

СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ КЛИНА С ТЕРМОСТОЙКИМ ПОКРЫТИЕМ В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ

А.А. Алиев

aliev@bmstu.ru

В.Н. Зимин

zimin@bmstu.ru

В.А. Товстоног

tovstonog@bmstu.ru

В.И. Томак

mgtu-e14@mail.ru

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

Аннотация

Работоспособность и предельные по высоте, скорости и длительности характеристики траектории полета высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов во многом определяются температурным режимом таких наиболее теплонапряженных элементов конструкции, как кромки аэродинамических профилей планера. Применение систем их активной тепловой защиты сопряжено с решением ряда сложных научных и технических проблем и наиболее перспективное и простое решение — это использование термостойких неорганических материалов оксидного класса. Однако их применение для конструктивного исполнения кромки в виде монолитного элемента затруднительно как по технологическим особенностям, так и прочностным характеристикам, особенно в режиме теплового удара. Перспективным решением представляется кромка в виде сердечника из термостойких и теплопроводных материалов с облицовкой из высокотемпературной оксидной керамики, обеспечивающей защиту от окислительного воздействия среды, и допустимый температурный режим сердечника за счет термического сопротивления, определяемого толщиной облицовки. При этом значительную роль в плане выбора материалов сердечника и облицовки играют предварительные расчетно-теоретические оценки параметров, характеризующие работоспособность кромки при доступных данных о теплофизических и физико-механических свойствах применяемых материалов. Приведены результаты сравнительного анализа теплового состояния сборного клина с теплопроводным сердечником

Ключевые слова

Летательный аппарат, аэродинамический нагрев, тепловая защита, тепловое состояние, термостойкий материал

из такого перспективного термостойкого материала,
как борид гафния и более технологичных и дешевых
металлических материалов — молибдена и никеля
с облицовкой из оксидных термостойких керамик

Поступила 07.09.2021

Принята 08.10.2021

© Автор(ы), 2022

Введение. Разработка атмосферных высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) — наиболее актуальное и перспективное направление авиационной и ракетно-космической техники. В настоящее время накоплен значительный опыт по аэрофизике ВЛА разных типов [1], однако практическая реализация связана с решением ряда сложных и дорогостоящих научных [2–5], материаловедческих [6–9], проектно-технических [10] и технологических [11–13] задач, обусловленных условиями работы самого ВЛА и его силовой установки при воздействии высокотемпературного воздушного потока с большим окислительным потенциалом. Успешное решение таких задач во многом зависит от наличия и совершенства наземного испытательного комплекса, обеспечивающего моделирование параметров тепловой нагрузки [14–17], соответствующих методик теплофизических исследований высокотемпературных материалов и тепловых испытаний модельных и натурных элементов и узлов конструкции. В плане предварительной оценки теплового состояния теплонапряженных элементов конструкции значительную роль играют расчетно-теоретические оценки параметров, характеризующих их работоспособность при доступных данных о теплофизических и физико-механических свойствах материалов, и выбор наиболее эффективных по работоспособности материалов теплонапряженных узлов конструкции, например, таких как кромки аэродинамических профилей планера и проточного тракта силовой установки.

В работе [18] рассмотрена модельная задача о тепловом состоянии клина, обтекаемого воздушным потоком при условиях полета на высоте 29 км. Показано, что выполнение его в виде сборки, содержащей теплопроводный сердечник и облицовку из термостойкого материала, улучшает тепловое состояние и является средством, позволяющим при соответствующей оптимизации составляющих элементов расширить область параметров внешнего теплового воздействия при высокоскоростном полете в атмосфере. Проведен сравнительный анализ теплового состояния сборного клина с теплопроводным сердечником из борид гафния — перспективного термостойкого материала, а также из молибдена и никеля — более технологичных и недорогих металлических материалов. С одной стороны, применение металлических материалов позволяет более просто решить вопросы соединения наконечника аэродинамического профиля с кон-

струкцией. С другой стороны, доступность таких материалов и аттестованные теплофизические характеристики позволяют получить более надежные теоретические оценки теплового и термонапряженного состояний, решить важную задачу валидации расчетной модели при сопоставлении с экспериментальными данными на геометрически подобных моделях, проводя эксперименты определенного объема, стоимость которых непосредственно связана со стоимостью изготовления моделей. Кроме того, создание работоспособных термостойких узлов конструкции требует детальных исследований вопросов технологии нанесения облицовки и ее характеристик в составе изделия, что также требует проведения экспериментов.

Физическая модель. В качестве базовой модели примем протяженный клин высотой $l = 50$ мм с углом раствора 15° , радиусом закругления 2 мм и толщиной облицовки 1 мм (рис. 1, а). Внешние условия соответствуют характеристикам воздушной атмосферы на высоте $H = 20$ км при скорости полета 2000 м/с (число Маха $M = 6,8$) с нулевым углом атаки. Обтекаемая и торцевая поверхности клина приняты излучающими. Излучательная способность поверхностей $\varepsilon_w = 0,9$. Условия протяженности клина позво-

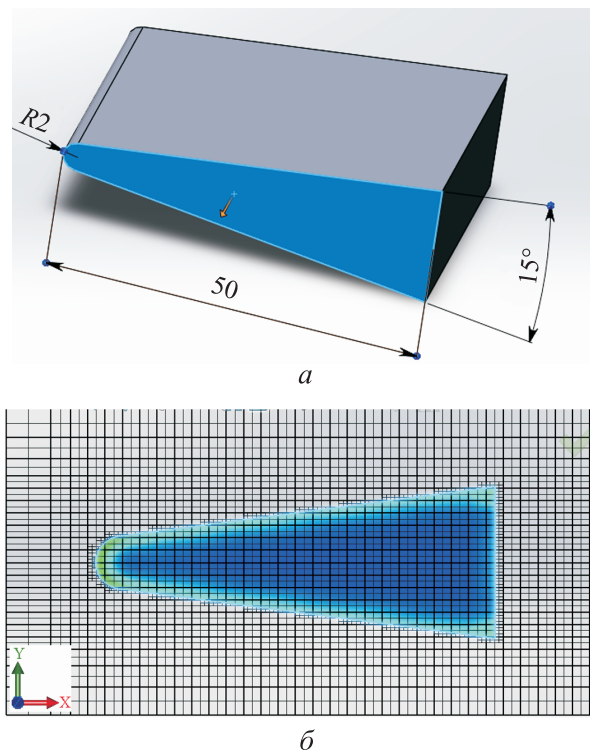


Рис. 1. Физическая (а) и сеточная (б) расчетные модели

ляют решать задачу как двумерную, что соответствует заданию условия теплоизоляции боковых торцов модели конечной протяженности. Численный анализ теплового состояния выполнен с использованием пакета SolidWorks Flow Simulation [19], в основу которого положено численное решение уравнений Навье — Стокса методом конечных объемов. Сеточная модель приведена на рис. 1, б.

Для дальнейшего анализа в качестве характерных параметров будем использовать температуру в критической точке (T_1), на стыке сердечника и облицовки (T_2) и на заднем торце (T_3).

Принятые в расчетах свойства материалов сердечника и облицовки приведены на рис. 2–5.

