

ОЦЕНКА ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ И МЕТОДИЧЕСКИЕ ВОПРОСЫ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ОБРАЗЦОВ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ КЕРАМИКИ

В.А. Товстоног

tovstonog@bmstu.ru

В.И. Томак

mgtu-e14@mail.ru

А.С. Бурков

mgtu-e14@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Выбор материалов теплонапряженных узлов аэрокосмических конструкций и энергетических установок основан на всестороннем изучении их физико-механических и оптических свойств в широком диапазоне температур вплоть до предельно высоких 2500...3000 К. Однако получение всего объема данных о свойствах вновь разрабатываемых конструкционных и теплозащитных материалов, необходимых для теоретических оценок теплового состояния и работоспособности проектируемых теплонапряженных конструкций, представляет исключительно сложную и дорогостоящую задачу. Кроме того, используемые теоретические модели теплонапряженного состояния чаще всего основаны на ряде допущений, что требует их верификации при сопоставлении с данными экспериментальных исследований. В связи с этим важную роль имеют интегральные методы оценки работоспособности материала в предполагаемых натуральных условиях теплового и силового нагружений. Эта задача решается при проведении наземных стендовых испытаний на моделирующих установках. При этом важно обеспечить адекватность температурных режимов испытываемого объекта в натуральных и модельных условиях. Эти вопросы рассмотрены применительно к оценке работоспособности термостойкой керамики в условиях воздействия высокотемпературного газового потока

Ключевые слова

Высокотемпературный газовый поток, термостойкая керамика, температурное состояние, физическое моделирование

Поступила 14.04.2020

Принята 18.05.2020

© Автор(ы), 2020

Введение. Разработка и создание высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов связана с решением ряда сложных научных и технических проблем, в частности аэродинамического нагрева [1–3] элементов конструкции и обеспечения их термостойкости. Аэродинамика высоких

скоростей полета обуславливает использование тонких аэродинамических профилей с малыми радиусами затупления кромок [4, 5], которые и являются наиболее теплонапряженными элементами конструкции планера. В связи с этим одной из сложных проблем является разработка материалов, допускающих работу в окислительной атмосфере при температурах 2000...2500 К и при этом обеспечивающих неизменность геометрических форм элементов конструкции, подверженных нагреву при обтекании высокотемпературным газовым потоком. Следует иметь в виду, что в этих условиях термостойкость теплонагруженного элемента конструкции определяется его физико-механическими, терморационными и химическими свойствами и при проведении соответствующего объема исследований могут быть даны теоретические оценки теплового и напряженно-деформированного состояний и получено заключение о работоспособности материала. Однако как всестороннее исследование свойств создаваемых высокотермостойких материалов, так и формулировка физических и математических моделей, объективно отражающих процесс взаимодействия высокоэнтальпийного газового потока с материалом, требуют больших материальных и интеллектуальных затрат и верификации теоретических предпосылок и результатов расчетов сопоставлением с экспериментальными данными. В то же время экспериментальные исследования позволяют получить данные о работоспособности материала в условиях воздействия высокоэнтальпийного потока, в наибольшей степени отражающих реальную картину процессов.

Для исследования процессов взаимодействия термостойких материалов с газовыми потоками используются различные устройства [6–9]. Однако в силу больших материальных затрат на производство испытательных установок и натуральных теплонагруженных элементов конструкций из вновь создаваемых материалов ЛА наибольшее распространение на практике получили исследования основных параметров процессов взаимодействия термостойких материалов с газовыми потоками на маломерных образцах и моделях [10–12]. При экспериментальных исследованиях большую роль играет соответствие условий теплового нагружения и натуральных условий эксплуатации. Как одну из значимых частных задач отметим выбор режимов тепловых испытаний, обеспечивающих как можно более близкое соответствие параметров, определяющих работоспособность испытываемого объекта, натурным и стендовым условиям воздействия высокоэнтальпийного газового потока.

В реальных условиях высокоскоростного полета в атмосфере воздействие на объект оказывает высокотемпературный воздушный поток, в усло-

виях газодинамических испытаний физико-химические свойства рабочего тела могут существенно отличаться от свойств высокотемпературного воздуха, что определяется используемым способом нагрева рабочего тела.

Наиболее простой и часто используемый на практике способ получения высокоэнтальпийных газовых потоков связан с применением газовых горелок и газогенераторов, реализующих сжигание топливных компонент в потоке окислителя, которым может быть как атмосферный воздух, так и другие виды окислителей. В связи с этим тепловое и газодинамическое воздействие на испытуемый объект во многом определяется как химическим составом топлива, так и параметрами продуктов сгорания в форкамере и сопловом тракте, которые выбираются исходя из задач исследования.

Полнота воспроизведения натуральных условий теплового и газодинамического воздействия зависит от большого числа факторов, поэтому обычно выбирается определяющий параметр, подлежащий воспроизведению при модельных тепловых испытаниях. Наиболее часто такой параметр, характеризующий термостойкость или теплозащитные свойства испытуемого материала, связывают с характеристиками нагрева и реакцией материала в окрестности точки полного торможения (критической точки) обтекаемого тела. При дозвуковом обтекании таким критерием может служить температура торможения. Однако при сверхзвуковом обтекании в связи с существенной зависимостью состава рабочего тела и физических свойств от температуры предпочтение должно быть отдано энтальпии торможения, сохраняющей постоянное значение на всем протяжении от форкамеры до точки торможения, в предположении отсутствия тепловых потерь в газодинамическом тракте

Второй существенный фактор, влияющий на результаты тепловых испытаний и правомерность их переноса на натурные условия, – это физико-химические свойства испытуемого материала и его геометрические характеристики, что определяется процессами теплопередачи в образце. Так, экстремальные параметры теплового воздействия реализуются для *адиабатической* стенки, однако *теплопроводность* материала и *излучение* нагреваемой поверхности существенным образом могут повлиять на оцениваемые параметры термостойкости испытуемого материала в силу различий совокупности параметров внешнего теплогазодинамического воздействия для натуральных и модельных условий нагрева.

Таким образом, при выборе режимов тепловых испытаний и интерпретации экспериментальных результатов следует учитывать, какой параметр может быть принят за критерий моделирования и насколько точно он отражает реальные процессы при воздействии высокотемпературного газовой

го потока на испытуемый объект. В адиабатическом приближении и при постоянных теплофизических свойствах потока (совершенный газ) таким критерием может служить температура торможения, реализуемая как температура рабочего тела в форкамере (температура продуктов сгорания). Однако для реального газа в качестве такого критерия должна быть принята энтальпия торможения, а правомерность выбора того или иного параметра может быть установлена при анализе и сопоставлении теплового состояния испытуемого объекта и заданных условий натурального воздействия и предположительно адекватных ему условий тепловых испытаний.

