

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ОБРАЗЦОВ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ КЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ

**В.А. Товстоног**

**В.И. Томак**

**А.А. Алиев**

**А.С. Бурков**

tovstonog@bmstu.ru

mgту-e14@mail.ru

aliev@bmstu.ru

mgту-e14@mail.ru

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

---

### Аннотация

Перспективы развития аэрокосмической техники во много связаны с разработкой высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями, в которых окислителем является атмосферный воздух. Такие аппараты могут быть использованы для оперативной доставки полезной нагрузки на межконтинентальную дальность, а также в качестве разгонных ступеней для выведения космических аппаратов на околоземные орбиты. Характерная особенность высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов — наличие острых кромок аэродинамических профилей, обтекаемых высокоскоростным потоком воздуха с большим окислительным потенциалом. В связи с этим техническая реализация многочисленных проектов атмосферных гиперзвуковых летательных аппаратов во многом определяется возможностью создания материалов, стойких в окислительной атмосфере при температуре 2000...2500 °С. Проведена оценка температурного состояния элемента конструкции в виде затупленного клина из перспективных термостойких керамик в условиях полета на высоте 22 км при скорости  $M = 7$

### Ключевые слова

*Летательный аппарат, аэродинамический нагрев, высокие температуры, термостойкие керамики, температурное состояние, моделирование*

Поступила 15.10.2020

Принята 03.12.2020

© Автор(ы), 2021

---

**Введение.** Разработка высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов (ЛА) — многоплановая проблема [1–8], связанная с решением сложных теоретических вопросов аэродинамики и теплообмена, практических вопросов выбора или создания конструкционных материалов для теплонапряженных узлов конструкции планера и силовой установки, сохраняющих работоспособность при температуре 2000...2500 °С в окислительной атмосфере. Существенная особенность таких аппаратов — использование

тонких аэродинамических профилей с острой кромкой [9–11]. Кроме того, в ЛА этого типа силовая установка, в качестве которой предполагается использование гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя [12–17], интегрирована с планером, а входная часть воздухозаборника также имеет острые кромки.

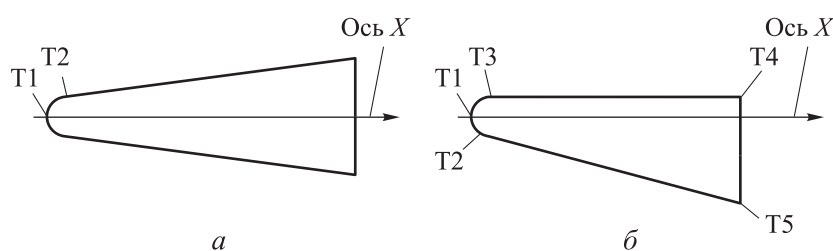
В связи с развитием техники гиперзвукового полета в атмосфере большой интерес представляют вопросы аэродинамики и аэрофизики тонких тел [18–20]. Однако практические результаты могут быть успешными, если будет решена проблема термостойкости острых кромок как наиболее теплонагруженных элементов конструкции. Так, в одной из первой фундаментальной монографии [21] отмечено «...В конструкторской практике почти невозможно изготовить переднюю часть тела, которая была бы достаточно острой для того, чтобы ее можно было рассматривать как идеальное острие. Кроме того, местный нагрев вблизи очень тонкого острия может быть так велик, что это тонкое острие будет быстро оплавляться. Таким образом, мы должны считаться с тем обстоятельством, что тонкие тела в действительности являются слегка затупленными». Это обстоятельство обусловило проведение фундаментальных исследований аэрофизики тонких тел с малыми радиусами затупления кромок [22, 23]. В то же время проводятся прикладные исследования в области создания высокотемпературных термостойких материалов, среди которых наиболее перспективны термостойкие керамики [24–26]. Область практического применения этих материалов прежде всего связана с исследованием вопросов температурного состояния элементов конструкции в условиях высокоинтенсивного нагрева.

**Объект исследований.** Практическое применение термостойких керамик для элементов атмосферных ЛА во многом определяется не только температурой, но и окислительной стойкостью. В этом отношении наиболее перспективны керамики на основе оксидных соединений — оксиды циркония и алюминия [27–29]. Высокую температуру плавления имеют многие материалы бескислородного класса, например TiC (3253 °C), ZrC (3530 °C), HfC (3890 °C), TaC (3985 °C), HfN (3300 °C), TaN (3360 °C) и др. Однако при высоких значениях температуры в зависимости от состояния окружающей среды заметную роль могут играть процессы испарения или диссоциации указанных соединений, химические процессы взаимодействия с внешней (в частности, воздушной) средой, ограничивающие применение высокотемпературных материалов в системах тепловой защиты или требующие специальных мер, ограничивающих воздействие внешней

среды (например, создание защитной атмосферы из инертных газов, вакуумирование или нанесение защитных покрытий [30]).

Одним из направлений, стимулирующих использование бескислородных термостойких материалов в системах тепловой защиты, является создание композиций, одна из компонент которой при нагреве и взаимодействии с окислительной средой образует соединение, покрывающее основной термостойкий компонент. Так, в композиции борид гафния/карбид кремния ( $\text{HfB}_2/\text{SiC}$ ) окисление карбида кремния приводит к образованию оксида кремния, который в виде высоковязкой пленки расплава защищает борид гафния. Результаты исследования такой композиции приведены в [31–34]: композиция показала высокую термостабильность при температуре до 1800...2600 °С в воздушной атмосфере.

