

## ТЕПЛОВОЕ СОСТОЯНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ОБТЕКАЕМОГО ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА

А.А. Алиев

А.С. Бурков

В.А. Товстоног

В.И. Томак

Д.А. Ягодников

aliev@bmstu.ru

mgту-e14@mail.ru

tovstonog@bmstu.ru

mgту-e14@mail.ru

daj@bmstu.ru

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

---

### Аннотация

Особенностью высокоскоростных атмосферных летательных аппаратов является наличие тонких профилей с кромками малого радиуса закругления, подвергаемых высокотемпературному аэродинамическому нагреву при уровне температур до 2000...2500 °С. Работа тяговой силовой установки таких аппаратов, в качестве которой предполагается прямоточный воздушно-реактивный двигатель со сверхзвуковым горением, и аэродинамических органов управления обуславливает необходимость стабильности геометрической формы элементов, обтекаемых высокоскоростным воздушным потоком. Обеспечение их работоспособности связано с применением материалов, стойких к воздействию высоких температур в окислительной атмосфере, методов и средств тепловой защиты, а одним из перспективных направлений является использование термостойких оксидных материалов, таких как оксиды алюминия, циркония, гафния. Поскольку материалы этого класса имеют малую теплопроводность, то в окрестности нагреваемой поверхности реализуются большие температурные градиенты, а следовательно, и температурные напряжения, что следует учитывать в проектных работах. На модели острого клина с малым радиусом закругления из оксида циркония проведен анализ температурного состояния при обтекании высокоскоростным потоком воздуха. Для уменьшения температуры кромки и температурных градиентов конструктивно предложено использовать теплопроводный сердечник, облицованный тонким слоем оксида циркония. В качестве материалов сердечника рассмотрены оксид алюминия и борид гафния

### Ключевые слова

*Аэродинамический нагрев, тонкий профиль, окислительная атмосфера, тепловая защита, термостойкие материалы, оксиды*

Поступила 23.04.2021

Принята 24.05.2021

© Автор(ы), 2021

**Введение.** В настоящее время активно разрабатываются высокоскоростные летательные аппараты (ЛА), полет которых относительно длительное время ( $\sim 600$  с) проходит в плотных слоях атмосферы с гиперзвуковыми скоростями  $M \approx 7-15$ . Наиболее характерными типами таких аппаратов являются высокоманевренные планирующие аппараты типа НТВ-2 [1–4], выводимые ракетными носителями [1, 2] на высоты 100...200 км (для выведения аппарата НТВ-2 использована твердотопливная ракета-носитель легкого класса «Минотавр IV» [5]), совершающие после отделения планирующий полет в атмосфере, а также перспективные аппараты крейсерского типа, предназначенные для длительных (десятки минут) полетов на высотах 30...40 км, например, аппараты серии Х-51 [6–8], использующие схему воздушного старта с авиационных носителей, выводимые на траекторию полета к цели на высотах 30...40 км твердотопливными ускорителями.

Аппараты первого типа совершают полет за счет запаса потенциальной энергии, обеспечиваемой ракетными средствами выведения. После отделения от носителя аппараты этого типа, имея достаточно высокое аэродинамическое качество  $K > 1$  и малый коэффициент лобового сопротивления, совершают полет по волнообразной траектории на значительные расстояния (тысячи километров). Аппараты второго типа, оснащенные воздушно-реактивной двигательной установкой (гиперзвуковым воздушно-реактивным двигателем — ГПВРД), после выведения на заданную высоту и отделения от носителя совершают длительный полет с установившейся скоростью на расстояния, определяемые запасом горючего.

Разработка высокоскоростных атмосферных ЛА связана с решением ряда сложных научно-технических задач, в частности задач обеспечения работоспособности конструкции в условиях высокотемпературного аэродинамического нагрева. Некоторые задачи могут быть решены с использованием наземных испытательных установок. Комплексная отработка принципиальных технических решений требует применения летающих лабораторий-демонстраторов гиперзвуковых технологий [9, 10], таких как гиперзвуковая летающая лаборатория «Холод» [11] и аппараты Х-43 [12–15] (вывод аппарата Х-43 на траекторию полета и его разгон до скорости, обеспечивающей запуск ГПВРД, реализуется крылатой твердотопливной ракетой воздушного базирования «Пегас»).

