

ОЦЕНКА ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ ЗАТУПЛЕННОГО КЛИНА В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ГАЗОВОМ ПОТОКЕ

К.М. Зинин

kir-zinin@yandex.ru

А.А. Алиев

aliev@bmstu.ru

В.А. Товстоног

tovstonog@bmstu.ru

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

Аннотация

Рассмотрена возможность использования термостойких оксидных материалов для тепловой защиты теплонагруженных элементов конструкции атмосферных высокоскоростных летательных аппаратов. Приведены результаты численного анализа теплового состояния острого клина с затупленной кромкой из оксидов алюминия и циркония, обтекаемого высокоскоростным воздушным потоком. Для некоторого диапазона высот определены скорости полета, при которых температура аэродинамического нагрева клина с малым радиусом затупления не превышает температуры плавления этих материалов

Ключевые слова

Высокоскоростные летательные аппараты, аэродинамический нагрев, тепловая защита, термостойкие оксидные материалы, тепловое состояние

Поступила 19.02.2019

© Автор(ы), 2019

Введение. В настоящее время в странах с развитой аэрокосмической промышленностью ведутся интенсивные разработки стратосферных гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) с проектными скоростями полета по числу Маха $M = 5...15$ на высотах 20...50 км [1, 2], которые рассматриваются как перспективные трансконтинентальные ЛА или как атмосферные ступени-разгонщики многоразовых аэрокосмических систем. Многообразие и сложность технических проблем создания таких ЛА [3, 4] в области аэромеханики, теплообмена, прочности, материаловедения и многих других фундаментальных и прикладных наук привели к пониманию необходимости глубоких исследований сопутствующих проблем на крупномасштабных моделях-демонстраторах, наиболее интенсивно проводимых в США и России [4–6]. В то же время подобные демонстраторы гиперзвуковых технологий рассматриваются и как прототипы ударных систем с параметрами, обеспечивающими новые качества, которые имеют преимущества в военной области [7–9].

Как следует из аэродинамики гиперзвукового полета в атмосфере, ГЛА характеризуются плоскими аэродинамическими формами обтекаемых

поверхностей с кромками малого радиуса затупления [10]. В качестве тяговой двигательной установки таких ЛА предполагается использование гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) с сверхзвуковым горением [11], интегрированного с корпусом ЛА. Такая интеграция предусматривает конструктивное и аэродинамическое объединение элементов, при котором обеспечивается совмещение функций двигателя и ЛА, что определяет снижение массы аппарата и улучшение его летно-технических данных. Одна из наиболее вероятных компоновок ГЛА — аппарат типа «несущий корпус» с подфюзеляжным расположением воздухозаборника, образованного панелями ЛА и элементами силовой установки. Наиболее характерная особенность аппаратов подобного типа — это наличие протяженных конструктивных элементов в виде клина с малым углом раствора и притуплением малого радиуса (кромки носовой части, крыльев и киля, входной части воздухозаборника), подверженных наиболее интенсивному аэродинамическому нагреву. Аэрофизика и аэротермодинамика аппаратов подобного типа рассмотрены в работах [12, 13].

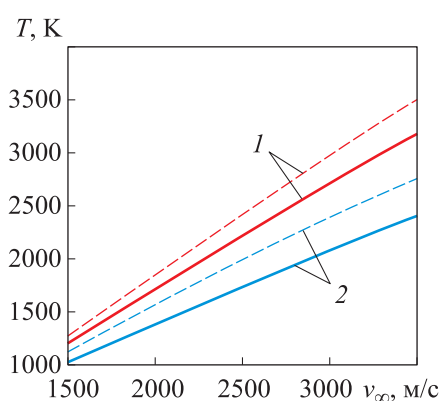


Рис. 1. Зависимость температуры в критической точке полусферы от скорости воздушного потока на высотах 20 (1) и 40 км (2); радиус затупления 25 мм (сплошные линии) и 5 мм (штриховые)

сферы [15]. Отметим одну из существенных проблем создания ГЛА — это выбор материалов, обеспечивающих работоспособность указанных конструктивных элементов.