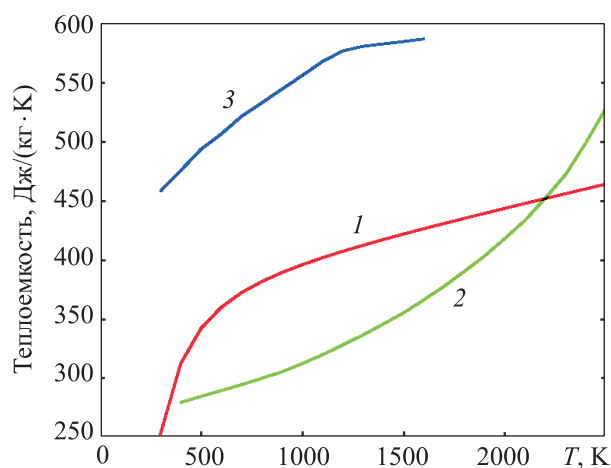


Рис. 2. Зависимость теплоемкости материалов сердечника от температуры:

1 — борид гафния; 2 — молибден; 3 — никель

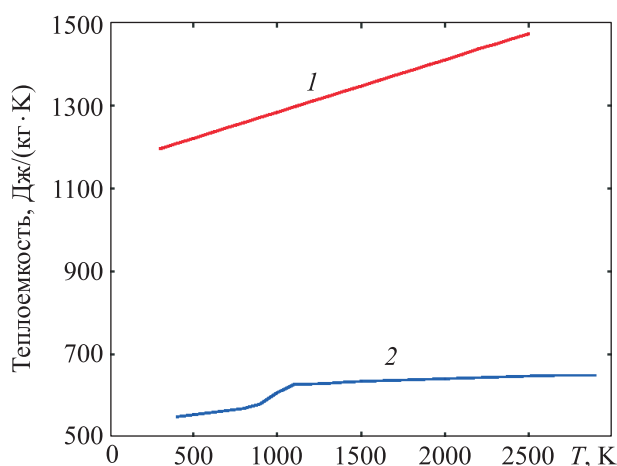


Рис. 3. Зависимость теплоемкости материалов облицовки от температуры:

1 и 2 — диоксиды алюминия и циркония

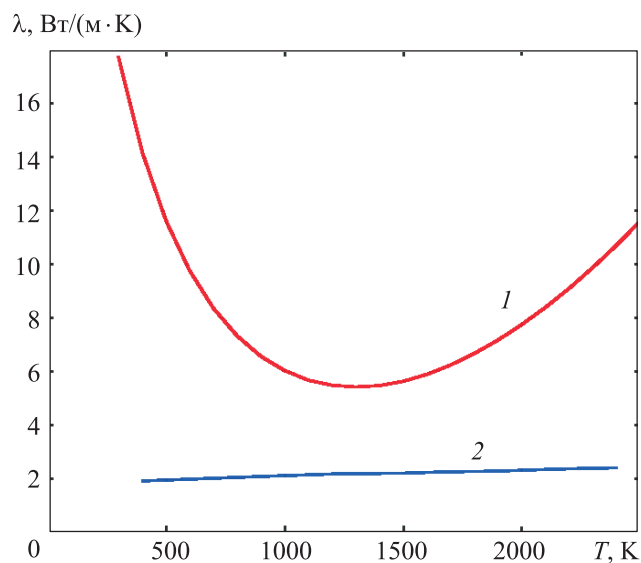


Рис. 4. Зависимость теплопроводности материалов облицовки от температуры (1, 2 — см. рис. 3)

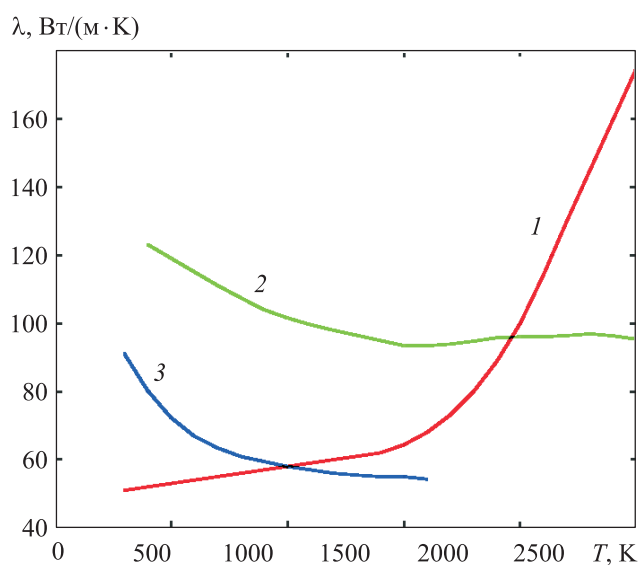


Рис. 5. Зависимость теплопроводности материалов сердечника от температуры (1–3 — см. рис. 2)

Результаты численного анализа. Для предварительных оценок практической применимости той или иной комбинации материалов сердечника и облицовки можно воспользоваться результатами расчетов стационарного теплового состояния при заданных условиях нагрева. Температурные поля в сечении клина из однородных металлических жаростойких материалов приведены на рис. 6. Видно, что в наиболее теплонапряженной

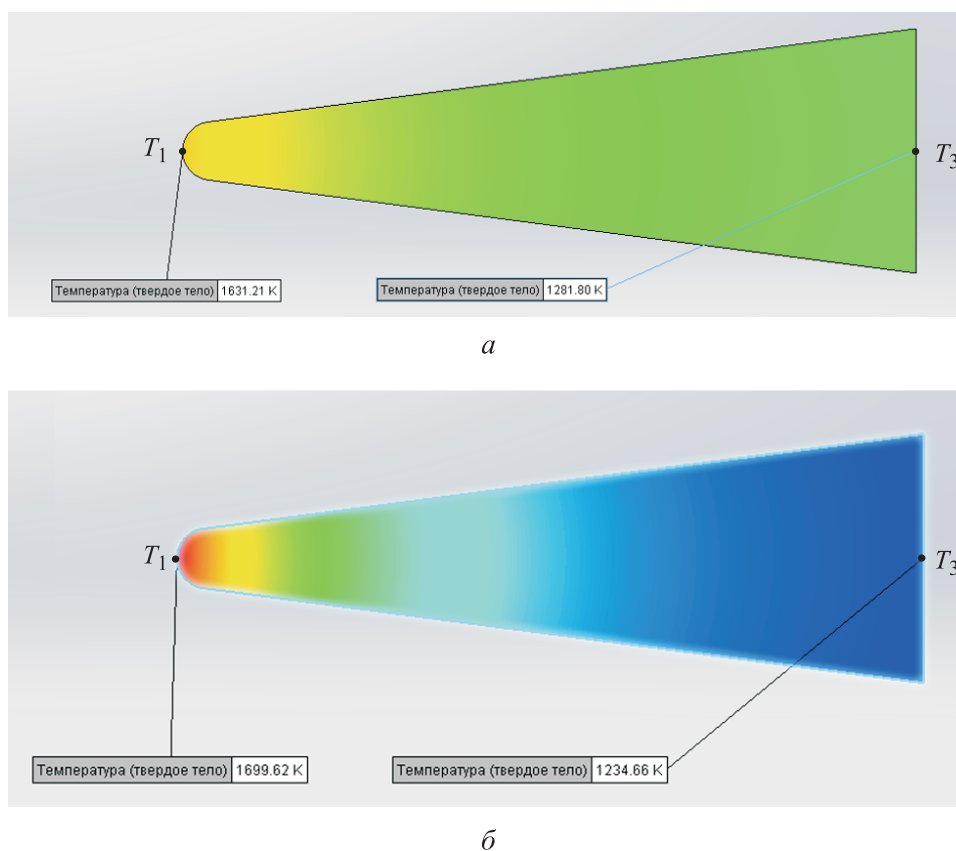


Рис. 6. Температурное состояние однородного клина из молибдена (а) и никеля (б)