Несмотря на различия в принципах движения, высокоскоростные атмосферные аппараты первого и второго типа имеют одну характерную особенность — наличие обтекаемых воздушным потоком плоских аэродинамических профилей с острыми кромками малых радиусов затупления.

При высоких скоростях полета кромки таких профилей подвергаются высокотемпературному нагреву. Чтобы обеспечить работоспособность конструкции, профиль необходимо оснастить средствами тепловой защиты или выполнять из термостойких материалов, допускающих работу и обеспечивающих неизменность геометрической формы в окислительной среде воздуха при температурах, превышающих 2000 °С.

Возможно, что тепловая защита кромок планирующих аппаратов может быть обеспечена применением композиционных материалов C/C, C/SiC, SiC/SiC, если допустить небольшой унос массы [16], или системы активной тепловой защиты с впрыском хладагента в пристеночный слой [17–19]. В то же время для аппаратов крейсерского типа с интегральной компоновкой двигательной установки основным требованием является стабильность ударно-волновой конфигурации течения воздуха на входе в воздухозаборник [20], что диктует неизменность геометрической формы проточного тракта, начиная от кромки носовой части — наиболее теплонапряженного элемента конструкции. Поскольку при высокоскоростном полете наиболее интенсивному нагреву подвергается область критической точки, а профиль носовой части высокоскоростного атмосферного ЛА с ГПВРД внешнего сжатия обычно представляет собой клин с малым углом раствора 5...15° [9, 21, 22], обеспечение температурного режима этого элемента конструкции представляет сложную техническую проблему.

Тепловая защита теплонагруженных элементов конструкции обеспечивается отводом теплоты от области наиболее интенсивного тепловыделения во внешнюю среду или к менее нагретым элементам конструкции. В наиболее простом случае это обеспечивается излучением энергии во внешнее пространство. В работе [23] теплонагруженный элемент конструкции предлагается выполнять из анизотропного материала с существенно различающимися коэффициентами теплопроводности, за счет чего, по мнению авторов, можно интенсифицировать теплопередачу в менее нагреваемые области конструкции.

В патенте [24] теплоотвод предлагается обеспечить за счет теплопередачи излучением в низкотемпературную область посредством системы световодов. Полагается, что передняя кромка ЛА выполнена в виде оболочки с минимальным аэродинамическим сопротивлением из материала с высокими теплопроводностью и излучательной способностью. Кромка имеет сферическое затупление и боковые поверхности, воспринимающие пониженные тепловые нагрузки. В полости оболочки установлен светопрозрачный стержень, примыкающий к ее внутренней поверхности. В полете ЛА тепловой поток от сферического затупления, одновременно с его излучени-

ем, кондуктивно отводится в зону с пониженными тепловыми нагрузками, и этот поток переизлучается с внешней поверхности данной зоны. Радиационный же поток с внутренней поверхности кромки транспортируется через светопрозрачный стержень в среду с более низкой температурой.

В работах [25–28] обоснована возможность тепловой защиты за счет термоэмиссии электронов с нагретой поверхности, суть которой состоит в следующем. Наиболее теплонапряженные участки ЛА, испытывающие интенсивный нагрев, выполняют в виде двухслойной оболочки, слои которой разделены вакуумированной полостью. При нагреве внешней оболочки с ее внутренней поверхности происходит термоэмиссия электронов, переносящих энергию к внутренней оболочке (аноду), за счет чего снижается температура внешней (катода), а в замкнутой цепи между анодом и катодом может быть включена электрическая нагрузка.

Практическая реализация рассмотренных методов применительно к тепловой защите кромок тонкого аэродинамического профиля сопряжена с рядом технических и технологических трудностей, поэтому наиболее реальное средство обеспечения работоспособности кромок — это применение высокотемпературных термо- и окислительно стойких материалов. Одним из перспективных направлений является использование оксидных керамик [29, 30], например оксида циркония. Этот материал имеет температуру плавления  $T = 2710$  °С и самую малую из высокотемпературных оксидов теплопроводность ( $\sim 2$  Вт/(м·К)). Поэтому практический интерес представляет оценка возможности применения материалов этого класса как конструкционных для кромок аэродинамических профилей высокоскоростных атмосферных ЛА и определение допустимой области параметров внешнего воздействия.