Использование систем активной тепловой защиты связано со значительными техническими трудностями, поэтому представляет практический интерес оценка предельных по внешним условиям параметров по-

температура на кромках при скоростях гиперзвукового полета достигает значений, существенно превышающих значения температуры термостойкости самых жаростойких материалов. В качестве иллюстрации этого положения на рис. 1 приведены зависимости равновесной температуры в критической точке абсолютно излучающей (излучательная способность $\epsilon_w = 1$) поверхности сферического затупления от скорости полета; давление торможения и плотность конвективного теплового потока рассчитаны в соответствии с работой [14] для условий стандартной атмосферы [15].

лета, допускающих использование в конструкциях аэродинамических профилей, обтекаемых высокоскоростным газовым потоком, неохлаждаемых кромок из термостойких материалов. Выбор такого материала определяется большим числом факторов, однако наиболее значимым является температурное состояние, зависящее от внешних условий и теплофизических свойств материала. Настоящая работа посвящена расчетному анализу теплового состояния затупленного клина как наиболее реальной модели кромки аэродинамического профиля.

Объект исследований. Известно большое число материалов, по своим термическим свойствам потенциально работоспособных до температур ~ 3000 К. Это в первую очередь такие тугоплавкие металлы, как ниобий (температура плавления $T_{пл} = 2750$ К), молибден (2896 К), тантал (3290 К), вольфрам (3695 К), рений (3463 К) [16]. Важным свойством таких металлов является сопротивление к деформации ползучести, проявляющееся лишь при $T \geq 1800$ К. Однако в воздушной среде эти металлы интенсивно окисляются, что ограничивает их применение в кислородсодержащей атмосфере или требует применения средств защиты от высокотемпературной коррозии.

Высокую термостойкость имеют карбиды и нитриды тугоплавких металлов, например TiC ($T_{пл} = 3530$ К), ZrC (3803 К), HfC (4163 К), TaC (4258 К), HfN (3573 К), TaN (3633 К) [17, 18] и др. Однако при высоких температурах в зависимости от состояния окружающей среды заметную роль могут играть процессы испарения или диссоциации указанных соединений и химические процессы взаимодействия с внешней (в частности, воздушной) средой. Такие процессы ограничивают применение высокотемпературных материалов в системах тепловой защиты или требуют специальных мер для уменьшения воздействия внешней среды, таких как создание защитной атмосферы из инертных газов или вакуумирование или же нанесение защитных покрытий [18].

Приведем температуры интенсивного окисления карбидов, характеризующие температурную область применимости этих термостойких соединений в окислительной среде: 1400...1500 К — для TiC, 1400...1500 К — для ZrC, 1200...1300 К — для NbC, TaC, HfC. Следует также отметить, что карбиды активно взаимодействуют с азотом, образуя нитриды металлов. Так, например, карбид циркония взаимодействует с азотом уже при $T \approx 1100...1200$ К и этот процесс существенно интенсифицируется при $T > 1800$ К.

При высоких температурах в окислительных средах карбиды могут использоваться только в тех случаях, когда они образуют стойкие оксид-

ные пленки. Среди карбидов наивысшую жаростойкость (до $T \approx 1900$ К) имеет карбид кремния благодаря образованию пленки силикатного стекла. Карбид гафния HfC также образует самозалечивающуюся пленку расплава оксида гафния HfO₂, но с худшими защитными свойствами, чем у пленки расплава SiO₂ на карбиде кремния [19]. Нитриды тугоплавких металлов менее стойки по отношению к окислению, чем карбиды. Процессы интенсивного окисления большинства из них происходят в области температур $T = 1200 \dots 1500$ К. Вследствие ограниченной жаростойкости, теплозащита из карбидов и нитридов тугоплавких металлов применяется в основном в неокислительных средах и вакууме.

Химически более стойкими в окислительной среде являются оксиды металлов, такие как оксиды алюминия (корунд) ($T_{пл} = 2317$ К), циркония (2983 К), гафния (3053 К), бериллия (2853 К) и некоторые другие.

Основной задачей исследования является оценка температурного состояния затупленного клина в условиях обтекания высокоскоростным потоком воздуха с целью определить возможность использования оксидных материалов для одного наиболее теплонапряженного элемента конструкции ЛА.

Физическая модель применительно к задаче обеспечения работоспособности кромок тонкопрофильных элементов конструкции ЛА, обтекаемых высокоскоростным потоком воздуха, приведена на рис. 2. В качестве объекта исследований рассмотрен бесконечный в плане затупленный клин с углом при вершине $\beta = 6^\circ$, длиной по оси симметрии 100 мм и радиусом затупления $R_0 = 2$ мм, выполненный из оксидов циркония или алюминия как наиболее распространенных термостойких оксидных материалов [19–21]. Систематизированные и использованные в расчетах теплофизические свойства материалов [22, 23] приведены на рис. 3.