критической точке T_1 температура молибденового клина имеет значение, при котором этот материал интенсивно окисляется, а температура никелевого клина близка к температуре плавления никеля, что обуславливает необходимость использования защитных покрытий. Следует также отметить малое различие температурного состояния клиньев из этих материалов. Однако за счет различия теплопроводности температура на носке никелевого клина больше, а на торце (T_3) меньше, чем у молибденового.

Температурные поля в клине из однородных термостойких оксидных материалов приведены на рис. 7. Для этого стационарного режима следует отметить заметную неоднородность поля температуры по сечению клина в области затупления на расстояниях от критической точки до глубины ~ 10 мм и достаточно однородное в более удаленных областях. Температуры в характерных точках однородного клина из оксидов алюминия и циркония различаются незначительно (рис. 7, а и б), но температура

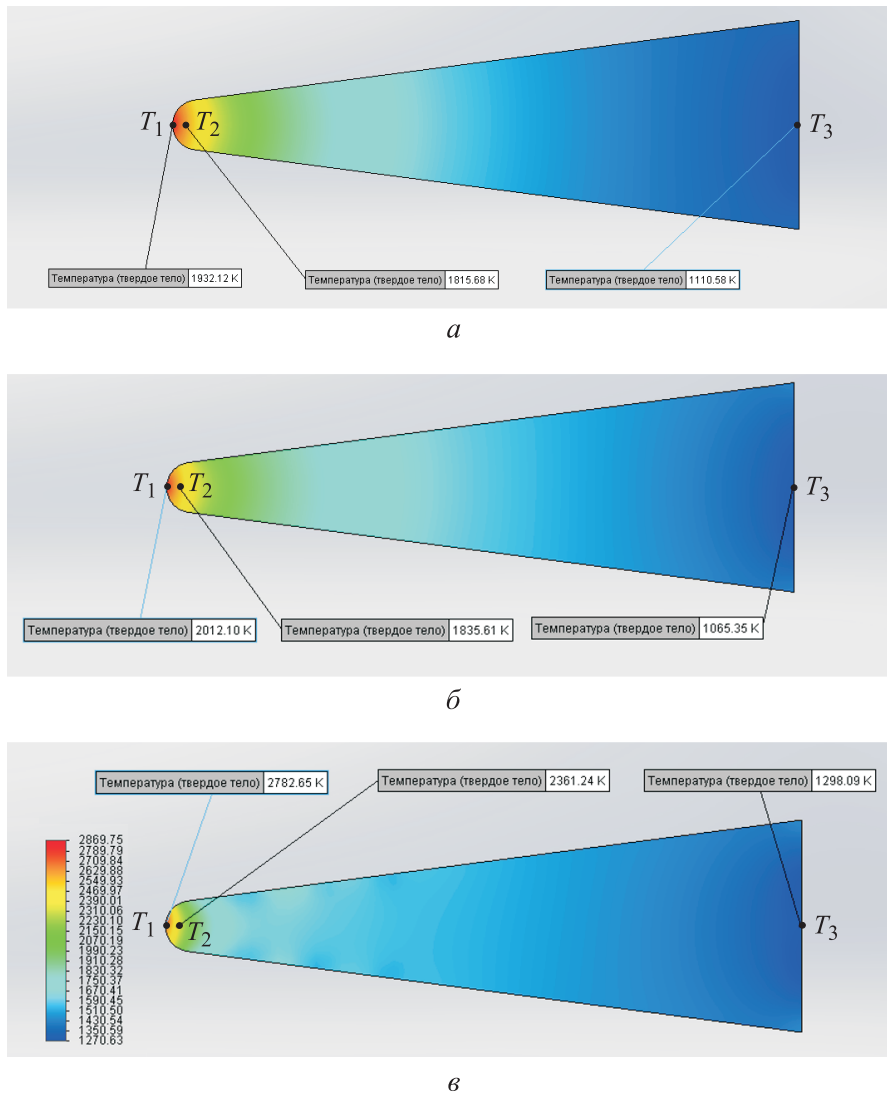


Рис. 7. Температурные поля и температура в характерных точках клина из оксидов алюминия (а) и циркония (б, в) при скоростях воздушного потока 2000 (а, б) и 2500 м/с (в)

в критической точке клина из оксида алюминия близка к предельной температуре его использования. При увеличении скорости воздушного потока до 2500 м/с ($M = 8,48$) термическая стойкость кромки может быть обеспечена только применением оксида циркония — температура ~ 2800 К в критической точке (рис. 7, в) не превышает температуру плавления, но превышает условно допустимую температуру применения $T_{\text{доп}} \approx 0,8T_m \approx 2400$ К.

Характерно, что существенная неравномерность нагрева внешней поверхности клина — максимальная интенсивность теплового потока в области затупления и существенно меньшая на боковой поверхности, приводят к тому, что даже в стационарном режиме имеет место существенная осевая неравномерность температурного поля. Даже если в области критической точки температура близка к предельной, то на торце она существенно, на 1000...1500 К, меньше, что характеризует тепловую неэффективность исполнения кромок из однородных материалов. Улучшить этот показатель можно, применяя конструкцию кромки в виде теплопроводного сердечника, обеспечивающего теплоотток из области наиболее интенсивного нагрева в низкотемпературную область, температура в которой повышается, за счет чего увеличивается эффективно излучающая поверхность клина с высокотемпературной и коррозионно-стойкой облицовкой. При этом выбор материалов сердечника и облицовки и ее толщины определяется рядом факторов.

Во-первых, температура на стыке облицовки и сердечника не должна превышать температуру термостойкости (плавления) сердечника при активном химическом взаимодействии за счет гетерогенных реакций в твердой фазе. Во-вторых, что вполне логично, для облицовки используются материалы с малой теплопроводностью. Толщина облицовки (ее термическое сопротивление) должна быть такой, чтобы обеспечить максимальную теплопередачу к сердечнику. Исследованы следующие комбинации материалов сердечника и облицовки: Mo/Al₂O₃, Ni/Al₂O₃, Mo/ZrO₂, HfB₂/ZrO₂ (ZrB₂/ZrO₂). Отметим, что твердофазное взаимодействие молибдена с оксидами алюминия и циркония происходит в области температур 2100...2400 К, а никеля с оксидом алюминия при $T \sim 1800$ К [20].