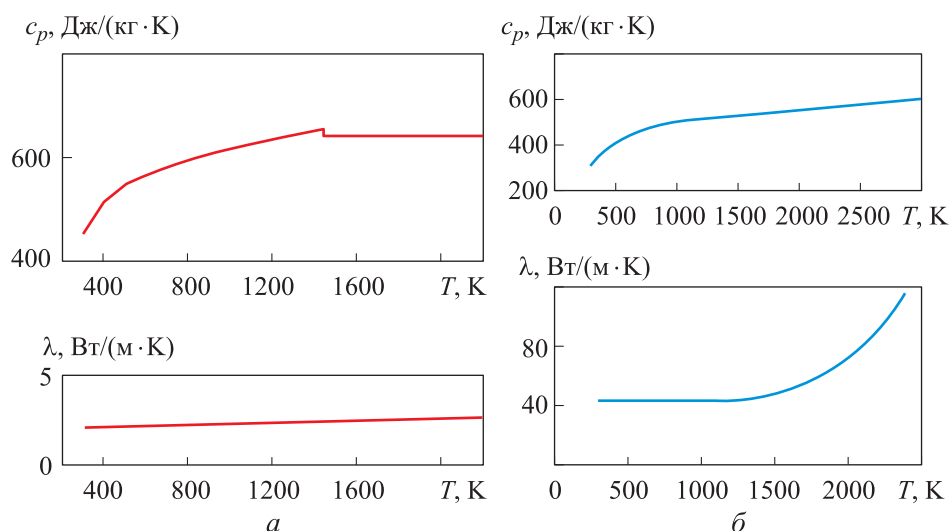
*Цель работы* — провести сравнительную характеристику температурного состояния модели, выполненной из наиболее термостойкого оксида циркония и композиционной керамики  $\text{HfB}_2/\text{SiC}$ , при параметрах нагрева, соответствующих обтеканию высокоскоростным потоком воздуха на высоте 22 км со скоростью  $M = 7$ . В качестве модели рассмотрены протяженный клин и полуклин (рис. 1) с геометрическими параметрами,



**Рис. 1.** Схемы расположения контрольных точек сечения клина (а) и полуклина (б):

контрольные точки: T1–T5; T1 — критическая точка; T2, T3 — точки сопряжения

взятыми из [35]: радиус затупления 2 мм, угол конусности 15°; высота клина вдоль оси X принята равной 50 мм. Теплофизические характеристики материалов, использованные в расчетах, приведены на рис. 2; плотность оксида циркония  $\rho_{\text{ZrO}_2} = 6000 \text{ кг/м}^3$ , композиционной керамики  $\text{HfB}_2/\text{SiC}$   $\rho_{\text{сomp}} = 8000 \text{ кг/м}^3$ . Полагая, что основной теплозащитный эффект высокотемпературных неразрушаемых элементов конструкций определяется излучением, которое может быть интенсифицировано зачерняющими добавками или покрытиями [36], излучательную способность поверхности образцов принимаем равной  $\varepsilon_w = 0,9$ .

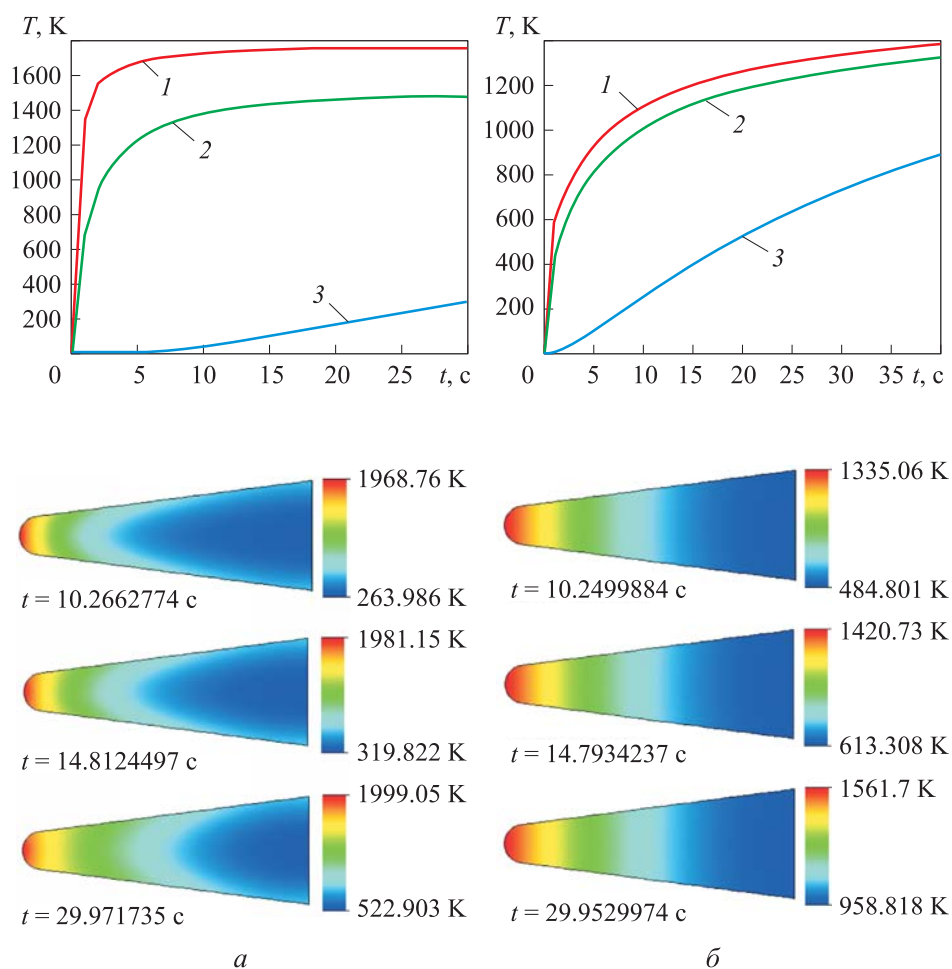


**Рис. 2.** Теплофизические характеристики оксида циркония (а) и композиционной керамики (б), использованные в расчетах

**Результаты исследования.** Численное моделирование температурного состояния клина для условий полета с нулевым углом атаки проводилось с использованием пакета инженерного анализа *SolidWorks Flow Simulation*. Зависимости температуры в контрольных точках (см. рис. 1) от времени нагрева и температурные поля в сечении образцов для различных значений времени нагрева приведены на рис. 3 и 4.