Следует особо отметить, что постановка тепловых испытаний в условиях воздействия высокоэнтальпийного газового потока полностью определяется целями испытаний, которые можно классифицировать следующим образом.

1. Качественная оценка термостойкости образца при заданных режимах теплового и газодинамического воздействия. В этом случае параметры модельного воздействия рабочего тела должны выбираться из условия воспроизведения принятого (назначенного) критерия. Сюда же может быть отнесена сравнительная оценка поведения разных материалов при однотипных условиях теплового воздействия.

2. Оценка теплофизических свойств и параметров теплопереноса испытуемого материала по экспериментальным данным доступных для измерения и регистрации параметров эксперимента (непрямая оценка параметров). В этом случае особые требования предъявляются к воспроизводимости условий эксперимента — температуре, скорости потока и составу рабочего тела.

В настоящей работе рассматриваются методические вопросы выбора режимов тепловых испытаний термостойкого материала с использованием газогенератора на топливных компонентах керосин/кислород, а в качестве объекта испытаний выбрана высокотемпературная композиционная керамика на основе борида гафния с добавками карбида кремния. Этот материал рассматривается как один из наиболее перспективных для ответственных элементов конструкции высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов [13–16], демонстрирующий высокую термоокислительную стойкость в воздушной атмосфере [17–20].

Объект исследований. В качестве объекта принят затупленный конус с полостью (рис. 1), выполненный из композиционной керамики $\text{HfB}_2 / \text{SiC}$ с массовыми долями борида гафния и карбида кремния $\varphi_{\text{HfB}_2} = 0,86$ и $\varphi_{\text{SiC}} = 0,14$. С использованием доступных данных о теплофизических

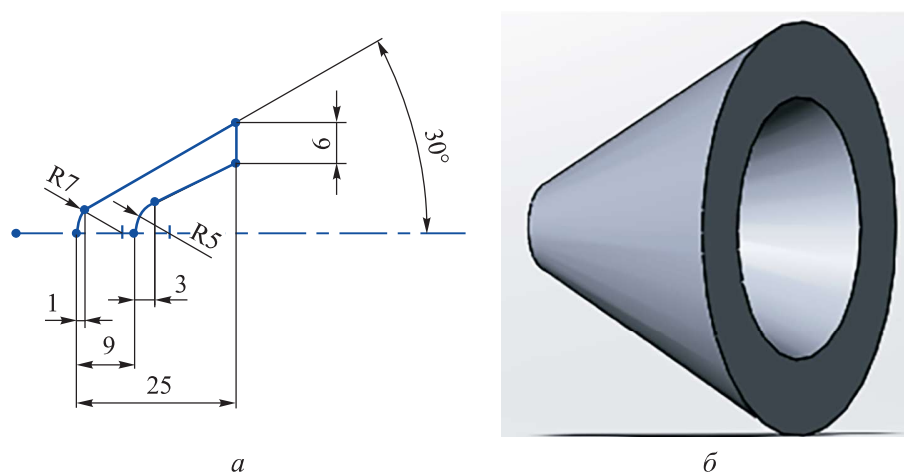


Рис. 1. Геометрические параметры сечения (а) и общий вид образца (б)

свойствах компонентов композиции [21–23] рассчитаны температурные зависимости теплоемкости и теплопроводности композиции, приведенные на рис. 2.

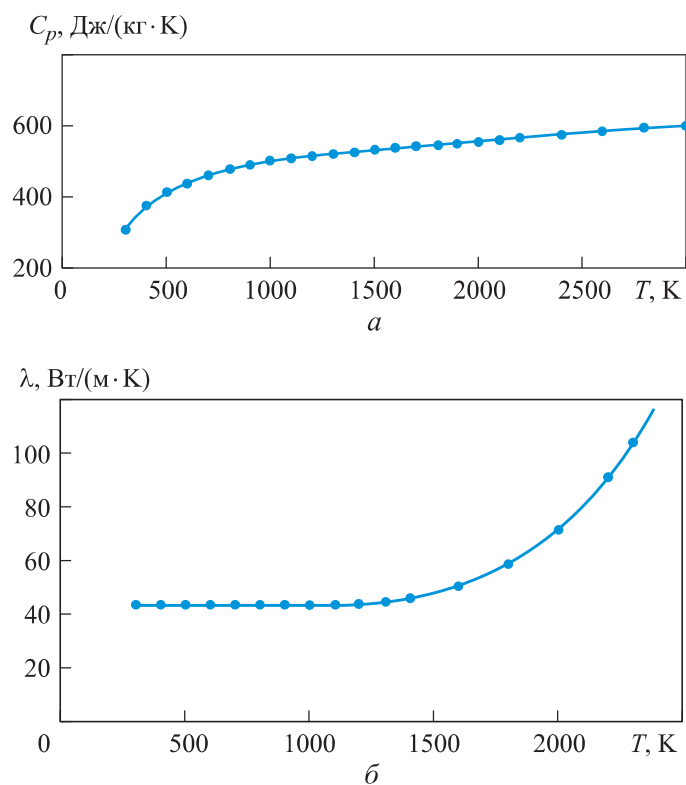


Рис. 2. Зависимости теплоемкости (а) и теплопроводности (б) композиционной керамики от температуры

При высоких температурах существенное влияние на температурное состояние нагреваемого объекта оказывает излучательная способность — параметр, который для сложных веществ может быть определен только экспериментально. В связи со сложностью задачи имеются лишь ограниченные данные об этом параметре. Для борида гафния и карбида кремния есть приближенные оценки излучательной способности [21, 23, 24] в области высоких температур — $\varepsilon_{\text{HfB}_2} \approx 0,9$ и $\varepsilon_{\text{SiC}} \approx 0,9$. Следовательно, можно предположить, что наиболее вероятным значением излучательной способности композиции HfB_2/SiC является величина $\varepsilon = 0,9$, которая и принята за базовую при проведении расчетов.

Условия теплового нагружения. Внешние условия теплового воздействия определяются газодинамическими параметрами потока. Предположим, что определяющим параметром является температура торможения $T^* = 2600$ К в критической точке при статических параметрах набегающего потока воздуха — температуре $T_0 = 300$ К и давлении $p_0 = 1$ атм. Приближенная оценка для скорости потока в предположении изэнтропического течения может быть получена по формуле

$$V_0 = a_0 \sqrt{\frac{2}{k_0 - 1} \left(\frac{T^*}{T_0} - 1 \right)},$$

где a_0 — скорость звука; $k_0 = C_{p0} / C_{v0}$ — постоянная адиабаты; при $a_0 = 331$ м/с и $k_0 = 1,4$ получаем $V_0 \approx 2050$ м/с и $M \approx 6,2$.