Значения температуры в характерных точках T_1 , T_2 и T_3 (соответственно критической, на стыке облицовки и сердечника (расстояние от критической точки составляет 1 мм) и на заднем торце) приведены на рис. 8–10.

Видно, что использование сердечников способствует снижению на ~ 100 К температуры в критической точке, а температура на стыке не превышает допустимую не только для случая молибденового, но и никелевого сердечника (при скорости 2000 м/с), что подтверждает эффективность рассматриваемого варианта конструктивного исполнения кромки.

Еще более яркая картина влияния теплопроводного сердечника на температурное состояние проявляется в нестационарных условиях нагрева. Этот режим реализуется при проведении тепловых испытаний на газодинамических установках, в которых нагрев чаще всего осуществляется при не-

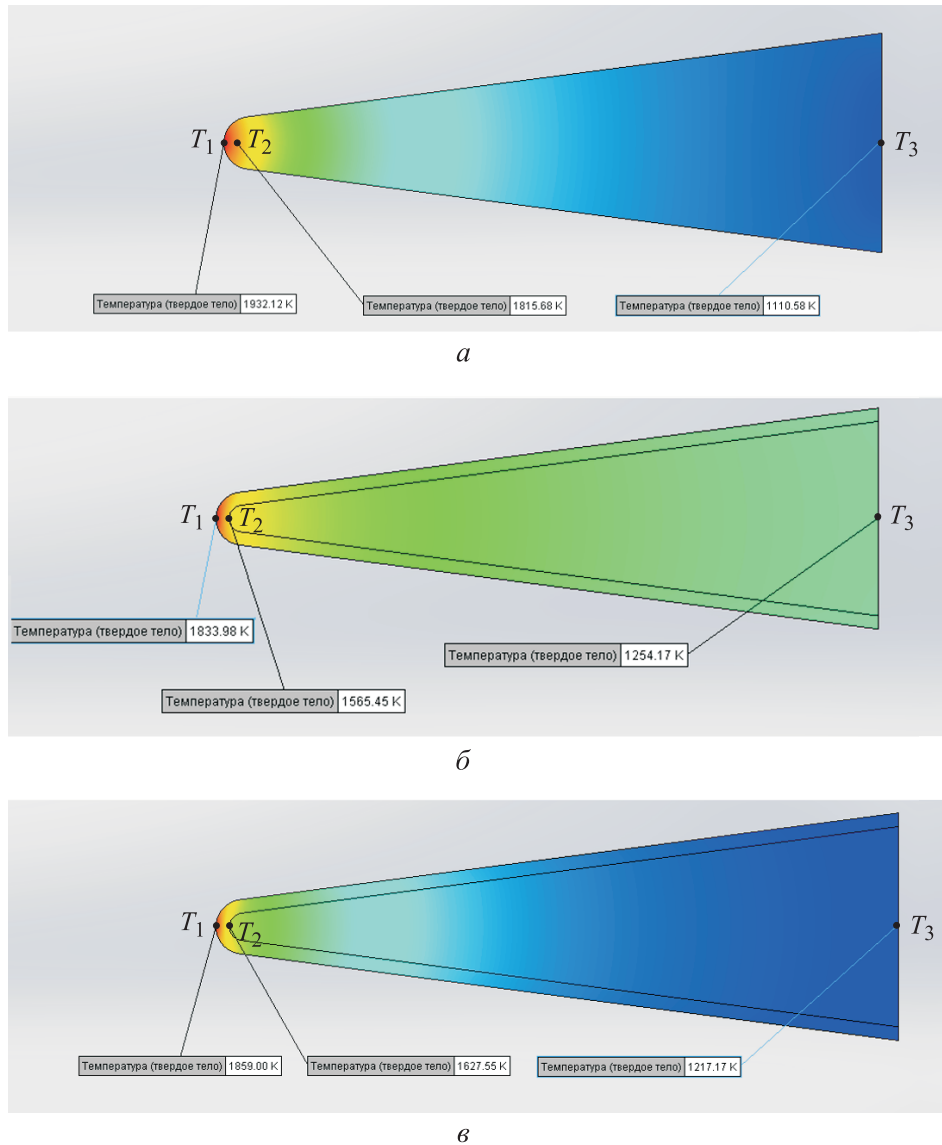
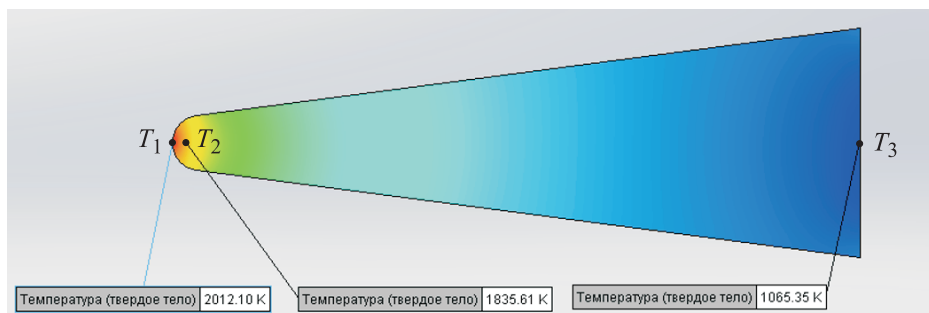
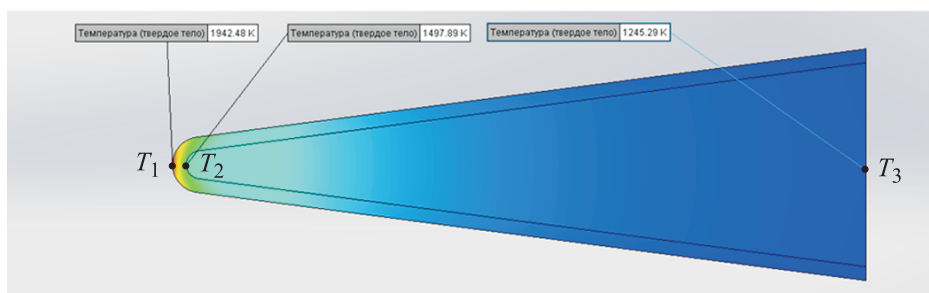


Рис. 8. Температура в характерных точках однородного клина из оксида алюминия (а), с сердечником из молибдена (б) и никеля (в) и облицовкой из оксида алюминия; скорость полета 2000 м/с

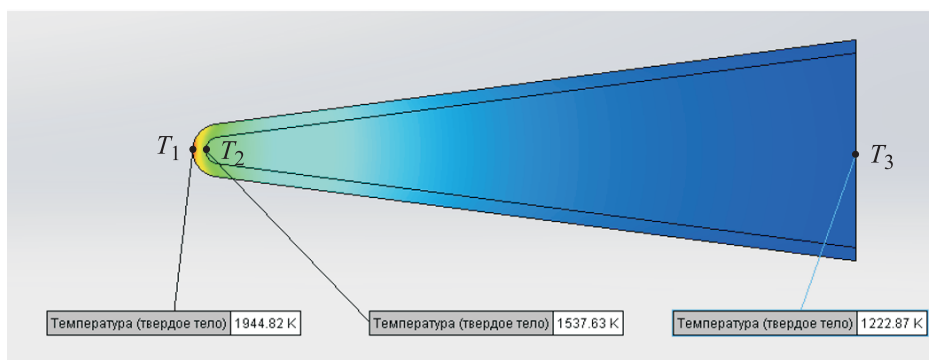
изменных (нерегулируемых) параметрах высокотемпературного газового потока. Графики температуры в характерных точках в зависимости от времени при воздействии воздушного потока с ранее указанными параметрами для клина из однородной термостойкой керамики и при различных комбинациях материалов теплопроводного сердечника и облицовки приведены на рис. 11. Видно, что в начальном периоде нагрева различия



a



б



в

Рис. 9. Температура в характерных точках однородного клина из оксида циркония (*a*), с сердечником из молибдена (*б*) и борида гафния (*в*) и облицовкой из оксида циркония; скорость полета 2000 м/с