**Объект исследований.** Предположим, что ЛА-демонстратор крейсерского типа с воздушно-реактивным двигателем имеет носовую часть в виде протяженного затупленного клина с углом раствора  $15^\circ$ , радиусом затупления  $R = 2$  мм (рис. 1) и выводится на трассу полета с высотой  $h$  разгонным блоком, который в конце активного участка траектории выведения обеспечивает конечную скорость, характеризуемую числом Маха  $M_0$ , которая затем поддерживается воздушно-реактивным двигателем. В качестве модельной примем траекторию выведения, близкую к используемой при отработке аппарата-демонстратора Х-43 [14] (рис. 2). Согласно программе полета аппарат выводится носителем «Пегас» на высоту  $\sim 29$  км и после отделения и запуска воздушно-реактивного двигателя совершает полет по горизонтальной траектории.

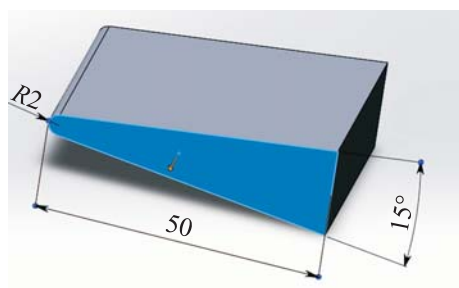


Рис. 1. Модель кромки носовой части

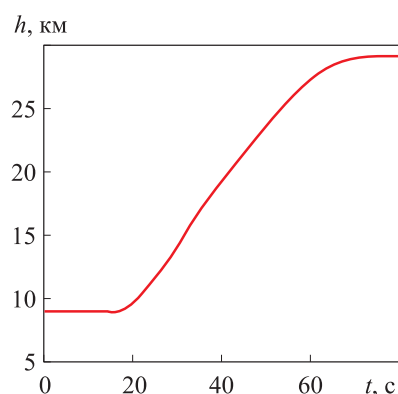


Рис. 2. Модельная траектория выведения ЛА-демонстратора

**Результаты расчетов теплового состояния.** Численное моделирование температурного состояния клина для условий полета с нулевым углом атаки проводилось с использованием пакета инженерного анализа SolidWorks Flow Simulation. Теплофизические характеристики оксида циркония, использованные в расчетах, приведены на рис. 3 [31], плотность оксида циркония принята  $\rho_{ZrO_2} = 6000 \text{ кг/м}^3$ . Полагая, что основной теплозащитный эффект высокотемпературных неразрушаемых элементов конструкций определяется излучением, которое может быть интенсифицировано зачерняющими добавками или покрытиями, излучательная способность внешних поверхностей клина принята  $\epsilon_w = 0,9$ .

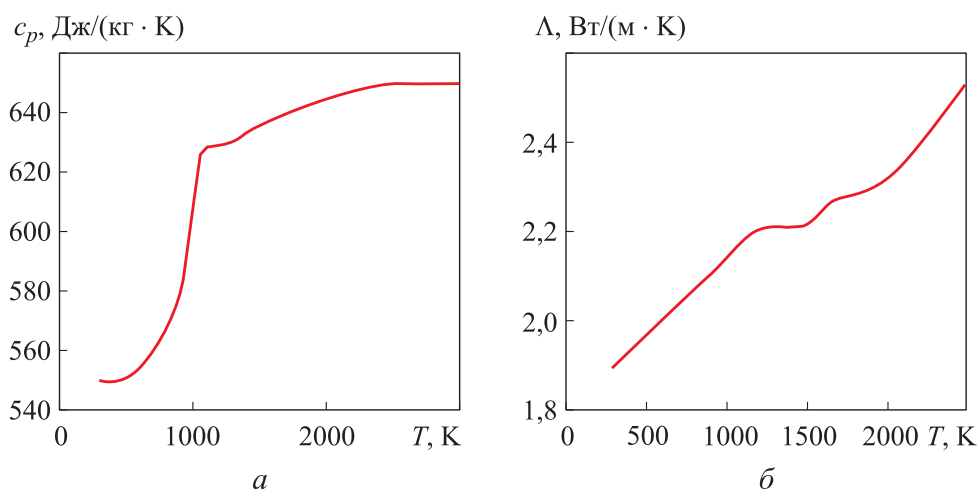
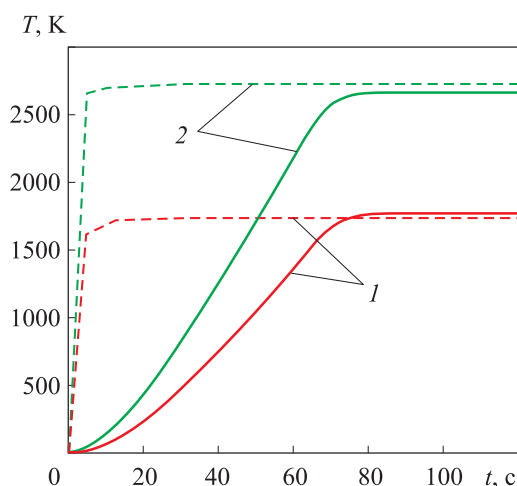