Давление в критической точке в приближении совершенного газа определяется по формуле Рэля [25]:

$$p^* = p_0 \frac{k_0 - 1}{k_0 + 1} \left[\frac{(k_0 + 1)^2}{2(k_0 - 1)} \right]^{k_0/(k_0 - 1)} \frac{M^2}{\left(\frac{2k_0}{k_0 - 1} - \frac{1}{M^2} \right)^{k_0/(k_0 - 1)}}.$$

Для рассматриваемого случая при $k_0 = 1,4$ имеем $p^* \approx 50$ атм и энтальпию торможения $I^* = C_p(T^*)T^* = 1,465 \cdot 2600 \approx 3810$ кДж/кг.

Состав воздушного потока определяется массовыми концентрациями компонентов: $O_2 = 0,231$, $N_2 = 0,755$, $Ar = 0,013$.

Для выбора параметров потока при тепловых испытаниях с использованием газогенератора воспользуемся результатами термодинамических расчетов, проведенных согласно [26, 27], считая, что рабочим телом являются продукты сгорания кислород/керосин при давлении в камере сгора-

ния $p_k = 10$ атм и истечении через идеальное сопло в свободное пространство при давлении окружающей среды $p_0 = 1$ атм. Примем элементный состав керосина $C_{7,21}H_{13,29}$ и рекомендуемое значение полной энтальпии $I_\Sigma = -1728$ кДж/кг [28].

Рассмотрим два варианта. В первом варианте (далее var 1) будем считать, что температура торможения в критической точке соответствует температуре в камере сгорания, т. е. $T^* = T_k$. Из результатов термодинамических расчетов следует, что для принятой топливной смеси совокупность параметров $T_k = 2600$ К, $p_k = 10$ атм реализуется при коэффициенте избытка окислителя $\alpha \approx 3,7$, при этом параметры течения на срезе сопла при $p_a = 1$ атм имеют значения $T_a = 1797$ К, $V_a = 1631$ м/с, $M = 2,146$, давление торможения в критической точке $p^* = 5,88$ атм; состав газового потока характеризуется следующими массовыми концентрациями компонентов: $O_2 = 0,675$, $H_2O = 0,089$, $CO_2 = 0,236$.

Во втором варианте (далее var 2) будем считать, что выполняется равенство энтальпий в камере сгорания и точке полного торможения, т. е. $I^* = I_k$. В этом случае температура в камере сгорания определяется из решения нелинейного уравнения

$$I^* = C_p(p_k, T_k)T_k$$

и приводит к значению $T_k \approx 2320$ К, которое реализуется при коэффициенте избытка окислителя $\alpha = 4,7$, а параметры течения на срезе сопла имеют следующие значения: $T_a = 1510$ К, $V_a = 1509$ м/с, $M = 2,152$, давление в критической точке $p^* = 5,95$ атм.

Как следует из полученных данных, для рассмотренных вариантов выбора рабочих параметров газогенератора имеются заметные различия в параметрах истечения рабочего тела, что при тепловых испытаниях может привести к различиям в тепловом состоянии испытуемого объекта. Степень этих различий может быть установлена при сопоставлении с характерными параметрами теплового состояния объекта испытаний в режиме натурального теплового воздействия.

Источниками различий может быть ряд факторов. Во-первых, это несоответствие газового состава — в натуральных условиях поток газа (воздуха) имеет окислительный потенциал, обусловленный кислородом (23 %), существенно меньший, чем в модельных условиях (67 %), что при высоких температурах нагрева может вызвать интенсивное окисление, связанное с этим тепловыделение на поверхности (перегрев выше ожидаемой температуры торможения) и поверхностное разрушение (унос массы).

Во-вторых, характеристики продуктов сгорания (модельного потока) заметно отличаются от физических свойств воздуха, что сказывается на параметрах теплообмена, а следовательно, и на температурном состоянии нагреваемого объекта. В-третьих, существенны различия в давлении и градиенте давления в окрестности точки торможения, а следовательно, и в силовом воздействии на поверхностный слой. В связи с этим при постановке и анализе результатов тепловых испытаний необходим детальный анализ роли каждого фактора, сопутствующего воздействию высокотемпературного газового потока на тепловое состояние испытуемого объекта.

Сравнительный анализ температурного состояния образца композитной керамики. Предположительно использование рассматриваемого материала связано с элементами конструкции устройств, характеризующимися высокой термостойкостью в условиях воздействия высокотемпературного газового потока. В этом случае определяющими являются параметры конвективного теплообмена и излучения при пренебрежении влиянием физико-химических процессов на нагреваемой поверхности на формирование температурного состояния объекта. В связи со сложной геометрической формой образца его температурное состояние будем характеризовать температурой в характерных (контрольных) точках (рис. 3): на внешней поверхности образца это критическая точка T_w ; точка

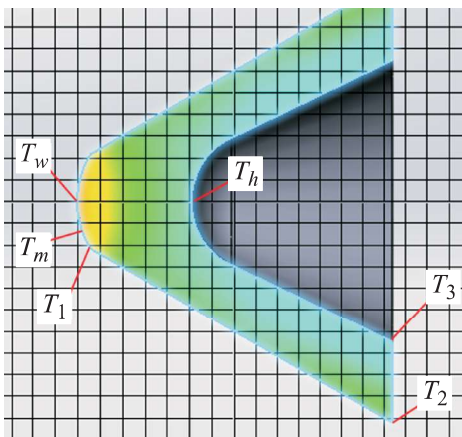


Рис. 3. Схема расположения характерных (контрольных) точек образца

T_m , соответствующая максимальной температуре (максимальному тепловому потоку); сингулярная точка T_1 , соответствующая резкому излому образующей — переходу от сферического закругления к конусу. На внутренней поверхности характерными можно считать точку дна внутренней полости (T_h) и точки на кромках внешней (T_2) и внутренней (T_3) поверхностей. Следует отметить, что экспериментальное определение температур при обтекании образца высокотемпературным потоком — это трудновыполнимая задача, поэтому

для контроля температурного состояния образца можно использовать только области, доступные для установки контактных датчиков или пирометрических измерений. В этом смысле точки T_h , T_2 , T_3 могут рассматриваться как наиболее удобные для термометрирования.

Крепление образца к державке и установка этой сборки в газовый поток могут быть выполнены разными способами, что, естественно, влияет на температурное состояние образца. Существенным становится вопрос о влиянии схемы эксперимента на его температурное состояние, что представляет самостоятельную задачу. Здесь же рассмотрим методический вопрос о влиянии условий теплового нагружения на температурное состояние образца, считая его свободным и обтекаемым высокотемпературным газовым потоком воздуха (как условие натурального нагрева) или продуктами сгорания топливной смеси керосин/кислород (как условие модельных тепловых испытаний), что позволит выявить основные особенности процесса нагрева и отличия в температурном состоянии образца в этих различающихся условиях нагрева.