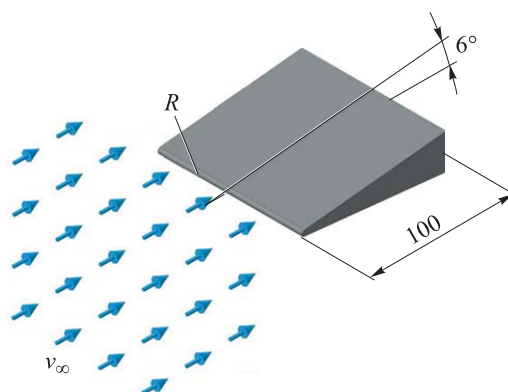


Рис. 2. Физическая модель задачи

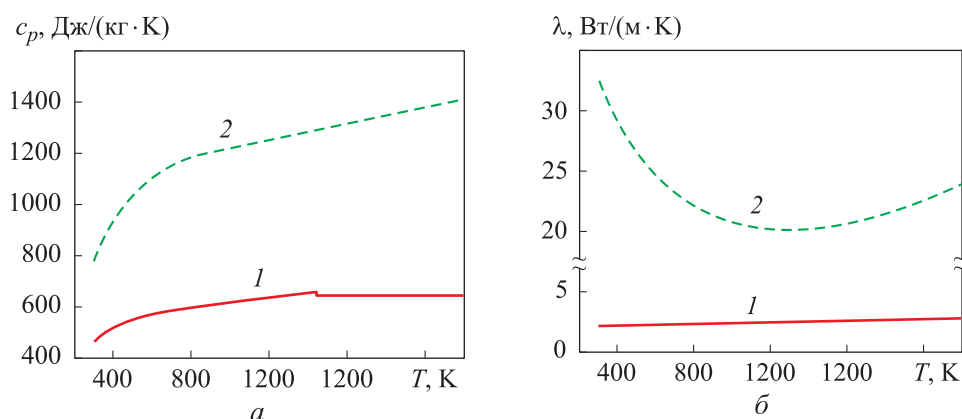


Рис. 3. Теплоемкость (а) и теплопроводность (б) оксида циркония (1) и оксида алюминия (2)

Существенную роль в температурном состоянии объекта при высокотемпературном нагреве играет излучение, однако большой разброс экспериментальных данных об излучательной способности не позволяет дать объективную оценку влияния этого параметра конкретного материала на температурное состояние. В связи с этим в расчетах задавалось значение излучательной способности поверхностей $\varepsilon = 0,9$. Это оправдано также тем, что существенное снижение интенсивности нагрева высокоскоростного ЛА может быть достигнуто за счет зачернения поверхности. Применительно к оксидным керамикам этот эффект может быть достигнут введением зачерняющих добавок, например оксида хрома.

Численное моделирование температурного состояния клина для условий установившегося полета (стационарных условий) с нулевым углом атаки проводилось с использованием пакета инженерного анализа SolidWorks Flow Simulation, в основу которого положено численное решение уравнений Навье — Стокса методом конечных объемов. В рассматриваемой постановке задача является симметричной относительно базовой плоскости XZ (рис. 4, а), поэтому расчет достаточно выполнить для одной половины модели. Это позволяет существенно уменьшить расчетную область и сократить число конечных элементов (КЭ) в среде и твердом теле. Поскольку наибольший интерес представляет температура твердого тела, то вся расчетная область была разбита с помощью крупной базовой сетки, а область модели и среды, граничащей с ней, — с помощью мелкой локальной сетки (рис. 4, б). Суммарное число элементов составляет 334 590 ячеек, из которых 298 486 относятся к текучей среде, 36 104 к твердому телу, а 2472 к границе раздела твердого тела с текучей средой.