температур в характерных точках клина с облицовкой и однородного клина из термостойкого материала достигают от 200 К на поверхности (рис. 11, *a*), до ~ 1000 К на стыке для клина с сердечником и облицовкой из оксида циркония и ~ 600 К при более теплопроводной облицовке из оксида алюминия (рис. 11, *б*). Аналогичная картина характерна и для температуры на торцевой поверхности (рис. 11, *в*). Отметим, что близкое к стационарному режиму значение температуры устанавливается при времени нагрева ~ 10...20 с

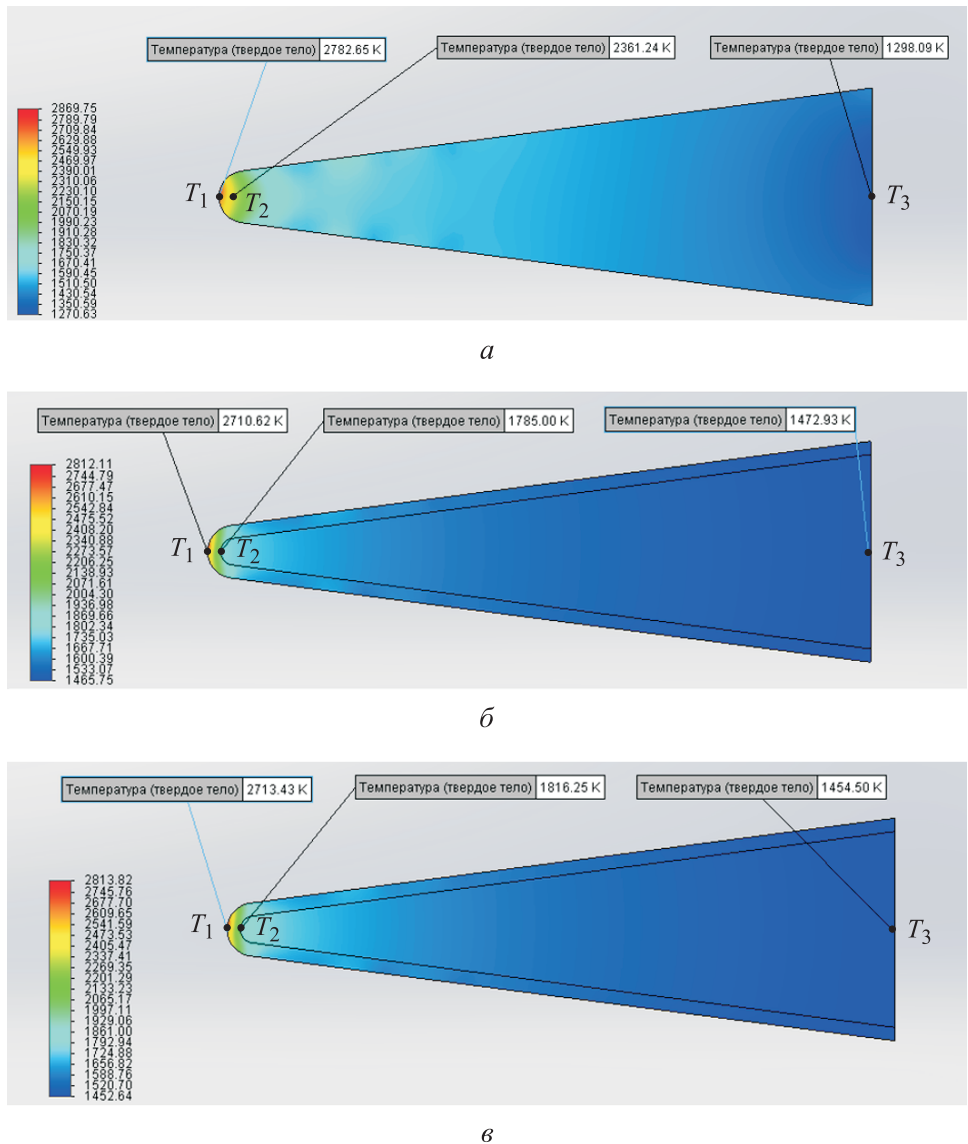


Рис. 10. Температура в характерных точках однородного клина из оксида циркония (*a*), с сердечником из молибдена (*б*) и борида гафния (*в*) и облицовкой из оксида циркония; скорость полета 2500 м/с

на поверхности, ~ 20...30 с на стыке сердечника с облицовкой, а на торцевой поверхности при ~ 150...200 с (рис. 11, *г*) для клина с никелевым сердечником и облицовкой из оксида алюминия. Соответствующая картина имеет место для температурного поля в сечениях клина (рис. 12) и на поверхности (рис. 13), что видно при сопоставлении температурных полей в разные моменты времени для случая установившегося режима.