Расчеты теплового состояния выполнены в нестационарной сопряженной постановке при задании теплофизических параметров внешней среды и обтекаемого тела табличными функциями температуры с учетом излучения со всех поверхностей образца по закону Стефана — Больцмана с заданным коэффициентом излучения $\varepsilon_w = 0,9$ (использован пакет инженерного анализа SolidWorks Flow Simulation, в котором реализовано численное решение уравнений Навье — Стокса методом конечных объемов).

Зависимости температуры в контрольных точках для условий натурального нагрева и моделей var 1, var 2 приведены на рис. 4, 5. Видно, что в натуральных условиях имеет место интенсивный нестационарный нагрев в начальной стадии и выход практически на стационарный режим нагрева

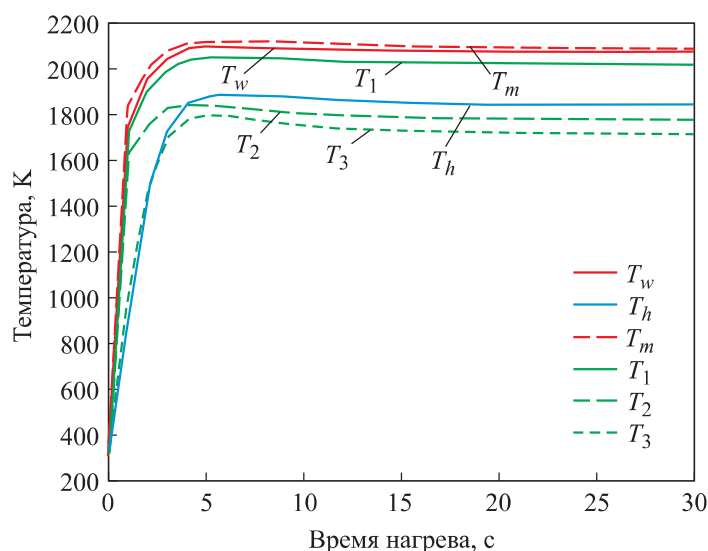


Рис. 4. Зависимость температуры в контрольных точках от времени нагрева при натуральных параметрах газового потока

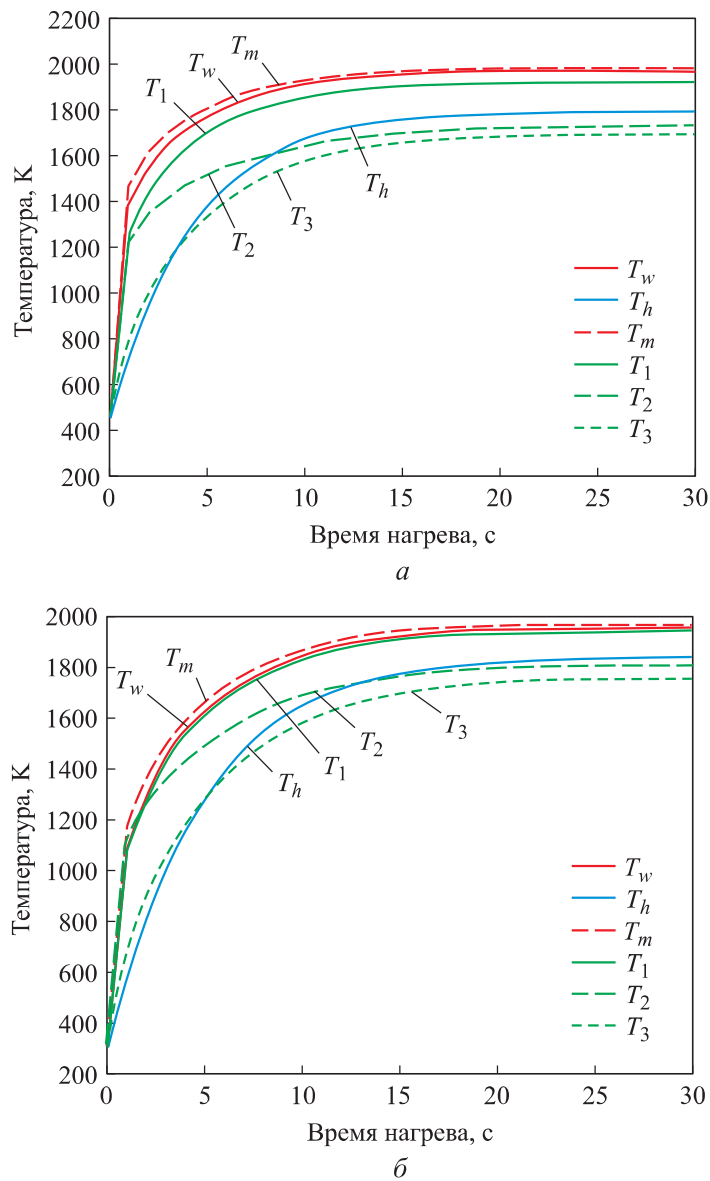


Рис. 5. Зависимость температуры в контрольных точках от времени нагрева при параметрах газового потока для var 1 (а) и var 2 (б)

при времени $t > 7$ с; в условиях моделирования нагрев в начальной стадии менее интенсивный и выход на стационарный режим для обоих вариантов реализуется при $t \gtrsim 20$ с. Из этого следует, что в натуральных условиях имеет место более жесткое термомеханическое напряженное состояние, чем при модельном нагреве.

На стационарном режиме ($t \gtrsim 25 \dots 30$ с) в критической точке в случае var 1 имеет место некоторый перегрев (~ 200 К) относительно натур-

ного режима, а в случае var 2 такого же порядка небольшой недогрев, но во втором случае (var 2) имеет место значительно лучшее соответствие в значениях температур в контрольных точках T_w , T_h , T_1 , чем в случае var 1 (рис. 6).