Согласно приведенным результатам, имеются существенные различия температурного состояния образцов из оксида циркония и композиционной керамики, отражающие различия теплофизических характеристик этих материалов. Так, для оксида циркония температура в окрестности затупления в период времени 15...30 с приобретает характер стационарного режима, в то время как для композиционной керамики этот режим наступает значительно позднее. При этом в сопоставимые периоды времени температура на поверхности оксида циркония в окрестности затупления существенно (на  $\approx 400$  К) выше, чем температура на поверхности керамики. На торце картина нагрева обратная, что является следствием более высокой теплопроводности композиционной керамики, чем оксида циркония.

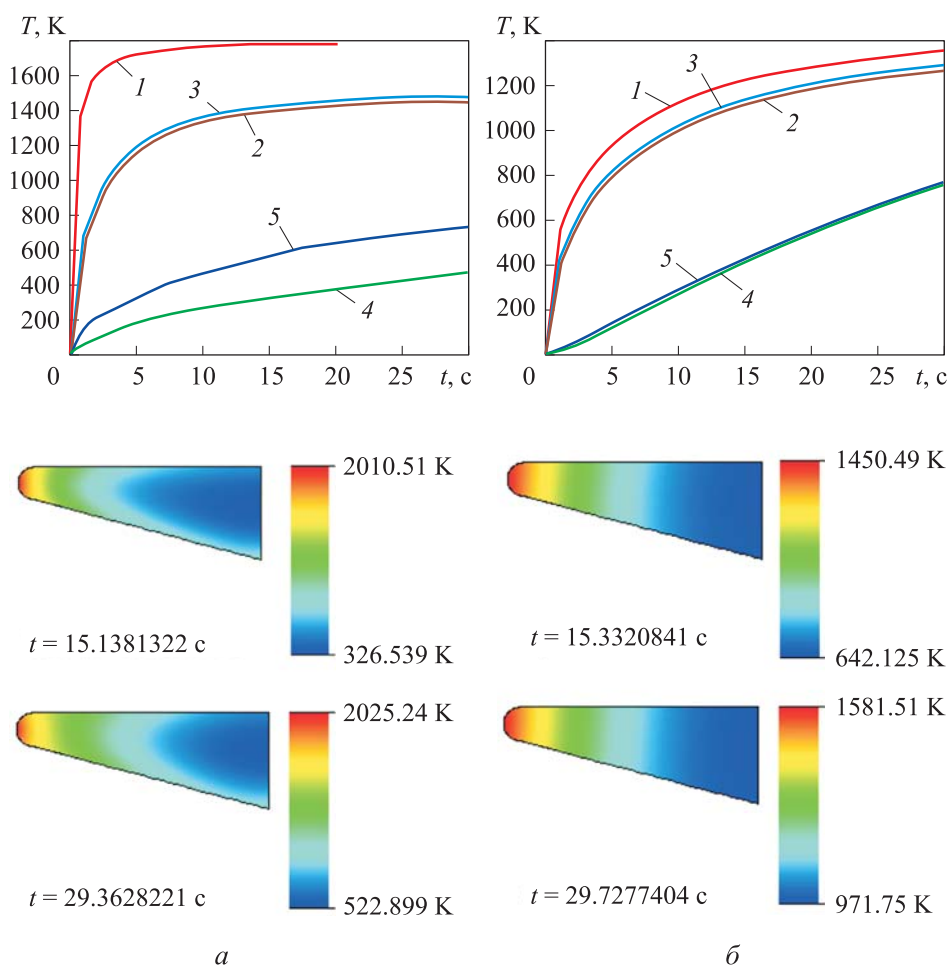
Еще одно отличие температурного состояния образцов этих материалов — практически однородное по сечению температурное поле в образце композиционной керамики и существенно неоднородное у оксида циркония (рис. 5, 6). Это может стать определяющим фактором с позиции термостойкости при нестационарных режимах нагрева. Следова-



**Рис. 3.** Зависимости температуры от времени в контрольных точках Т1 (1), Т2 (2) и Т3 (3) и температурные поля для различных значений времени нагрева затупленного клина из оксида циркония (а) и композиционной керамики (б)

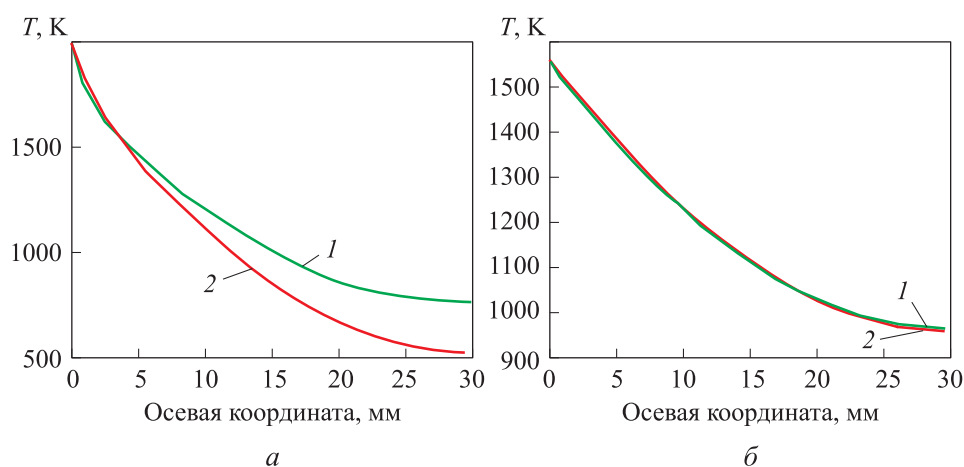
тельно, более высокая теплопроводность композиционной керамики способствует снижению температуры в наиболее нагретой области и более равномерному нагреву теплонапряженного элемента конструкции.