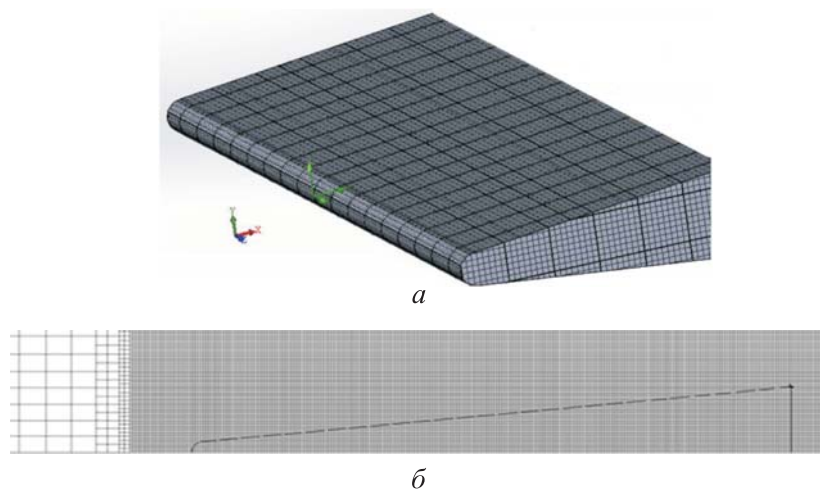


Рис. 4. Сеточная модель клина (а) и расчетная сетка (б), используемые в численном анализе

Граничные условия на поверхностях модели соответствуют теплоизоляции боковых торцев клина (плоская постановка задачи), радиационно-конвективному теплообмену на обтекаемой поверхности и излучению в свободное пространство с заднего торца.

На рис. 5 и 6 приведены графики распределения температуры на поверхности клина для высоты полета 22 и 37 км, наиболее часто фигурирующих в анализе процессов аэрофизики гиперзвуковых скоростей [13] благодаря доступности имеющихся экспериментальных данных. Свойства воздуха задавались согласно [15].

Как следует из приведенных результатов, в области затупления до глубин ~ 10 мм температура клина из оксида циркония заметно превышает температуру клина из оксида алюминия, что является следствием более высокой теплопроводности последнего. Характерны также более высокие температурные градиенты для ZrO_2 , а значит, и более высокие температурные напряжения, и при практическом использовании этих материалов следует проводить анализ не только их теплового, но и прочностного состояния.

При полете на высоте 22 км (см. рис. 5) температура в критической точке при скорости полета с $M = 8$ близка к температурам плавления и оксида циркония и оксида алюминия, а на высоте 37 км (см. рис. 6) температура на носке существенно ниже критической для обоих материалов. Это же условие сохраняется и при меньших скоростях полета ($M = 5$).

Из приведенных графиков также следует, что на глубинах $x \geq 30$ мм во всех случаях температура изменяется весьма незначительно ($dT/dx \leq 5$ К/мм), а ее значение $T \leq 1300 \dots 1400$ К позволяет ограничить высоту

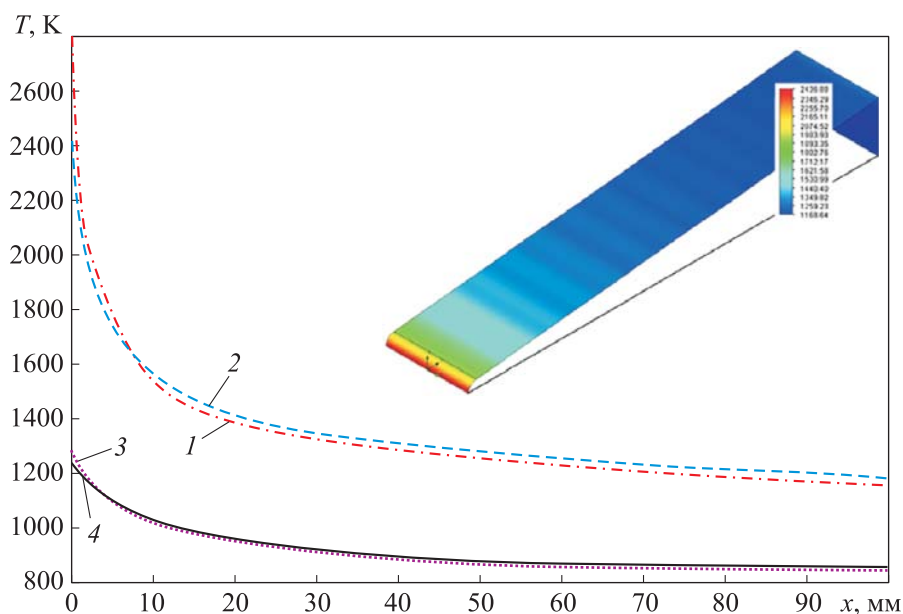


Рис. 5. Распределение температуры по поверхности клина на высоте 22 км при скорости полета $M = 8$ (1, 2) и 5 (3, 4): материал клина — оксид циркония (1, 3) и оксид алюминия (2, 4)