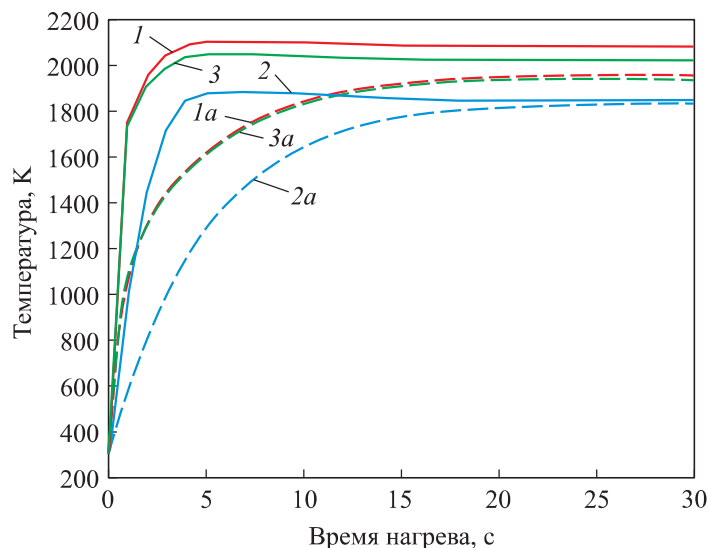


Рис. 6. Зависимость температуры от времени в контрольных точках T_w (1, 1a), T_h (2, 2a), T_1 (3, 3a) при натуральных (сплошные кривые) и модельных (var 2) (штриховые) условиях нагрева

Приведенные данные показывают, что при тепловых испытаниях режимные параметры работы газогенератора более правомерно выбирать из условия равенства энтальпий торможения, если работоспособность (термостойкость) материала оценивается по результатам испытаний на стационарном режиме. Однако в силу менее жесткого термомеханического состояния образца на нестационарной стадии при модельных условиях нагрева могут быть получены недостоверные сведения о термостойкости испытуемого материала, если термические напряжения превысят его предел прочности.

В практике газодинамических тепловых испытаний и анализе их результатов широко применяется подход, основанный на расчетах теплового состояния испытуемого объекта при задании на обтекаемой поверхности граничных условий 3-го рода:

$$q_w = -\lambda_w \frac{dT}{dn} = \alpha_w(T_e - T_w) - \varepsilon_w \sigma_B T_w^4,$$

где α_w — коэффициент теплоотдачи, который является сложной функцией локальных параметров потока и нагреваемого тела. На рис. 7 при-

ведены полученные численные результаты расчета зависимости коэффициента теплоотдачи в критической точке образца (1) и на кромке перехода от сферического затупления к конической поверхности (2) в воздушном потоке и в условиях моделирования var 2 для различных моментов времени нагрева. Видно существенное различие в значениях этого параметра, зависящее как от условий обтекания, так и от времени, т. е. текущего температурного состояния объекта, что ограничивает возможности использования существующих полуэмпирических методов оценки этого параметра в расчетах нестационарного теплового состояния объектов сложной геометрической формы.

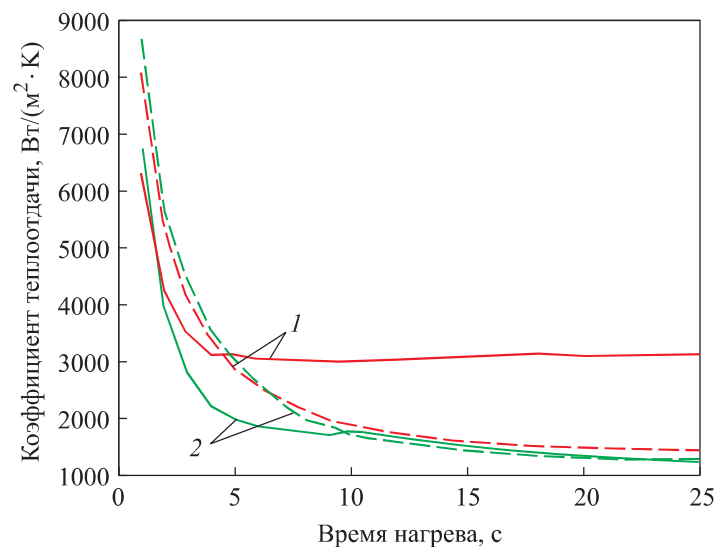


Рис. 7. Зависимость коэффициента теплоотдачи от времени нагрева в критической точке (1) и на кромке перехода (2) в воздушном потоке (сплошные кривые) и в продуктах сгорания (штриховые)

В рассмотренной постановке нагрева свободного образца в газовом потоке имеются существенные различия его температурного режима для начальной нестационарной стадии в натуральных и модельных условиях нагрева. Если рассматривать этот образец как элемент конструкции (для условий испытаний это может быть сборка образца с элементами крепления), то его температурное состояние будет определяться условиями теплопередачи к узлам крепления. В предельном случае наиболее жесткий режим нагрева будет при полной теплоизоляции торца (рис. 8). Видно, что теплоизоляция приводит к росту температуры на стационарной стадии и, что самое главное, резкому увеличению темпа нагрева на нестационарной стадии. В то же время в условиях натурального нагрева наличие теплоизоляции вызывает заметное увеличение температуры только на стационар-

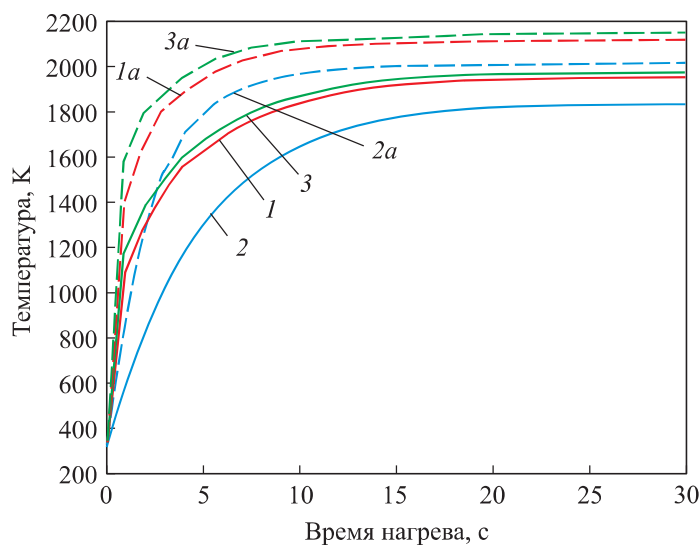


Рис. 8. Зависимость температуры в контрольных точках образца T_w , T_h , T_m в потоке продуктов сгорания (var 2) для образца без теплоизоляции (сплошные кривые) и с теплоизоляцией торца (штриховые):
 1, 1a — T_w ; 2, 2a — T_h ; 3, 3a — T_m

ной стадии. Если сопоставить зависимости температуры в характерных точках теплоизолированного образца в натуральных и модельных условиях нагрева (рис. 9), то видно, что при теплоизоляции торца достигается