Рекомендации по практическому применению термостойких покрытий могут быть получены при экспериментальных исследованиях в условиях, моделирующих условия реального полета. Для этого проводятся испытания образцов материалов или маломерных моделей на газодинамических установках разного типа — плазмотронах, аэродинамических трубах с подогревом, газогенераторах, в струях ЖРД [37–40]. При этом важную роль играет подобие процессов, сопутствующих нагреву в натуральных условиях обтекания воздушным потоком и реализуемым на модели-

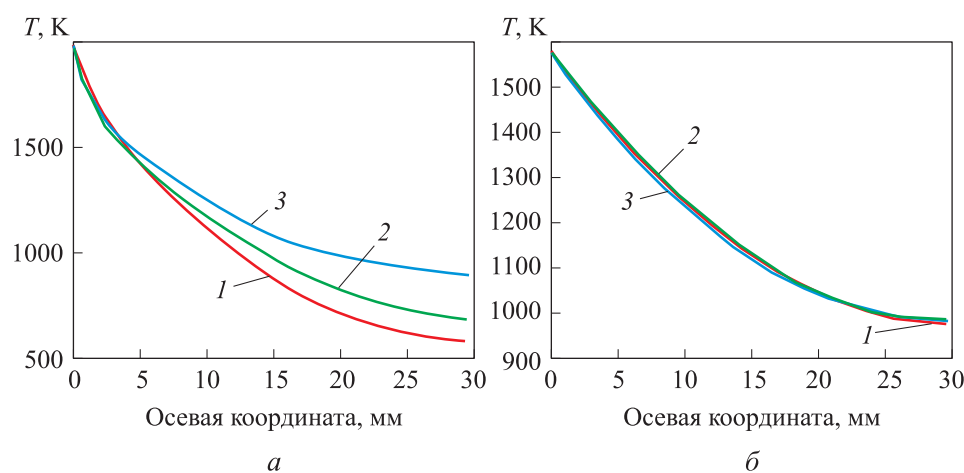


**Рис. 4.** Зависимости температуры от времени в контрольных точках Т1 (1), Т2 (2) и Т3 (3), Т4 (4), Т5 (5) и температурные поля для различных значений времени нагрева затупленного полуклина из оксида циркония (а) и композиционной керамики (б)

рующей установке. Однако, если при оценке параметров разрушения аблирующих покрытий основными параметрами моделирования являются энтальпия (температура) торможения, давление торможения и градиент давления [41], то при испытаниях теплозащитных покрытий и элементов конструкций важен и профиль температуры в теплонагруженном элементе, определяющий его прочностные характеристики. В связи с этим в настоящей работе приведены результаты анализа температурного состояния образцов указанных материалов в условиях стендовых испытаний в струе продуктов сгорания топливной смеси керосин/кислород для различных режимов работы газогенератора при давлении в камере сго-

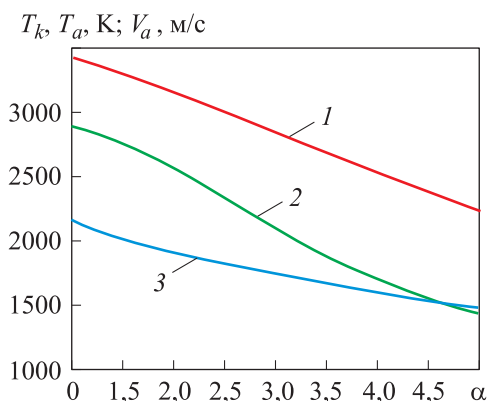


**Рис. 5.** Распределение температуры на поверхности (1) и вдоль центральной оси в объеме (2) затупленного клина из оксида циркония (а) и композиционной керамики (б)



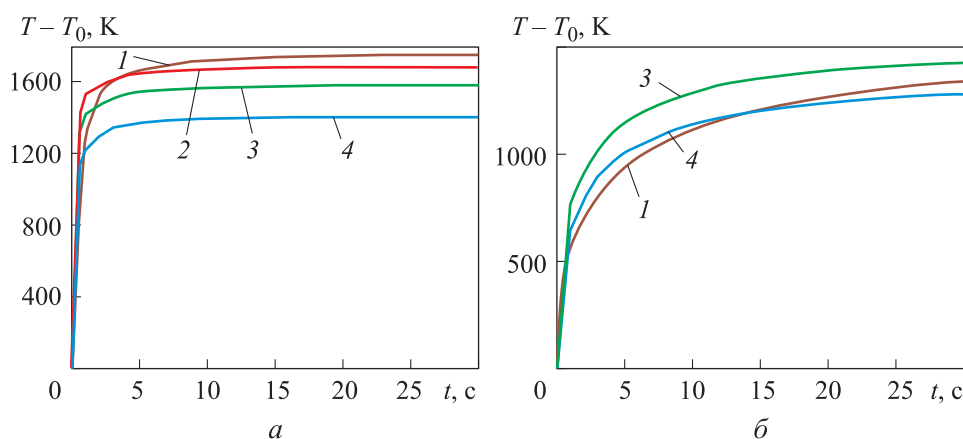
**Рис. 6.** Распределение температуры на верхней (1) и нижней (2) поверхностях, вдоль центральной оси в объеме (3) затупленного полуклина из оксида циркония (а) и композиционной керамики (б) для контрольных точек Т1 (1), Т2 (2) и Т3 (3)