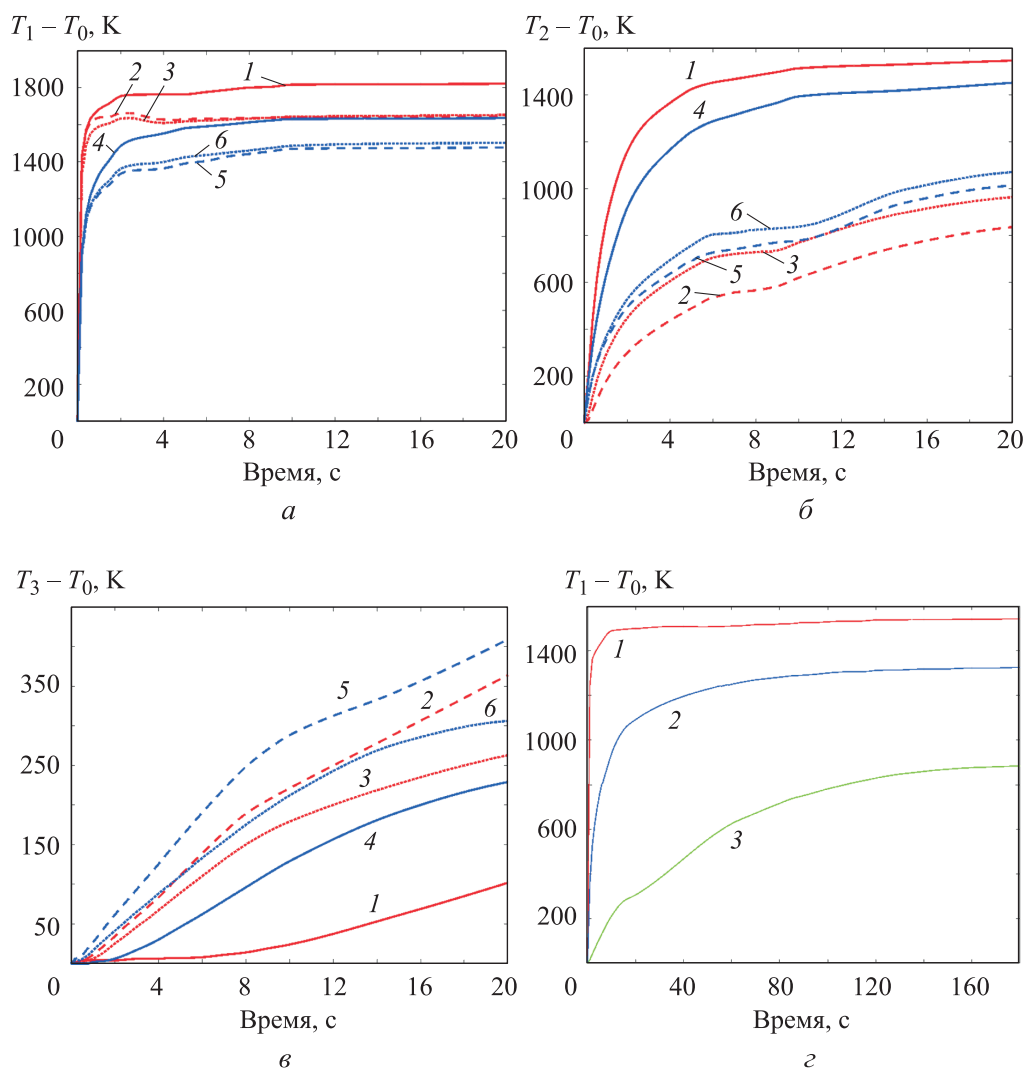


Рис. 11. Зависимость температуры от времени в характерных точках (T_1 , T_2 , T_3) клина при разных комбинациях материалов сердечника и облицовки:
 а, б, в — кривые 1 и 4 — однородные клинья из оксидов циркония и алюминия;
 2 и 5 — молибденовый сердечник с облицовкой из оксидов циркония и алюминия;
 3 — сердечник из борида гафния, облицовка из оксида циркония; 6 — никелевый сердечник с облицовкой из оксида алюминия; г — кривые 1–3 — температура соответственно в характерных точках T_1 , T_2 и T_3 клина с никелевым сердечником и облицовкой из оксида алюминия

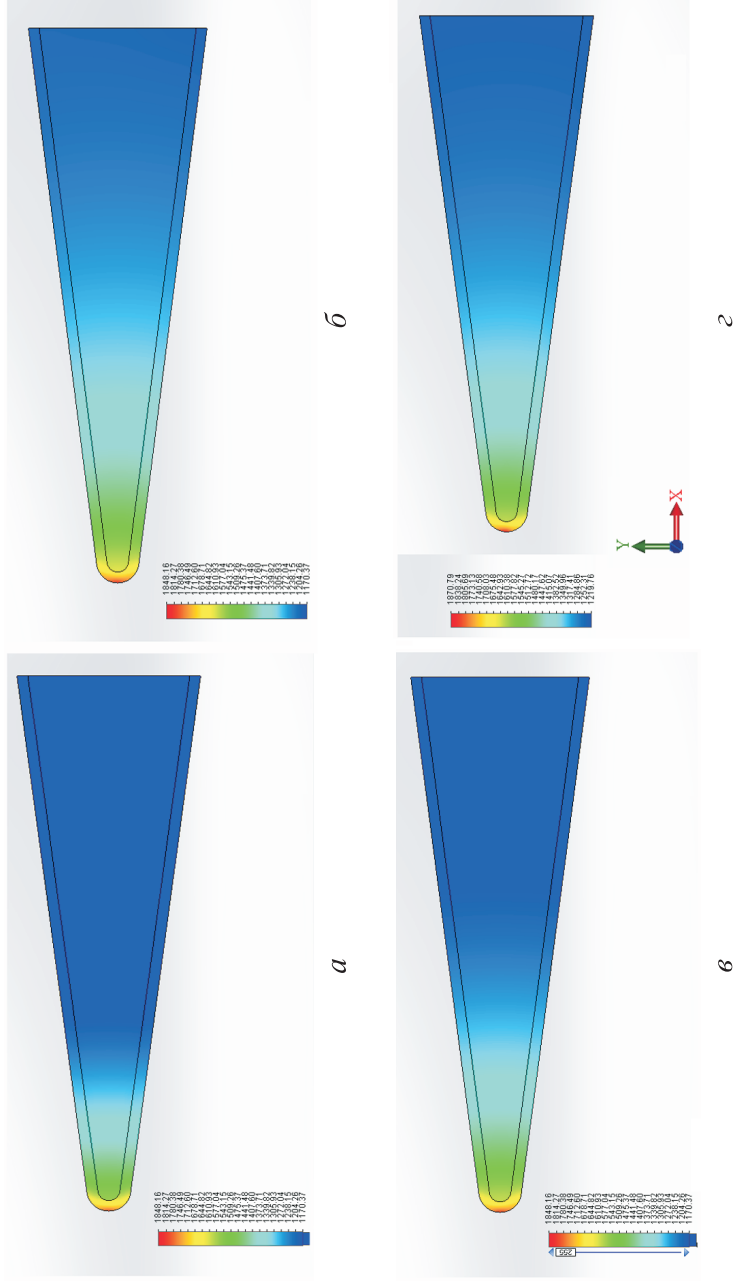


Рис. 12. Температурное поле в поперечном сечении клина с никелевым сердечником и облицовкой из оксида алюминия при времени нагрева 40, 80, 150 с (а, б, в) и на установившемся режиме (г)