Рис. 3. Зависимость теплоемкости (а) и теплопроводности (б) оксида циркония от температуры

По предположению ЛА-демонстратор не закрыт обтекателем и на этапе выведения подвергается воздействию воздушного потока, поэтому температура кромки растет пропорционально времени полета и к концу активного участка достигает значений, близких равновесной температуре, которая устанавливается на этапе крейсерского полета (рис. 4). При  $M = 7$  температура на кромке значительно ниже температуры плавления диоксида циркония, а при  $M = 9$  она близка к температуре плавления. Это ограничивает предельно допустимую скорость полета на выбранной высоте или же требует применения мер по тепловой защите кромки. Если допустить, что объект исследований сразу попадает в высокоскоростной воздушный поток с заданной скоростью  $V_0$ , то выход на стационарный режим нагрева происходит за короткий период времени (рис. 4, штриховые кривые) с высокой скоростью нагрева, чему сопутствуют большие температурные градиенты и термические напряжения [32]. Такая ситуация может реализоваться при проведении наземных газодинамических испытаний моделей из-за существующих технических ограничений по реализации длительных полетных режимов воздействия высокоскоростного газового потока.



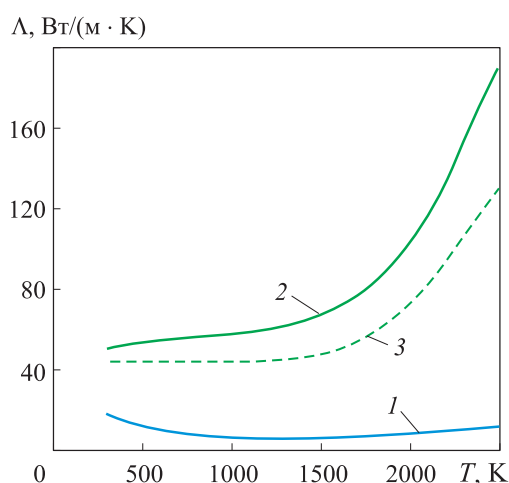
**Рис. 4.** Зависимость температуры кромки носовой части ЛА от времени воздействия воздушного потока с монотонным увеличением скорости, соответствующим принятой траектории (см. рис. 2) (сплошные кривые), при  $M = 7$  и  $9$  (кривые 1 и 2) и постоянной скорости (штриховые)

Ограничения, связанные с использованием методов активной тепловой защиты рассматриваемого объекта, определяют исследование возможности применения методов, связанных с интенсификацией тепло-

оттока от области наиболее интенсивного нагрева. Одна из наиболее реальных возможностей — это использование высокотемпературного теплопроводного сердечника, покрытого слоем термо- и окислительно стойкого материала, такого как оксид циркония. Высокая теплопроводность сердечника способствует интенсификации теплопередачи из наиболее нагретой области критической точки по всему объему и излучению большего количества энергии с нагретой поверхности. При этом материал сердечника, кроме высокой теплопроводности, должен быть совместим по физическим и химическим свойствам с покровным слоем. Этим требованиям в наибольшей степени удовлетворяют материалы того же класса, что и оксид циркония, т. е. оксиды.