рания  $p_k = 1$  МПа, давлении внешней среды  $p_a = 0,1$  МПа. Параметры газодинамического воздействия на образец, т. е. режим испытаний, могут варьироваться за счет изменения коэффициента избытка окислителя. Зависимости адиабатной температуры  $T_k$  в камере сгорания, температуры  $T_a$  и скорости  $V_a$  на срезе сопла от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$  в предположении отсутствия тепловых потерь, полученные в результате термодинамических расчетов, приведены на рис. 7. Зависимости



**Рис. 7.** Зависимости адиабатной температуры  $T_k$  (1) в камере сгорания, температуры  $T_a$  (2) и скорости  $V_a$  (3) на срезе сопла от коэффициента избытка окислителя  $\alpha$

температуры в критической точке клина от времени при разных значениях коэффициента избытка окислителя представлены на рис. 8, для сравнения приведена аналогичная зависимость для условий, соответствующих воздействию воздушного потока со скоростью  $M = 7$  на высоте 22 км (принято за натурные условия).

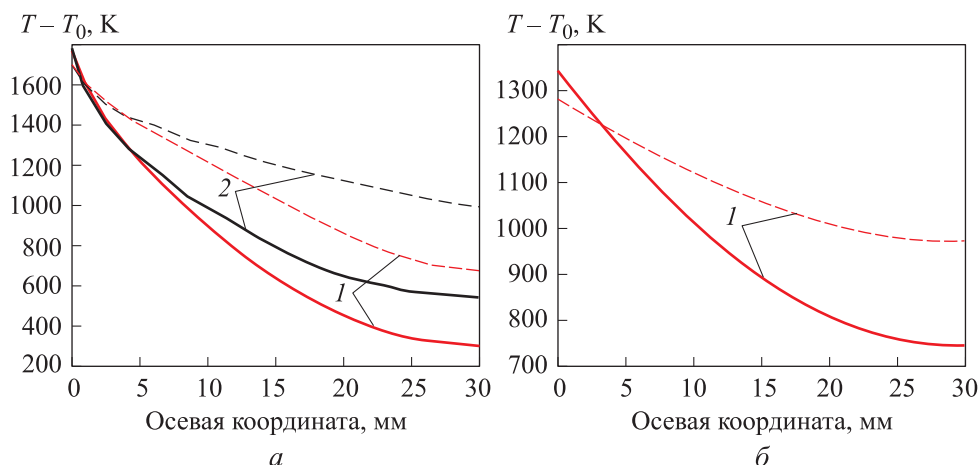


**Рис. 8.** Зависимости температуры в критической точке клина из оксида циркония (а) и композиционной керамики (б) от времени при условиях воздействия воздушного потока на высоте 22 км со скоростью  $M = 7$  (1) и при обтекании потоком продуктов сгорания для значений коэффициента избытка окислителя  $\alpha = 5,5$  (2), 6,0 (3), 7,0 (4) ( $T_0$  — начальная температура)

Согласно данным, приведенным на рис. 8, выбором соответствующего коэффициента избытка окислителя можно обеспечить близкую к натурным условиям зависимость температуры от времени в наиболее термонапряженной области (критической точки). Однако температурное состояние образца, определяющее его прочностные характеристики, существенно отличается от натуральных условий. Это проиллюстрировано



распределением температуры на оси клина и его поверхности для времени нагрева 30 с, когда значения температуры в критической точке для разных условий нагрева (натурного и модельного) близки (рис. 9).



**Рис. 9.** Распределение температуры на оси (1) и поверхности (2) клина из оксида циркония (а) при  $\alpha = 5,5$  и композиционной керамики (б) при  $\alpha = 7,0$  в условиях натурального (сплошные линии) и модельного (штриховые линии) нагрева

**Выводы.** Установлено, что для рассмотренных условий теплового нагружения модельного объекта с позиции оценки термостойкости материала следует учитывать его температурное состояние в нестационарном режиме нагрева. Показано, что при стендовых испытаниях образцов в потоке продуктов сгорания керосин/кислород можно обеспечить близкий к натурным условиям режим нагрева только в наиболее термонапряженной области, но достичь идентичности температурного состояния всего образца невозможно. Это следует учитывать при оценке термopочностных характеристик испытываемых материалов, используемых для термонапряженных элементов конструкции.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Полежаев Ю.В. Быть или не быть гиперзвуковому самолету. *Инженерно-физический журнал*, 2000, т. 73, № 1, с. 5–10.
- [2] Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. М., Рестарт, 2009.
- [3] Лобановский Ю.И. Концепция перспективной аэрокосмической транспортной системы. *Препринт ЦАГИ*, 1994, № 9. URL: <http://synerjetics.ru/article/art1994.htm> (дата обращения: 15.12.2020).