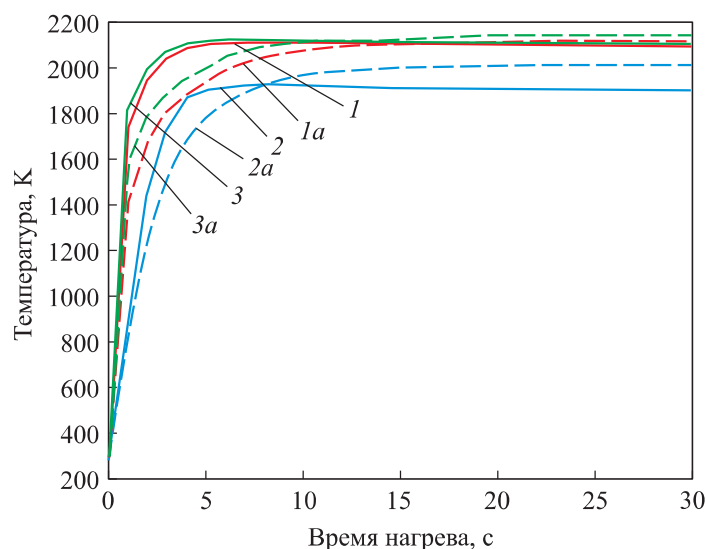


Рис. 9. Зависимость температуры в контрольных точках образца T_w , T_h , T_m в потоке воздуха (сплошные кривые) и в потоке продуктов сгорания (штриховые, var 2) для образца с теплоизоляцией торца:
 1, 1a — T_w ; 2, 2a — T_h ; 3, 3a — T_m

хорошее соответствие температурного состояния образцов. Таким образом, при рациональном выборе конструкции узлов крепления образца могут быть получены объективные результаты по термостойкости материала.

Выводы. Выбор режимов тепловых испытаний должен основываться на предварительной оценке теплового состояния объекта в натуральных условиях теплового воздействия, задаваемых как совокупность определяющих параметров — скорости потока и давления окружающей среды или энтальпии торможения и числа Маха.

Наиболее полное соответствие теплового и силового состояний испытуемого образца натурным условиям обтекания газовым потоком связано с выполнением равенства полных энтальпий, давления торможения и градиентов скорости, что детально обосновано в работах профессора А.Ф. Колесникова (ИПМех РАН) [29, 30]. Таким образом, приведенные результаты следует рассматривать с позиций теплового моделирования, так как два последних фактора (давление торможения и градиент скорости) в изложенной методике не воспроизводимы. Однако при этом выбор режимных параметров газогенератора должен основываться на воспроизведении не температуры, а энтальпии торможения, что обусловлено следующим фактором. Так, если целью тепловых испытаний является определение термостойкости материала при высокоинтенсивных режимах нагрева, то даже небольшой перегрев относительно предельно допустимой температуры может привести к его разрушению. В рассмотренных случаях реализация температуры торможения (var 1) в форкамере обуславливает температуру модельного потока на ~ 300 К выше, чем при реализации энтальпии торможения (var 2). Несмотря на относительно невысокий уровень температуры в модельном потоке продуктов сгорания, степень диссоциации основной компоненты — кислорода в первом случае (var 1) примерно на два порядка выше, чем во втором (var 2), что может быть одной из причин перегрева образца за счет процесса рекомбинации; другая причина может быть связана с изменением состава продуктов сгорания.

При тепловых испытаниях на температурное состояние образца большое значение оказывают условия теплопередачи к узлам крепления. Выбор их рациональной конструкции позволяет достичь наилучшего соответствия в температурном состоянии испытуемого образца натурным условиям, что обеспечивает получение объективных данных по термостойкости испытуемого материала.

Для оценки теплового состояния следует использовать модели сопряженного нестационарного теплообмена внешней среды с обтекаемым объектом по двум причинам:

1) стационарный режим нагрева даже при хорошем совпадении результатов натурального и модельного тепловых состояний не может объективно отразить процессы на начальной (нестационарной) стадии, где возможна реализация наиболее теплонапряженного состояния и связанного с этим наиболее яркого проявления прочностных свойств исследуемого материала;

2) использование моделей нагрева в несопряженной постановке при задании на обтекаемой поверхности объекта сложной геометрической формы граничных условий 3-го рода не может объективно отразить процесс формирования его теплового состояния, так как коэффициент теплоотдачи является сложной функцией локальных параметров течения и температуры поверхности.

Предварительная оценка теплового состояния объекта испытаний в натуральных и модельных условиях позволяет наиболее объективно выбрать контрольные точки для установки датчиков с учетом технической реализуемости и получения достоверной информации о свойствах объекта.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Цихош Э. Сверхзвуковые самолеты. М., Мир, 1983.
- [2] Kleb W.L., Wood W.A., Gnoffo P.A., et al. Computational aeroheating predictions for X-34. *J. Spacecr. Rockets*, 1999, vol. 36, no. 2, pp. 179–188.
DOI: <https://doi.org/10.2514/2.3448>
- [3] Milos F.S., Squire T.H. Thermostructural analysis of X-34 wing leading-edge tile thermal protection system. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 36, no. 2, pp. 189–198.
DOI: <https://doi.org/10.2514/2.3449>
- [4] Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. М., Машиностроение, 1983.
- [5] Горский В.В., ред. Математическое моделирование тепловых и газодинамических процессов при проектировании летательных аппаратов. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.
- [6] Полежаев Ю.В., Шишков А.А. Газодинамические испытания тепловой защиты. М., Промедэк, 1992.
- [7] ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. Экспериментальная база. *tsagi.ru: веб-сайт*.
URL: http://www.tsagi.ru/experimental_base (дата обращения: 15.02.2020).
- [8] ФГУП «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша»: *веб-сайт*.
URL: <http://kerc.msk.ru> (дата обращения: 15.02.2020).
- [9] ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН. Экспериментальная база. *itam.nsc.ru: веб-сайт*. URL: <http://itam.nsc.ru/science/facilities.html> (дата обращения: 15.02.2020).
- [10] Землянский Б.А., ред. Конвективный теплообмен летательных аппаратов. М., ФИЗМАТЛИТ, 2014.