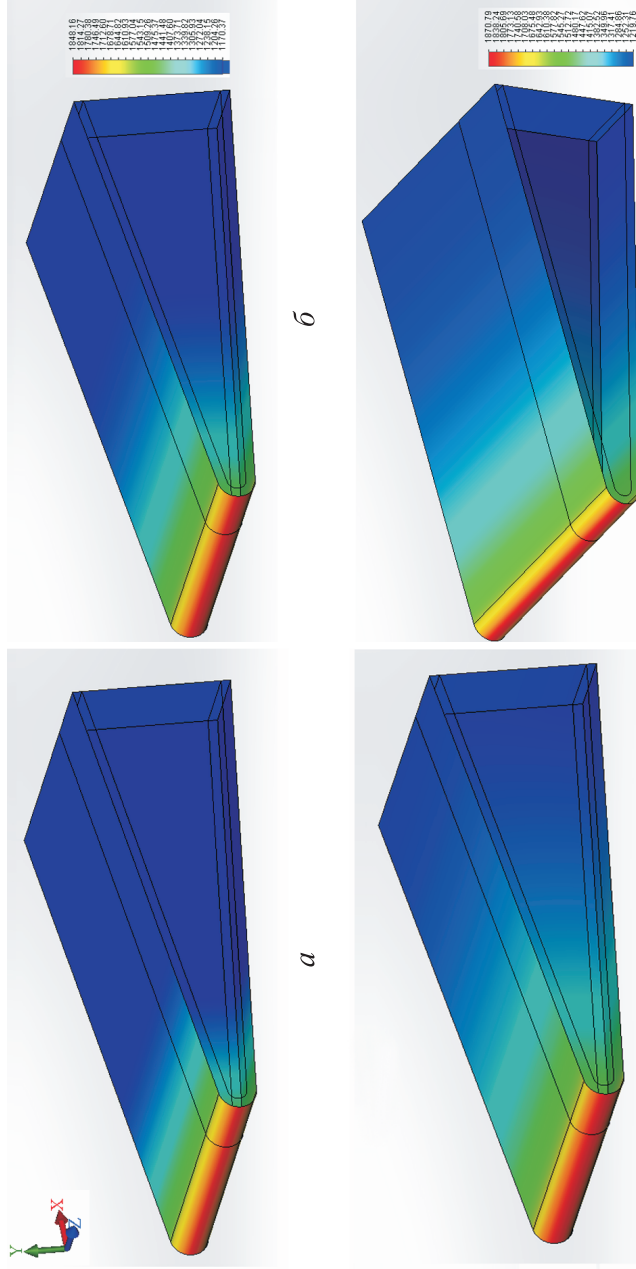


Рис. 13. Температурное поле на поверхности клина с никелевым сердечником и облицовкой из оксида алюминия при времени нагрева 40, 80, 150 с (а, б, в) и на установившемся режиме (г)

Заключение. В результате проведенного анализа выявлено, что исполнение кромок аэродинамических профилей высокоскоростных летательных аппаратов в виде теплопроводного сердечника, покрытого достаточно толстым слоем облицовки из высокотемпературной керамики, обеспечивающим допустимую температуру сердечника, при соответствующем выборе теплофизических и геометрических параметров позволяет улучшить тепловые характеристики элементов конструкции для условий обтекания высокоскоростным воздушным потоком воздуха.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Суржиков С.Т., Товстоног В.А., Яцухно Д.А. и др. Атлас результатов компьютерного моделирования задач высокоскоростной аэротермодинамики и аэрофизики. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021.
- [2] Суржиков С.Т. Компьютерная аэрофизика спускаемых космических аппаратов. М., ФИЗМАТЛИТ, 2018.
- [3] Землянский Б.А., ред. Конвективный теплообмен летательных аппаратов. М., ФИЗМАТЛИТ, 2014.
- [4] Тирский Г.А., ред. Гиперзвуковая аэродинамика и тепломассообмен спускаемых космических аппаратов. М., ФИЗМАТЛИТ, 2011.
- [5] Суржиков С.Т. Расчетное исследование аэротермодинамики гиперзвукового обтекания затупленных тел на примере анализа экспериментальных данных. М., ИПМех РАН, 2011.
- [6] Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.С. и др. Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов (обзор). *Труды ВИАМ*, 2014, № 6.
DOI: <https://doi.org/10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8>
- [7] Столярова В.Л., Ворожцов В.А., Карачевцев Ф.Н. Изучение термодинамики и испарения трехкомпонентных систем на основе оксида гафния для повышения высокотемпературных эксплуатационных характеристик керамических материалов и покрытий. *Высокотемпературные керамические композиционные материалы и защитные покрытия. Матер. IV Всерос. науч.-техн. конф.* М., ВИАМ, 2020, с. 126–139.
- [8] Промахов В.В., Жуков И.А., Ворожцов С.А. и др. Термостойкие керамические композиты на основе диоксида циркония. *Новые огнеупоры*, 2015, № 11, с. 39–44.
- [9] Соколов П.С., Аракчеев А.В., Михальчик И.Л. и др. Сверхвысокотемпературная керамика на основе ZrB_2-SiC : получение и основные свойства. *Новые огнеупоры*, 2017, № 1, с. 33–39. DOI: <https://doi.org/10.17073/1683-4518-2017-1-33-39>
- [10] Горский В.В., ред. Математическое моделирование тепловых и газодинамических процессов при проектировании летательных аппаратов. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.

- [11] Чевыкалова Л.А., Келина И.Ю., Михальчик И.Л. и др. Получение ультравысокотемпературного керамического материала на основе диборида циркония методом SPS. *Новые огнеупоры*, 2013, № 11, с. 31–38.
- [12] Лямин Ю.Б., Прямилова Е.Н., Пойлов В.З. и др. Исследование фаз, образующихся при искровом плазменном спекании композиций на основе боридов циркония и гафния. *Вестник ПНИПУ. Химическая технология и биотехнология*, 2015, № 3, с. 91–103.
- [13] Roberto O., Giacomo C. Comparison of reactive and non-reactive spark plasma sintering routes for the fabrication of monolithic and composite ultra high temperature ceramics (УНТС) materials. *Materials*, 2013, vol. 6, no. 5, pp. 1566–1583.
DOI: <https://doi.org/10.3390/ma6051566>
- [14] Полежаев Ю.В., Шишков А.А. Газодинамические испытания тепловой защиты. М., Промедэк, 1992.
- [15] Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2005.
- [16] Левин В.М., Карасев В.Н., Картовицкий Л.Л. и др. Испытания двухрежимного ПВРД с горением керосина. *Теплофизика и аэромеханика*, 2015, т. 22, № 5, с. 591–597.
- [17] Губанов Е.И., Кислых В.В., Кусов А.Л. и др. Экспериментальное исследование теплообмена в донной области модели гиперзвукового летательного аппарата. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, № 6, с. 29–36.
- [18] Алиев А.А., Бурков А.С., Товстоног В.А. и др. Тепловое состояние аэродинамического профиля летательного аппарата, обтекаемого высокоскоростным потоком воздуха. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2021, № 3 (138), с. 4–24. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-4-24>
- [19] Алямовский А.А., Одинцов Е.В., Пономарев А.А. и др. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике. СПб, БХВ, 2008.
- [20] Мармер Э.Н. Материалы для высокотемпературных вакуумных установок. М., ФИЗМАТЛИТ, 2007.

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).