- [4] Дмитриев В.Г., ред. Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. М., ФИЗМАТЛИТ, 2005.
- [5] Гиперзвуковые ударные системы нового поколения. URL: <https://army-news.ru/2013/03/giperzvukovye-udarnye-sistemy-novogo-pokoleniya> (дата обращения: 15.12.2020).
- [6] Святушенко В.В., Ягодников Д.А. Комплексный анализ эффективности топлива для воздушно-космического самолета с прямоточным воздушно-реактивным двигателем. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 5 (134), с. 19–40. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2020-5-19-40>
- [7] Солозобов В., Слободчиков А., Казаков М. и др. Туполев, гиперзвуковые. *Авиация и космонавтика*, 2009, № 12, с. 3–8.
- [8] Щербинин Р. Разработка и летные испытания экспериментальных ГЛА. *pentagonus.ru: веб-сайт*. URL: <http://pentagonus.ru/publ/16-1-0-286> (дата обращения: 15.12.2020).
- [9] Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. М., Машиностроение, 1983.
- [10] Суржиков С.Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. М., ФИЗМАТЛИТ, 2018.
- [11] Задонский С.М., Косых А.П., Нерсесов Г.Г. и др. Расчетно-экспериментальное исследование аэродинамических характеристик модели гиперзвукового летательного аппарата интегральной компоновки. *Ученые записки ЦАГИ*, 2013, т. 44, № 1, с. 75–85.
- [12] Перспективные силовые установки для высокоскоростных летательных аппаратов. *testpilot.ru: веб-сайт*. <http://testpilot.ru/review/hiper/hyper.htm> (дата обращения: 15.12.2020).
- [13] Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М., Машиностроение, 1989.
- [14] Семенов В.Л., Клеянкин Г.А., Дударева Н.Н. и др. Экспериментальный гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель. Патент РФ 2238420. Заявл. 18.02.2003, опубл. 20.10.2004.
- [15] Шевалье Ф., Буше М. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель для летательного аппарата. Патент РФ 2125172. Заявл. 28.02.1997, опубл. 20.01.1999.
- [16] Шевалье А., Буше М., Левин В. и др. Прямоточный воздушно-реактивный двигатель для летательного аппарата со сверхзвуковой и/или гиперзвуковой скоростью полета. Патент РФ 2121592. Заявл. 11.07.1996, опубл. 27.12.1998.
- [17] Галанкин Е.М., Семенов В.Л., Серебряков Д.И. Двигательная установка для гиперзвукового летательного аппарата. Патент РФ 2287076. Заявл. 24.02.2005, опубл. 10.11.2006.
- [18] Суржиков С.Т. Расчетное исследование аэротермодинамики гиперзвукового обтекания затупленных тел на примере анализа экспериментальных данных. М., ИПМех РАН, 2011.

- [19] Крайко А.Н., ред. Газовая динамика. Избранное. Т. 1. М., ФИЗМАТЛИТ, 2005.
- [20] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. М., ИПМех РАН, 2013.
- [21] Хейз У.Д., Пробстин Р.Ф. Теория гиперзвуковых течений. М., ИЛ, 1962.
- [22] Давыдова Н.А., Юшин А.Я. Экспериментальное исследование теплопередачи при обтекании плоских треугольных крыльев с притупленными кромками. *Ученые записки ЦАГИ*, 1970, т. 1, № 6, с. 117–125.
- [23] Баула Г.Г., Краснокутская А.Н., Пластинин Ю.А. и др. Анализ характеристик гиперзвукового аппарата при тестовых его испытаниях. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 6, с. 42–48.
- [24] Мармер Э.Н., Гурвич О.С., Мальцева Л.Ф. Высокотемпературные материалы. М., Metallurgia, 1967.
- [25] Самсонов Г.В., Веницкий И.М. Тугоплавкие соединения. М., Metallurgia, 1976.
- [26] Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.С. и др. Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов. *Труды ВИАМ*, 2014, № 6.  
DOI: <https://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8>
- [27] Полубояринов Д.Н., Попильский Р.Я., ред. Керамика из высокоогнеупорных окислов. М., Metallurgia, 1977.
- [28] Михеев С.В., Строганов Г.Б., Ромашин А.Г. Керамические и композиционные материалы в авиационной технике. М., Альтекс, 2002.
- [29] Рутман Д.С., Торопов Ю.С., Плинер С.Ю. и др. Высокоогнеупорные материалы из диоксида циркония. М., Metallurgia, 1985.
- [30] Ермоленко И.Н., Ульянова Т.М., Витязь П.А. и др. Волокнистые высокотемпературные керамические материалы. Минск, Навука і тэхніка, 1991.
- [31] Соколов П.С., Аракчеев А.В., Михальчик И.Л. и др. Сверхвысокотемпературная керамика на основе  $\text{HfB}_2$ -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>
- [32] 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.
- [33] Севастьянов В.Г., Симоненко Е.П., Гордеев А.Н. и др. Получение сверхвысокотемпературных композиционных материалов  $\text{HfB}_2$ -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>
- [34] Севастьянов В.Г., Симоненко Е.П., Гордеев А.Н. и др. Получение керамических материалов состава  $\text{HfB}_2$ -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>

- [35] Котов М.А., Рулева Л.Б., Солодовников С.И. и др. Расчетно-экспериментальные исследования структуры высокоскоростного потока газа при обтекании моделей фрагментов летательных аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2017, № 3 (114), с. 18–30.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2017-3-18-30>
- [36] Абрамович Б.Г., Гольдштейн В.Л. Интенсификация теплообмена излучением с помощью покрытий. М., Энергия, 1977.
- [37] Полежаев Ю.В., Шишков А.А. Газодинамические испытания тепловой защиты. М., Промедэк, 1992.
- [38] Михатулин Д.С., Полежаев Ю.В., Ревизников Д.Л. Тепломассообмен, термохимическое и термоэрозионное разрушение тепловой защиты. М., Янус-К, 2011.
- [39] Горский В.В. Теоретические основы расчета абляционной тепловой защиты. М., Научный мир, 2015.
- [40] Горский В.В., Ковальский М.Г., Реш В.Г. Методика расчета абляции углерода в струе продуктов сгорания жидкостного ракетного двигателя. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 5 (128), с. 4–21.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2019-5-4-21>
- [41] Колесников А.Ф. Условия локального подобия термохимического взаимодействия высокоэнтальпийных потоков газов с неразрушаемой поверхностью. *ТВТ*, 2014, т. 52, №1, с. 118–125. DOI: <https://doi.org/10.7868/S004036441306015X>

**Товстоног Валерий Алексеевич** — д-р техн. наук, 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).

**Алиев Азер Алиназар оглы** — соискатель кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» 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., Алиев А.А. и др. Моделирование температурного состояния образцов высокотемпературных керамических материалов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2021, № 2 (95), с. 85–101.  
DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2021-2-85-101>