- [11] Горский В.В., Гордеев А.Н., Дмитриева А.А. и др. ВЧ-плазматрон ВГУ-4 ИПМех РАН как инструмент для исследования кинетики гетерогенных химических реакций, протекающих на поверхности углеродного материала. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2017, т. 18, № 2.
URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/736>
- [12] Колесников А.Ф., Гордеев А.Н., Васильевский С.А. и др. Теплообмен в неравновесных струях диссоциированного азота: эксперимент на ВЧ-плазматроне и численное моделирование. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2016, т. 17, № 2. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-2/articles/637>
- [13] Соколов П.С., Аракчеев А.В., Михальчик И.Л. и др. Сверхвысокотемпературная керамика на основе HfB_2 -30 % SiC: получение и основные свойства. *Новые огнеупоры*, 2017, № 5, с. 48–55. DOI: <https://doi.org/10.17073/1683-4518-2017-5-48-55>
- [14] Прямилова Е.Н., Пойлов В.З., Лямин Ю.Б. Термохимическая стойкость керамики на основе боридов циркония и гафния. *Вестник ПНИПУ. Химическая технология и биотехнология*, 2014, № 4, с. 55–67.
- [15] Гращенков Д.В., Сорокин О.Ю., Лебедева Ю.Е. и др. Особенности спекания тугоплавкой керамики на основе HfB_2 методом гибридного искрового плазменного спекания. *Журнал прикладной химии*, 2015, т. 88, № 3, с. 379–386.
- [16] Симоненко Е.П., Симоненко Н.П., Севастьянов В.Г. и др. Получение композиционных порошков состава HfB_2/SiC с применением золь-гель технологии. *Журнал неорганической химии*, 2016, т. 61, № 12, с. 1543–1559.
DOI: <https://doi.org/10.7868/S0044457X16120175>
- [17] Севастьянов В.Г., Симоненко Е.П., Гордеев А.Н. и др. Получение сверхвысокотемпературных композиционных материалов HfB_2 -SiC и исследование их поведения под воздействием потока диссоциированного воздуха. *Журнал неорганической химии*, 2013, т. 58, № 11, с. 1419–1426.
DOI: <https://doi.org/10.7868/S0044457X13110184>
- [18] Севастьянов В.Г., Симоненко Е.П., Гордеев А.Н. и др. Получение керамических материалов состава HfB_2 -SiC (45 об. %) и исследование его поведения под длительным воздействием потока диссоциированного воздуха. *Журнал неорганической химии*, 2014, т. 59, № 11, с. 1542–1556.
DOI: <https://doi.org/10.7868/S0044457X1411021X>
- [19] Севастьянов В.Г., Симоненко Е.П., Гордеев А.Н. и др. Получение керамических материалов состава HfB_2 -SiC (10...20 об. %) и исследование их поведения под длительным воздействием потока диссоциированного воздуха. *Журнал неорганической химии*, 2014, т. 59, № 12, с. 1611–1632.
DOI: <https://doi.org/10.7868/S0044457X14120253>
- [20] Симоненко Е.П., Гордеев А.Н., Симоненко Н.П. и др. Исследование поведения керамических материалов HfB_2 -SiC (10, 15 и 20 об. %) в потоках высокоэнтальпийного воздуха. *Журнал неорганической химии*, 2016, т. 61, № 10, с. 1259–1275.
- [21] Кржижановский Р.Е., Штерн З.Ю. Теплофизические свойства неметаллических материалов (карбиды). Л., Энергия, 1973.

- [22] Самсонов Г.В., Виноцкий И.М. Тугоплавкие соединения. М., Металлургия, 1976.
- [23] Самсонов Г.В., Серебрякова Т.И., Неронов В.А. Бориды. М., Атомиздат, 1975.
- [24] Шейндлин А.Е., ред. Излучательные свойства твердых материалов. М., Энергия, 1974.
- [25] Аржаников Н.С., Садекова Г.С. Аэродинамика больших скоростей. М., Высшая школа, 1965.
- [26] Белов Г.В., Трусов Б.Г. Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем. М., МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.
- [27] Белов Г.В. Термодинамическое моделирование: методы, алгоритмы, программы. М., Научный мир, 2002.
- [28] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей. М., Машиностроение, 1969.
- [29] Колесников А.Ф. Условия локального подобия термохимического взаимодействия высокоэнтальпийных потоков газов с неразрушаемой поверхностью. *Теплофизика высоких температур*, 2014, т. 52, № 1, с. 118–125.
- [30] Васильевский С.А., Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Локальное моделирование аэродинамического нагрева поверхности затупленного тела в дозвуковых высокоэнтальпийных потоках воздуха: теория и эксперимент на ВЧ-плазмотроне. *Изв. РАН. Механика жидкости и газа*, 2017, № 1, с. 160–167.

Товстоног Валерий Алексеевич — д-р техн. наук, старший научный сотрудник, профессор кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Томак Виктор Иванович — канд. техн. наук, заведующий отделом НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Бурков Андрей Сергеевич — научный сотрудник НИИ ЭМ МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Товстоног В.А., Томак В.И., Бурков А.С. Оценка температурного состояния и методические вопросы газодинамических испытаний образцов высокотемпературной керамики. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 6, с. 45–65. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-6-45-65>

ESTIMATING THE THERMAL STATE AND METHODOLOGICAL ISSUES IN GAS DYNAMIC TESTING OF REFRACTORY CERAMIC SAMPLES

V.A. Tovstonog

tovstonog@bmstu.ru

V.I. Tomak

mgtu-e14@mail.ru

A.S. Burkov

mgtu-e14@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

Material selection for aerospace structural and power plant units subjected to thermal stresses is based on thorough investigation of their physical, mechanical and optical properties in a wide range of temperatures up to 2500–3000 K, which are in practice the highest possible. However, it is exceptionally difficult and expensive to obtain the whole extent of data on the properties of structural and refractive materials currently in development that is required to analytically estimate the thermal state and performance of the structures designed to be subjected to thermal stresses. Moreover, the theoretical thermal state models in use are most often based on a number of assumptions, which means that they will need to be validated against experimental investigation data. As a result, integral methods of estimating material performance under intended real-world thermal and force loads become highly important. Ground-based development testing using simulation installations will solve this problem. While testing, it is important to ensure that the simulated thermal modes of the object being tested match its real-world thermal modes. The paper considers these issues regarding estimating refractory ceramics performance subjected to a high-temperature gas flow

Keywords

High-temperature gas flow, refractory ceramics, thermal state, physical simulation

Received 14.04.2020

Accepted 18.05.2020

© Author(s), 2020

REFERENCES

- [1] Cichosz E. Rozwój samolotów naddźwiękowych. Warszawa, Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, 1980.
- [2] Kleb W.L., Wood W.A., Gnoffo P.A., et al. Computational aeroheating predictions for X-34. *J. Spacecr. Rockets*, 1999, vol. 36, no. 2, pp. 179–188.
DOI: <https://doi.org/10.2514/2.3448>
- [3] Milos F.S., Squire T.H. Thermostructural analysis of X-34 wing leading-edge tile thermal protection system. *J. Spacecr. Rockets*, vol. 36, no. 2, pp. 189–198.
DOI: <https://doi.org/10.2514/2.3449>