Зимин Владимир Николаевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «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, старший научный сотрудник, 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 энергетического машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Алиев А.А., Зимин В.Н., Товстоног В.А. и др. Сравнительная оценка теплового состояния клина с термостойким покрытием в высокоскоростном воздушном потоке. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2022, № 1 (140), с. 4–23. DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-1-4-23>

**A WEDGE WITH A HEAT-RESISTANT LINING
IN A HIGH-SPEED AIRFLOW: COMPARATIVE ESTIMATE
OF THE THERMAL STATE**

A.A. Aliev

V.N. Zimin

V.A. Tovstonog

V.I. Tomak

aliev@bmstu.ru

zimin@bmstu.ru

tovstonog@bmstu.ru

mgtu-e14@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The efficiency and maximum height, speed and duration characteristics of the flight path of high-speed atmospheric aircraft are largely determined by the temperature regime of the most heat-stressed structural elements, such as the edges of airframe airfoils. Their active thermal protection systems contribute to solving a number of complex scientific and technical problems, the most promising and simple solution being heat-resistant inorganic materials of the oxide class. However, their use for the structural design of the edge as a monolithic structural element is difficult both in terms of technology and strength characteristics, especially in the heat shock mode. In this regard, a promising solution is an edge in the form of a core made of heat-resistant and heat-conducting materials with a high-temperature oxide ceramic lining, which protects from the environmental oxidative effects and provides the permissible temperature regime of the core due to thermal resistance determined by the thickness of the lining. The study examines the temperature conditions of the wedge-shaped edge with a heat-conducting core and a heat-resistant ceramic lining. When choosing materials for the core and lining, it is important to preliminarily calculate and estimate the parameters of the edge

Keywords

Aircraft, aerodynamic heating, thermal protection, thermal condition, heat-resistant material

performance, taking into account the data on the thermo-physical and physicochemical properties of the materials. The study comparatively analyzes the thermal state of a prefabricated wedge with a heat-conducting core made of hafnium boride, which is an advanced heat-resistant material, and molybdenum and nickel, which are more technological and cheap metal materials, with a lining of oxide heat-resistant ceramics

Received 07.09.2021

Accepted 08.10.2021

© Author(s), 2022

REFERENCES

- [1] Surzhikov S.T., Tovstonog V.A., Yatsukhno D.A., et al. Atlas rezul'tatov komp'yuternogo modelirovaniya zadach vysokoskorostnoy aerotermodinamiki i aerofiziki [Atlas of computer modeling results for problems of high-speed aerodynamics and aerophysics]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2021.
- [2] Surzhikov S.T. Komp'yuternaya aerofizika spuskaemykh kosmicheskikh apparatov [Computer aerophysics of descent space vehicles]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2018.
- [3] Zemlyanskiy B.A., ed. Konvektivnyy teploobmen letatel'nykh apparatov [Convective heat transfer of aircraft]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2014.
- [4] Tirskiy G.A., ed. Giperzvukovaya aerodinamika i teplomassoobmen spuskaemykh kosmicheskikh apparatov [Hypersound aerodynamics and heat and mass transfer of descent space vehicles]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2011.
- [5] Surzhikov S.T. Raschetnoe issledovanie aerotermodinamiki giperzvukovogo obtekaniya zatuplennykh tel na primere analiza eksperimental'nykh dannykh [Calculated aerodynamic study on blunt-nosed bodies hypersonic flow based on analysis of experimental data]. Moscow, IPMekh RAN Publ., 2011.
- [6] 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://doi.org/10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8>
- [7] Stolyarova V.L., Vorozhtsov V.A., Karachevtsev F.N. [Study on thermodynamics and evaporation of three-component systems based on hafnia for improving high-temperature exploitation characteristics of ceramic materials and coatings]. *Vysokotemperaturnye keramicheskie kompozitsionnye materialy i zashchitnye pokrytiya. Mater. IV Vseros. nauch.-tekh. konf.* [High-temperature ceramic composites and protective coatings. Proc. IV Russ. Sc.-Tech. Conf.]. Moscow, VIAM Publ., 2020, pp. 126–139 (in Russ.).
- [8] Promakhov V.V., Zhukov I.A., Vorozhtsov S.A., et al. Heat-resistant ceramic composites based on zirconium dioxide. *Novye ognepory* [New Refractories], 2015, no. 11, pp. 39–44 (in Russ.).
- [9] Sokolov P.S., Arakcheev A.V., Mikhal'chik I.L., et al. Ultra-high-temperature ZrB₂-SiC ceramics: the preparation and general properties. *Novye ognepory* [New Refractories], 2017, no. 1, pp. 33–39 (in Russ.).
DOI: <https://doi.org/10.17073/1683-4518-2017-1-33-39>

- [10] Gorskiy V.V., ed. *Matematicheskoe modelirovanie teplovykh i gazodinamicheskikh protsessov pri proektirovanii letatel'nykh apparatov* [Mathematical modeling of thermal and gas-dynamic processes for aircraft design]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2011.
- [11] Chevykalova L.A., Kelina I.Yu., Mikhal'chik I.L., et al. Investigation on spark plasma sintering (SPS) method for the formation of ultra-high-temperature ceramic material on base of zirconium diboride. *Novye ognepory* [New Refractories], 2013, no. 11, pp. 31–38 (in Russ.).
- [12] Lyamin Yu.B., Pryamilova E.N., Poylov V.Z., et al. The investigation of phases formed at spark plasma sintering of the compositions based on zirconium and hafnium borides. *Vestnik PNIPU. Khimicheskaya tekhnologiya i biotekhnologiya* [PNRPU Bulletin. Chemical Technology and Biotechnology], 2015, no. 3, pp. 91–103 (in Russ.).
- [13] Roberto O., Giacomo C. Comparison of reactive and non-reactive spark plasma sintering routes for the fabrication of monolithic and composite ultra high temperature ceramics (UHTC) materials. *Materials*, 2013, vol. 6, no. 5, pp. 1566–1583. DOI: <https://doi.org/10.3390/ma6051566>
- [14] Polezhaev Yu.V., Shishkov A.A. *Gazodinamicheskie ispytaniya teplovoy zashchity* [Gas-dynamic tests on thermal protection]. Moscow, Promedek Publ., 1992.
- [15] Kharitonov A.M. *Tekhnika i metody aerofizicheskogo eksperimenta. Aerodinamicheskie truby i gazodinamicheskie ustanovki* [Technics and methods of aerophysical experiment. Aerodynamic tubes and gas-dynamic plants]. Novosibirsk, NSTU Publ., 2005.
- [16] Levin V.M., Karasev V.N., Kartovitskiy L.L., et al. Testing a dual-mode ramjet engine with kerosene combustion. *Thermophys. Aeromech.*, 2015, vol. 22, no. 5, pp. 569–574. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0869864315050054>
- [17] Gubanov E.I., Kislykh V.V., Kusov A.L., et al. Experimental study of a heat transfer on the bottom area of a hypersonic aircraft model. *Kosmonavtika i raketostroyeniye* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2014, no. 6, pp. 29–36 (in Russ.).
- [18] Aliiev A.A., Burkov A.S., Tovstonog V.A., et al. Thermal state of an aircraft aerofoil in a high-velocity air flow. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 3 (138), pp. 4–24 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-4-24>
- [19] Alyamovskiy A.A., Odintsov E.V., Ponomarev A.A., et al. *SolidWorks 2007/2008. Komp'yuternoe modelirovanie v inzhenernoy praktike* [SolidWorks 2007/2008. Computer modeling in engineering practice]. St. Petersburg, BKhV Publ., 2008.
- [20] Marmer E.N. *Materialy dlya vysokotemperaturnykh vakuumnykh ustanovok* [Materials for high-temperature vacuum plants]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2007.

Aliiev 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).

Zimin V.N. — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the 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.), Senior Research Fellow, 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).

Please cite this article in English as:

Aliev A.A., Zimin V.N., Tovstonog V.A., et al. A wedge with a heat-resistant lining in a high-speed airflow: comparative estimate of the thermal state. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2022, no. 1 (140), pp. 4–23 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2022-1-4-23>