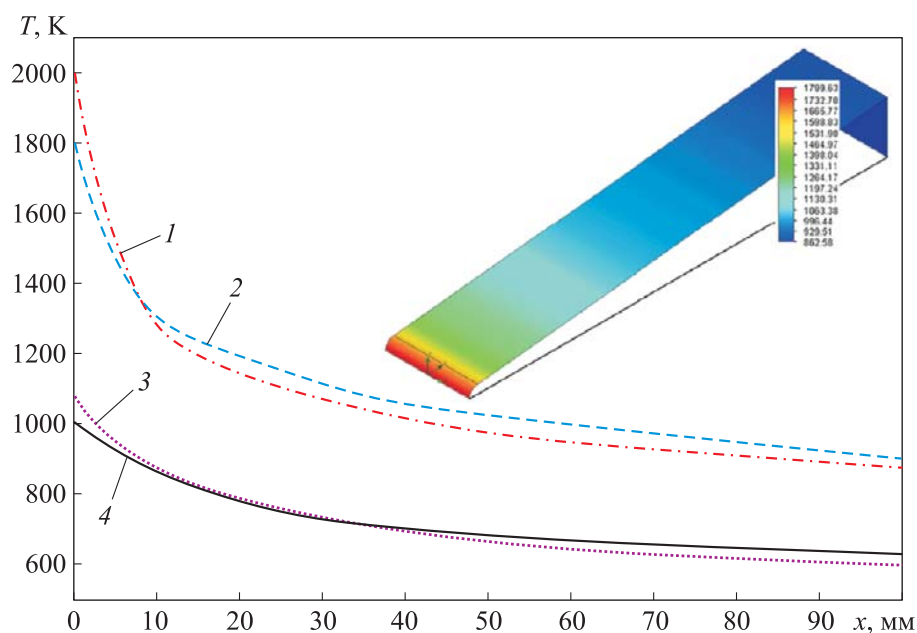


Рис. 6. Распределение температуры по поверхности клина на высоте 37 км при $M = 8$ (1, 2) и 5 (3, 4): материал клина — оксид циркония (1, 3) и оксид алюминия (2, 4); на врезке (рис. 5 и 6) приведено поле температур на поверхности клина из оксида алюминия при $M = 8$

термостойкого элемента (клина) величиной $h \approx 30 \dots 40$ мм, обеспечив его крепление к несущим элементам конструкции из более технологичных металлических жаростойких материалов.

Выводы. В результате проведенного исследования установлено, что для обеспечения геометрической стабильности затупленных кромок тонких аэродинамических профилей высокоскоростных летательных аппаратов для полетов на высотах более 22 км могут быть использованы теплозащитные элементы из оксида циркония до скоростей $M \leq 8$ и оксида алюминия при скоростях $M \leq 5 \dots 6$. Можно предположить, что в натуральных конструкциях радиус затупления будет больше, чем использованное в анализе значение этого параметра ($R = 2$ мм), что приведет к менее напряженному, чем в рассматриваемом случае, тепловому состоянию. Однако окончательные выводы могут быть получены при оценке не только теплового, но и термонапряженного состояния с учетом реальных физико-механических свойств материалов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кобелев В.Н., Милованов А.Г. Средства выведения космических аппаратов. М., Рестарт, 2009.
- [2] Салозобов В., Слободчиков А., Казаков М. и др. Исторический обзор работ ОАО «Туполев» в области создания гиперзвуковых летательных аппаратов. *Авиация и космонавтика*, 2009, № 12, с. 3–8.
- [3] Полежаев Ю.В. Быть или не быть гиперзвуковому самолету. *Инженерно-физический журнал*, 2000, т. 73, № 1, с. 5–10.
- [4] Бюшгенс Г.С., Дмитриев В.Г. О работах ЦАГИ. 1970–2000 годы и перспективы. *Аэромеханика и газовая динамика*, 2001, № 2, с. 81–98.
- [5] Шумилин А.А. Авиационно-космические системы США. История, современность, перспективы. М., Вече, 2005.
- [6] «Игла» (ГЛЛ-ВК) гиперзвуковая летающая лаборатория. *testpilot.ru: веб-сайт*. URL: <https://testpilot.ru/russia/tsiam/igla> (дата обращения: 15.01.2019).
- [7] Гиперзвуковой летательный аппарат X-51A Waverider. *chaskor.ru: веб-сайт*. URL: <http://www.chaskor.ru/p.php?id=18916&preview=1> (дата обращения: 15.01.2019).
- [8] DARPA Falcon HTV-2. *militaryfactory.com: веб-сайт*. URL: http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=885 (дата обращения: 15.01.2019).
- [9] Проект разведывательно-ударного гиперзвукового БПЛА HTV-3X «Blackswift» (США). *raigap.livejournal.com: веб-сайт*. URL: <http://raigap.livejournal.com/261144.html> (дата обращения: 15.01.2019).