- [4] Kuchemann D. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press, 1978.
- [5] Gorskiy V.V., ed. Matematicheskoe modelirovanie teplovykh i gazodinamicheskikh protsessov pri proektirovanii letatel'nykh apparatov [Mathematical modelling of thermal and gas-dynamic processes at aircraft design]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2011.
- [6] Polezhaev Yu.V., Shishkov A.A. Gaczinamicheskie ispytaniya teplovy zashchity [Gas-dynamic tests of thermal protection]. Moscow, Promedek Publ., 1992.
- [7] TsAGI im. N.E. Zhukovskogo. Eksperimental'naya baza [Central Aerohydrodynamic Institute. Experimental base]. *tsagi.ru: website* (in Russ.). Available at: http://www.tsagi.ru/experimental_base (accessed: 15.02.2020).
- [8] FGUP "Issledovatel'skiy tsentr imeni M.V. Keldysha" [FGUP Eesearch center n.a. Keldysh M.V.]: *website* (in Russ.). Available at: <http://kerc.msk.ru> (accessed: 15.02.2020).
- [9] ITPM im. S.A. Khristianovicha SO RAN. Eksperimental'naya baza [Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS. Experimental base]. *itam.nsc.ru: webiste* (in Russ.). Available at: <http://itam.nsc.ru/science/facilities.html> (accessed: 15.02.2020).
- [10] Zemlyanskiy B.A., ed. Konvektivnyy teploobmen letatel'nykh apparatov [Convective heat transfer in aircraft]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2014.
- [11] Gorskiy V.V., Gordeev A.N., Dmitrieva A.A., et al. HF-Plasmatron IPG-4 in IPMech RAS as an instrument for determination of kinetics of heterogeneous chemical reactions on the surface of carbon material. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike* [Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics], 2017, vol. 18, no. 2 (in Russ.). Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/736>
- [12] Kolesnikov A.F., Gordeev A.N., Vasil'yevskiy S.A., et al. Heat transfer in nonequilibrium dissociated nitrogen jets: experiments in RF-plasmatron and numerical modeling. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoy dinamike* [Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics], 2016, vol. 17, no. 2 (in Russ.). Available at: <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-2/articles/637>
- [13] Sokolov P.S., Arakcheev A.V., Mikhal'chik I.L., et al. Ultra-high temperature HfB₂-30 % SiC ceramics: preparation and general properties. *Novye ognepory* [New Refractories], 2017, no. 5, pp. 48–55 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.17073/1683-4518-2017-5-48-55>
- [14] Pryamilova E.N., Poylov V.Z., Lyamin Yu.B. Thermochemical stability of the ceramics based on zirconium and hafnium borides. *Vestnik PNIPU. Khimicheskaya tekhnologiya i biotekhnologiya* [PNRPU Bulletin. Chemical Technology and Biotechnology], 2014, no. 4, pp. 55–67 (in Russ.).
- [15] Grashchenkov D.V., Sorokin O.Yu., Lebedeva Yu.E., et al. Specific features of sintering of HfB₂-based refractory ceramic by hybrid spark plasma sintering. *Russ. J. Appl. Chem.*, 2015, vol. 88, pp. 386–393. DOI: <https://doi.org/10.1134/S1070427215030040>
- [16] Simonenko E.P., Simonenko N.P., Sevast'yanov V.G., et al. Preparation of HfB₂/SiC composite powders by sol-gel technology. *Russ. J. Inorg. Chem.*, 2016, vol. 61, no. 12, pp. 1483–1498. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0036023616120172>

- [17] Sevast'yanov V.G., Simonenko E.P., Gordeev A.N., et al. Production of ultrahigh temperature composite materials HfB₂-SiC and the study of their behavior under the action of a dissociated air flow. *Russ. J. Inorg. Chem.*, 2013, vol. 58, no. 11, pp. 1269–1276. DOI: <https://doi.org/10.1134/S003602361311017X>
- [18] Sevast'yanov V.G., Simonenko E.P., Gordeev A.N., et al. HfB₂-SiC (45 vol. %) ceramic material: manufacture and behavior under long-term exposure to dissociated air jet flow. *Russ. J. Inorg. Chem.*, 2014, vol. 59, no. 11, pp. 1298–1311. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0036023614110217>
- [19] Sevast'yanov V.G., Simonenko E.P., Gordeev A.N., et al. HfB₂-SiC (10–20 vol. %) ceramic materials: manufacture and behavior under long-term exposure to dissociated air streams. *Russ. J. Inorg. Chem.*, 2014, vol. 59, no. 12, pp. 1361–1382. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0036023614120250>
- [20] Simonenko E.P., Gordeev A.N., Simonenko N.P., et al. Behavior of HfB₂-SiC (10, 15 and 20 vol. %) ceramic materials in high-enthalpy air flows. *Russ. J. Inorg. Chem.*, 2016, vol. 61, no. 10, pp. 1203–1218. DOI: <https://doi.org/10.1007/s10971-019-05029-9>
- [21] Krzhizhanovskiy R.E., Shtern Z.Yu. *Teplofizicheskie svoystva nemetallicheskih materialov (karbidy)* [Thermal physical properties of non-metal materials (carbides)]. Leningrad, Energiya Publ., 1973.
- [22] Samsonov G.V., Vinitskiy I.M. *Tugoplavkie soedineniya* [High-melting compounds]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1976.
- [23] Samsonov G.V., Serebryakova V.I., Neronov V.A. *Boridy* [Borides]. Moscow, Atomizdat Publ., 1975.
- [24] Sheyndlin A.E., ed. *Izluchatel'nye svoystva tverdykh materialov* [Emission properties of solids]. Moscow, Energiya Publ., 1974.
- [25] Arzhanikov N.S., Sadekova G.S. *Aerodinamika bol'shikh skorostey* [Aerodynamics of high velocities]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1965.
- [26] Belov G.V., Trusov B.G. *Termodinamicheskoe modelirovanie khimicheskii reaktivnykh sistem* [Thermodynamic modelling of chemically reacting systems]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2013.
- [27] Belov G.V. *Termodinamicheskoe modelirovanie: metody, algoritmy, programmy* [Thermodynamic modelling: methods, algorithms, programs]. Moscow, Nauchnyy mir Publ., 2002.
- [28] Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigateley* [Theory of rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969.
- [29] Kolesnikov A.F. Local similarity conditions of the thermochemical interaction between high-enthalpy gas flows and an indestructible surface. *High Temp.*, 2014, vol. 52, no. 1, pp. 110–116. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X13060151>
- [30] Vasil'yevskiy S.A., Gordeev A.N., Kolesnikov A.F. Local modeling of the aerodynamic heating of the blunt body surface in subsonic high-enthalpy air flow. Theory and experiment on a high-frequency plasmotron. *Fluid Dyn.*, 2017, vol. 52, no. 1, pp. 158–164. DOI: <https://doi.org/10.1134/S001546281701015X>

Tovstonog V.A. — Dr. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Tomak V.I. — Cand. Sc. (Eng.), Head of Department, Scientific Research Institute of Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Burkov A.S. — Research Fellow, Scientific Research Institute of Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Tovstonog V.A., Tomak V.I., Burkov A.S. Estimating the thermal state and methodological issues in gas dynamic testing of refractory ceramic samples. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 6, pp. 45–65 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-6-45-65>