В настоящее время большое внимание уделяется возможности применения в системах тепловой защиты материалов боридного класса, таких как борид гафния (циркония) [33, 34], и композиционных керамических материалов на их основе. Существенно то, что материалы этого класса имеют высокую теплопроводность [35].

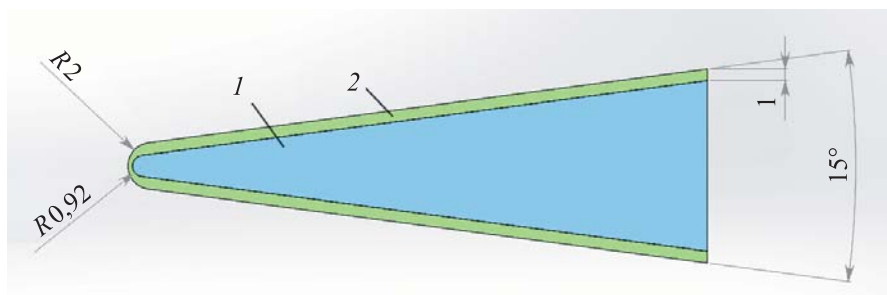
Из оксидных материалов наиболее высокую теплопроводность имеет оксид бериллия (в диапазоне температур от 100 до 1800 °С изменяется от ~ 209 до 13,9 Вт/(м·К), однако он высокотоксичен; высокую теплопроводность имеет оксид магния (в диапазоне температур от 100 до 1800 °С изменяется от 34 до 9 Вт/(м·К)), однако он гигроскопичен и имеет большой коэффициент термического расширения, поэтому наиболее приемлемым для сердечника представляется оксид алюминия (корунд). Он имеет температуру плавления ~ 2050 °С и по отношению к оксиду циркония существенно более высокий коэффициент теплопроводности (рис. 5).



**Рис. 5.** Зависимость теплопроводности высокотемпературных теплозащитных материалов от температуры:

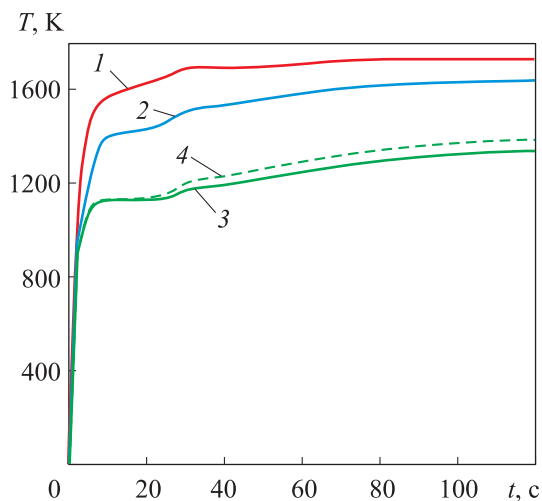
- 1 — алюмооксидная керамика;
- 2 — боридная керамика ( $\text{HfB}_2$ );
- 3 — композиционная керамика ( $\text{HfB}_2$  (66 %)/ $\text{SiC}$  (34 %))

Поскольку оксид циркония имеет малую теплопроводность, то толщина его слоя должна быть такой, чтобы на границе с сердечником температура не превышала температуру термостойкости сердечника. Для дальнейшего анализа принят профиль сечения кромки с сердечником и покровным слоем оксида циркония, показанный на рис. 6.



**Рис. 6.** Профиль сечения кромки с сердечником:  
1 — сердечник; 2 — покровный слой оксида циркония

Сравнительный анализ теплового состояния сборной кромки проведен для наиболее жестких условий воздействия газового потока с заданной скоростью и параметрами, соответствующими высоте 29 км. На рис. 7 приведены зависимости температуры в критической точке кромки для скорости  $M = 7$ . Как видно, применение сердечника из оксида алюминия обеспечивает снижение температуры на  $\sim 100$  К, а более теплопроводных материала-