- [10] Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. М., Машиностроение, 1983.
- [11] Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. М., Машиностроение, 1989.
- [12] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. М., ИПМех РАН, 2013.
- [13] Суржиков С.Т. Расчетное исследование аэротермодинамики гиперзвукового обтекания затупленных тел на примере анализа экспериментальных данных. М., ИПМех РАН, 2011.
- [14] Краснов Н.Ф., ред. Аэродинамика ракет. М., Высшая школа, 1968.
- [15] Международная стандартная атмосфера. *dic.academic.ru: веб-сайт*. URL: http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2697 (дата обращения: 15.01.2019).
- [16] Зиновьев В.Е. Теплофизические свойства металлов при высоких температурах. М., Металлургия, 1989.
- [17] Самсонов Г.В., Веницкий И.М. Тугоплавкие соединения. М., Металлургия, 1976.
- [18] Мармер Э.Н., Гурвич О.С., Мальцева Л.Ф. Высокотемпературные материалы. М., Металлургия, 1967.
- [19] Кац С.М. Высокотемпературные теплоизоляционные материалы. М., Металлургия, 1981.
- [20] Красулин Ю.Л., Тимофеев В.Н., Баринев С.М. и др. Пористая конструкционная керамика. М., Металлургия, 1980.
- [21] Бакунов В.С., Балкевич В.Л., Власов А.С. и др. Керамика из высокоогнеупорных окислов. М., Металлургия, 1977.
- [22] Глушко В.П., ред. Термодинамические свойства индивидуальных веществ. Т. 3, т. 4. М., Наука, 1981, 1982.
- [23] Литовский Е.Я., Пучкевич Н.А. Теплофизические свойства огнеупоров. Справочник. М., Металлургия, 1982.

Зинин Кирилл Михайлович — студент-дипломник кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» 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).

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).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Зинин К.М., Алиев А.А., Товстоног В.А. Оценка теплового состояния затупленного клина в высокоскоростном газовом потоке. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2019, № 3, с. 29–40.

DOI: 10.18698/0236-3941-2019-3-29-40

**ESTIMATING THE THERMAL STATE OF A BLUNTED WEDGE
IN A HIGH-VELOCITY GAS FLOW**

К.М. Zinin

kir-zinin@yandex.ru

А.А. Aliev

aliev@bmstu.ru

V.A. Tovstonog

tovstonog@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The paper considers the possibility of using refractory oxide materials in thermal protection designed for those structural components of high-velocity atmospheric aircraft that are subjected to significant thermal loading. We present numerical analysis results concerning the thermal state of an acute wedge with a blunted edge positioned in a high-velocity airflow and made of aluminium and zirconium oxides. We studied a wedge featuring a small blunt radius at a range of altitudes and determined which flight velocities do not lead to the aerodynamic heating temperature in the wedge exceeding the melting point of its materials

Keywords

High-velocity aircraft, aerodynamic heating, thermal protection, refractory oxide materials, thermal state

Received 19.02.2019

© Author(s), 2019

REFERENCES

- [1] Kobelev V.N., Milovanov A.G. Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh apparatov [Spacecraft launch vehicle]. Moscow, Restart Publ., 2009.
- [2] Salozobov V., Slobodchikov A., Kazakov M., et al. Historical review of “Tupolev” works in field of engineering hypersonic aircraft. *Aviatsiya i kosmonavtika*, 2009, no. 12, pp. 3–8 (in Russ.).
- [3] 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: 10.1007/BF02681670
- [4] Byushgens G.S., Dmitriev V.G. On works of TsAGI. 1970–2000 years and prospects. *Aeromekhanika i gazovaya dinamika*, 2001, no. 2, pp. 81–98 (in Russ.).
- [5] Shumilin A.A. Aviatsionno-kosmicheskie sistemy SShA. Istoriya, sovremennost', perspektivy [USA aerospace systems. History, the present, future prospects]. Moscow, Veche Publ., 2005.