## SIMULATING THERMAL STATE OF HIGH-TEMPERATURE CERAMIC SAMPLES

V.A. Tovstonog

V.I. Tomak

A.A. Aliev

A.S. Burkov

tovstonog@bmstu.ru

mgtu-e14@mail.ru

aliev@bmstu.ru

mgtu-e14@mail.ru

**Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**

---

### Abstract

Developing high-velocity atmospheric aircraft equipped with ramjet engines, which use atmospheric air as the oxidizer, is an important component of aerospace technology prospects. These craft may be employed to quickly deliver payloads over intercontinental distances and as boosters for spacecraft injection into orbit. A characteristic feature of high-velocity atmospheric aircraft is a presence of sharp aerofoil edges subjected to highly oxidative airflow. This means that actual implementation of numerous hypersonic atmospheric aircraft projects largely depends on whether it is possible to develop materials that could remain stable in an oxidative atmosphere at temperatures of 2000–2500 °C. We estimated the thermal state of a structural component in the shape of a blunted wedge made out of promising refractory ceramics under flight conditions at an altitude of 22 km and a velocity of Mach 7

### Keywords

*Aircraft, aerodynamic heating, high temperatures, refractory ceramics, thermal state, simulation*

Received 15.10.2020

Accepted 03.12.2020

© Author(s), 2021

---

### REFERENCES

- [1] Polezhaev Yu.V. Will there or will there not be a hypersonic airplane? *J. Eng. Phys. Thermophys.*, 2000, vol. 73, no. 1, pp. 3–8. DOI: <https://doi.org/10.1007/BF02681670>
- [2] Kobelev V.N., Milovanov A.G. *Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov [Aircraft launch vehicles]*. Moscow, Restart Publ., 2009.
- [3] Lobanovskiy Yu.I. Concept of an advanced reusable aerospace transportation system. *Preprint TsAGI*, 1994, no. 9 (in Russ.). Available at: <http://synerjetics.ru/article/art1994.htm> (accessed: 15.12.2020).
- [4] Dmitriev V.G., ed. *Problemy sozdaniya perspektivnoy aviatsionno-kosmicheskoy tekhniki [Design problems of advanced aerospace technique]*. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2005.
- [5] *Giperzvukovye udarnye sistemy novogo pokoleniya [New generation hypersonic shock systems]* (in Russ.). Available at: <https://army-news.ru/2013/03/giperzvukovye-udarnye-sistemy-novogo-pokoleniya> (accessed: 15.12.2020).

- [6] Svyatushenko V.V., Yagodnikov D.A. Comprehensive analysis of fuel efficiency for a ramjet-equipped spaceplane. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2020, no. 5 (134), pp. 19–40 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2020-5-19-40>
- [7] Solozobov V., Slobodchikov A., Kazakov M., et al. Tupolev, hypersonic. *Aviatsiya i kosmonavtika*, 2009, no. 12, pp. 3–8 (in Russ.).
- [8] Shcherbinin P. Razrabotka i letnye ispytaniya eksperimental'nykh GLA [Development and flight test of experimental hypersonic aircraft]. *pentagonus.ru: website* (in Russ.). Available at: <http://pentagonus.ru/publ/16-1-0-286> (accessed: 15.12.2020).
- [9] Kuchemann D. The aerodynamic design of aircraft. Oxford, 1978.
- [10] Surzhikov S.T. Komp'yuternaya aerofizika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov [Computer astrophysics of launched spacecraft]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2018.
- [11] Zadonsky S.M., Kosykh A.P., Nersesov G.G., et al. Numerical and experimental investigation of aerodynamic characteristics of the hypersonic aircraft model of integrated configuration. *TsAGI Sci. J.*, 2013, vol. 44, iss. 1, pp. 111–127. DOI: <https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2013007838>
- [12] Perspektivnye silovye ustanovki dlya vysokoskorostnykh letatel'nykh apparatov [Advanced power plants for high-speed aircraft]. *testpilot.ru: website* (in Russ.). Available at: <http://testpilot.ru/review/hiper/hyper.htm> (accessed: 15.12.2020).
- [13] Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlya bol'shikh sverkhzvukovykh skorostey poleta [Jet engines for high supersonic speeds of flight]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989.
- [14] Semenov V.L., Kleyankin G.A., Dudareva N.N., et al. Eksperimental'nyy giperzvukovoy pryamotokhnnyy vozdushno-reaktivnyy dvigatel' [Experimental hypersonic ramjet engine]. Patent RU 2238420. Appl. 18.02.2003, publ. 20.10.2004 (in Russ.).
- [15] Shevalye F., Bushe M. Pryamotokhnnyy vozdushno-reaktivnyy dvigatel' dlya letatel'nogo apparata [Aircraft turboramjet engine]. Patent Ru 2125172. Appl. 28.02.1997, publ. 20.01.1999 (in Russ.).
- [16] Shevalye A., Bushe M., Levin B., et al. Pryamotokhnnyy vozdushno-reaktivnyy dvigatel' dlya letatel'nogo apparata so sverkhzvukovoy i/ili giperzvukovoy skorost'yu poleta [Turboramjet engine for supersonic or hypersonic aircraft]. Patent RF 2121592. Appl. 11.07.1996, Publ. 27.12.1998 (in Russ.).
- [17] Galankin E.M., Semenov V.L., Serebryakov D.I. Dvigatel'naya ustanovka dlya giperzvukovogo letatel'nogo apparata [Power plant for hypersonic aircraft]. Patent RU 2287076. Appl. 24.02.2005, publ. 10.11.2006 (in Russ.).
- [18] Surzhikov S.T. Raschetnoe issledovanie aerotermodynamiki giperzvukovogo obtekanija zatuplennykh tel na primere analiza eksperimental'nykh dannykh [Computational study on aerithermodynamics of hypersonic blunt-body flotation at the example of experimental data analysis]. Moscow, IPMech RAS Publ., 2011.
- [19] Krayko A.N., ed. Gazovaya dinamika. Izbrannoe. T. 1 [Gas dynamics. Selected works. Vol. 1]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2005.

- [20] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Na puti k sozdaniyu modeli virtual'nogo GLA [On the way to making model of virtual hypersonic aircraft]. Moscow, IPMech RAS Publ., 2013.
- [21] Hayes W.D., Probst R.F. Hypersonic flow theory. Academic Press, 1959.
- [22] Davydova N.A., Yushun A.Ya. Experimental study on heat transfer of flat triangular wings with blunt edges. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1970, vol. 1, no. 6, pp. 117–125 (in Russ.).
- [23] Baula G.G., Krasnokutskaya A.N., Plastinin Yu.A., et al. Analysis of hypersonic apparatus characteristics of its test trials. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2014, no. 6, pp. 42–48 (in Russ.).
- [24] Marmer E.N., Gurvich O.S., Maltseva L.F. Vysokotemperaturnye materialy [High temperature materials]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1967.
- [25] Samsonov G.V., Vinitskiy I.M. Tugoplavkie soedineniya [High-melting compounds]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1976.
- [26] Sorokin O.Yu., Grashchenkov D.V., Solntsev S.S., et al. Ceramic composite materials with high oxidation resistance for the novel aircrafts (review). *Trudy VIAM* [Proceedings of VIAM], 2014, no. 6 (in Russ.).  
DOI: <https://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8>
- [27] Poluboyarinov D.N., Popilskiy R.Ya., eds. Keramika iz vysokoogneupornykh okislov [Ceramics from superrefractory oxides]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1977.
- [28] Mikheev S.V., Stroganov G.B., Romashin A.G. Keramicheskie i kompozitsionnye materialy v aviatsionnoy tekhnike [Ceramics and composites in aircraft]. Moscow, Al'teks Publ., 2002.
- [29] Rutman D.S., Toropov Yu.S., Pliner S.Yu., et al. Vysokoogneupornye materialy iz dioksida tsirkoniya [Superrefractory materials based on zirconium dioxide]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1985.
- [30] Ermolenko I.N., Ulyanova T.M., Vityaz P.A., et al. Voloknistye vysokotemperaturnye keramicheskie materialy [High-temperature fibre ceramics]. Minsk, Navuka i tekhnika Publ., 1991.
- [31] Sokolov P.S., Arakcheev A.V., Mikhalkhik I.L., et al. Ultra-high temperature HfB<sub>2</sub>-30 % SiC ceramics: preparation and general properties. *Novye ogneupory* [New Refractories], 2017, no. 5, pp. 48–55 (in Russ.).  
DOI: <https://doi.org/10.17073/1683-4518-2017-5-48-55>
- [32] 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.).
- [33] Sevast'yanov V.G., Simonenko E.P., Gordeev A.N., et al. Production of ultrahigh temperature composite materials HfB<sub>2</sub>-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>

[34] Sevastyanov V.G., Simonenko E.P., Gordeev A.N., et al. HfB<sub>2</sub>-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>

[35] Kotov M.A., Ruleva L.B., Solodovnikov S.I., et al. Computational and experimental research of the high-speed gas flow structure near aircraft fragments models. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2017, no. 3 (114), pp. 18–30 (in Russ.).

DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2017-3-18-30>

[36] Abramovich B.G., Goldshteyn V.L. Intensifikatsiya teploobmena izlucheniem s pomoshch'yu pokrytiy [Heat exchange intensification by radiation using coatings]. Moscow, Energiya Publ., 1977.

[37] Polezhaev Yu.V., Shishkov A.A. Gazodinamicheskie ispytaniya teplovoy zashchity [Gasdynamics tests of thermal protection]. Moscow, Promedek Publ., 1992.

[38] Mikhatulin D.S., Polezhaev Yu.V., Reviznikov D.L. Teplomassoobmen, termokhimicheskoe i termoerozionnoe razrushenie teplovoy zashchity [Heat and mass exchange, thermochemical and thermoerosional destruction of thermal protection]. Moscow, Yanus-K Publ., 2011.

[39] Gorskiy V.V. Teoreticheskie osnovy rascheta ablyatsionnoy teplovoy zashchity [Theoretical basis of calculating ablative heat protection]. Moscow, Nauchnyy mir Publ., 2015.

[40] Gorskiy V.V., Kovalsky M.G., Resh V.G. Method of calculating carbon ablation in the jet of liquid rocket engine combustion products. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2019, no. 5 (128), pp. 4–21 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3941-2019-5-4-21>

[41] 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>

**Tovstonog V.A.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Spacecrafts 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, Research Institute of Power Engineering, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Aliev A.A.** — Applicant, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Burkov A.S.** — Researcher, 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., Aliev A.A., et al. Simulating thermal state of high-temperature ceramic samples. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2021, no. 2 (95), pp. 85–101 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2021-2-85-101>

В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана  
вышла в свет монография авторов  
**М.П. Галанина, Е.Б. Савенкова**

**«Методы численного анализа  
математических моделей»**

Изложены методы решения задач линейной алгебры, систем нелинейных алгебраических уравнений, интерполяция функций, методы численного интегрирования и дифференцирования, численные методы решения задачи Коши и краевых задач для систем обыкновенных дифференциальных уравнений. Приведены основы общей теории разностных схем и ее применение к построению и анализу методов численного решения эллиптических, параболических и гиперболических уравнений, а также численные методы решения интегральных уравнений. Представлены методы генерации сеток для многомерных задач математической физики, многосеточные методы решения, численные методы для решения уравнения переноса и уравнений газовой динамики, алгоритмические основы метода конечных элементов.

**По вопросам приобретения обращайтесь:**  
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1  
+7 (499) 263-60-45  
[press@bmstu.ru](mailto:press@bmstu.ru)  
<https://bmstu.press>