- [6] “Iгла” (GLL-VK) giperzvukovaya letayushchaya laboratoriya [“Iгла” GLL-VK hypersonic flying laboratory]. *testpilot.ru: website*. Available at: <https://testpilot.ru/russia/tsiam/igla> (accessed: 15.01.2019).
- [7] Giperzvukovoy letatel'nyy apparat X-51A Waverider [X-51A Waverider hypersonic aircraft]. *chaskor.ru: website*. Available at: <http://www.chaskor.ru/p.php?id=18916&preview=1> (accessed: 15.01.2019).
- [8] DARPA Falcon HTV-2. *militaryfactory.com: website*. Available at: http://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=885 (accessed: 15.01.2019).
- [9] Proekt razvedyvatel'no-udarnogo giperzvukovogo BPLA HTV-3X “Blackswift” (SShA) [Project of scout-attack hypersonic HTV-3X “Blackswift” UVA]. *raigap.livejournal.com: website*. Available at: <http://raigap.livejournal.com/261144.html> (accessed: 15.01.2019).
- [10] Kuchemann D. The aerodynamic design of aircraft. Pergamon Press, 1978.
- [11] Kurziner R.I. Reaktivnye dvigateli dlya bol'shikh sverkhzvukovykh skorostey poleta [Jet engines for high hypersonic speed of flight]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989.
- [12] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Na puti k sozdaniyu modeli virtual'nogo GLA [On the way to creation of virtual HCV model]. Moscow, IPMech RAS Publ., 2013.
- [13] Surzhikov S.T. Raschetnoe issledovanie aerotermodinamiki giperzvukovogo obtekaniya zatuplennykh tel na primere analiza eksperimental'nykh dannykh [Calculated analysis of aerodynamics of hyperspeed flotation round blunt body as exemplified by experimental data analysis]. Moscow, IPMech RAS Publ., 2011.
- [14] Krasnov N.F., ed. Aerodinamika raket [Rocket aerodynamics]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1968.
- [15] Mezhdunarodnaya standartnaya atmosfera [International standard atmosphere]. *dic.academic.ru: website*. Available at: http://dic.academic.ru/dic.nsf/enc_tech/2697/ (accessed: 15.01.2019).
- [16] Zinov'yev V.E. Teplofizicheskie svoystva metallov pri vysokikh temperaturakh [Thermal-physical properties of metals at high temperatures]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1989.
- [17] Samsonov G.V., Vinitskiy I.M. Tugoplavkie soedineniya [High-melting compounds]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1976.
- [18] Marmer E.N., Gurvich O.S., Mal'tseva L.F. Vysokotemperaturnye materialy [High-temperature materials]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1967.
- [19] Kats S.M. Vysokotemperaturnye teploizolyatsionnye materialy [High-temperature heat insulators]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1981.
- [20] Krasulin Yu.L., Timofeev V.N., Barinov S.M., et al. Poristaya konstruktsionnaya keramika [Porous construction ceramics]. Moscow, Metallurgiya Publ., 1980.
- [21] Bakunov V.S., Balkevich V.L., Vlasov A.S., et al. Keramika iz vysokoogneupornykh okislov [Ceramics from superrefractory oxides]. Moscow, Metallurgiya, 1977.

[22] Glushko V.P., ed. *Termodinamicheskie svoystva individual'nykh veshchestv* [Thermal-dynamical properties of individual substances. Vol. 3, vol. 4]. Moscow, Nauka Publ., 1981, 1982.

[23] Litovskiy E.Ya., Puchkelevich N.A. *Teplofizicheskie svoystva ogneporov* [Thermal-physical properties of refractory materials]. Moscow, Metallurgiya, 1982.

Zinin K.M. — final-year student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, 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).

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

Please cite this article in English as:

Zinin K.M., Aliev A.A., Tovstonog V.A. Estimating the thermal state of a blunted wedge in a high-velocity gas flow. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2019, no. 3, pp. 29–40 (in Russ.).

DOI: 10.18698/0236-3941-2019-3-29-40