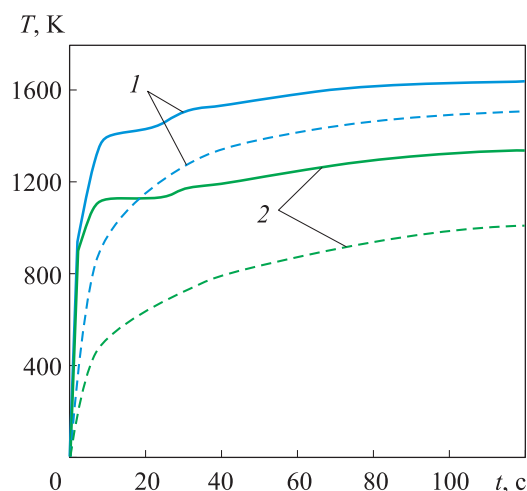


**Рис. 7.** Зависимость температуры в критической точке кромки носовой части ЛА от времени при  $M = 7$ :

1 — кромка из оксида циркония без сердечника; 2, 3, 4 — сердечник из оксида алюминия, борида гафния и композиционной  $HfB_2/SiC$ -керамики соответственно



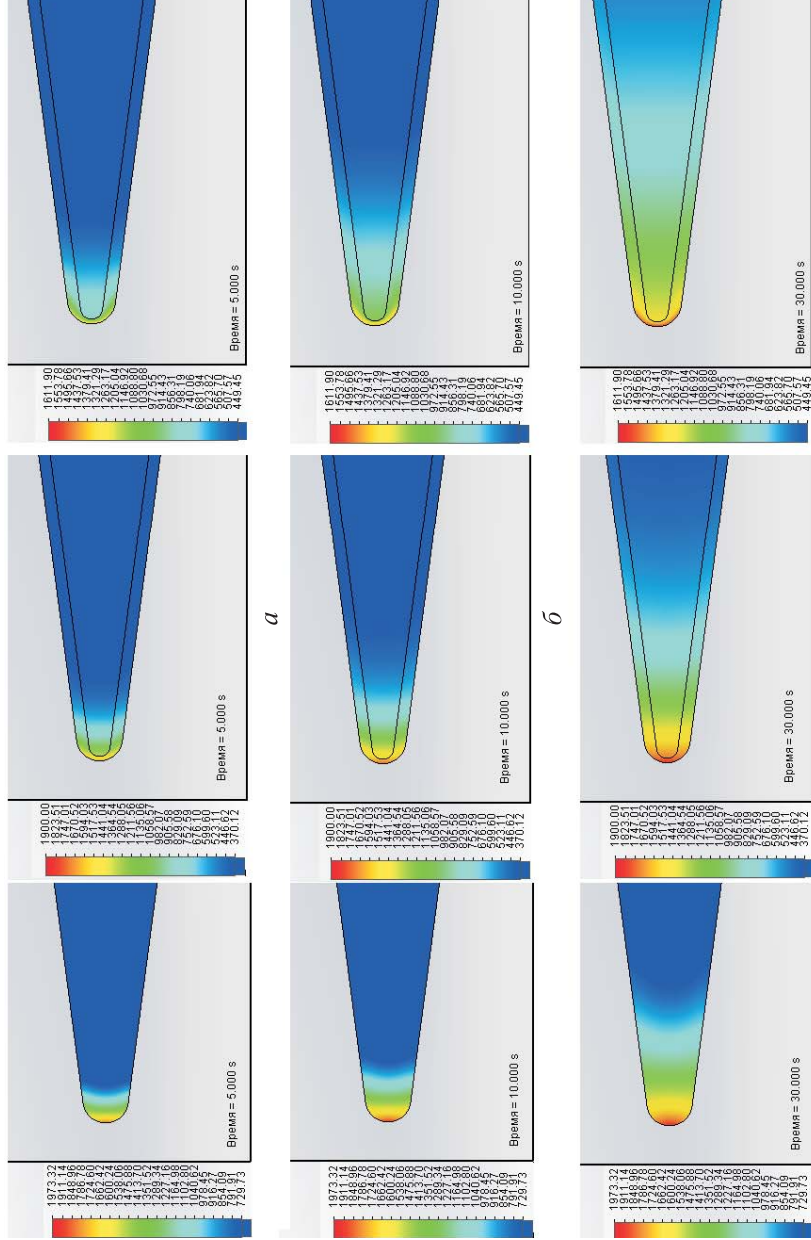
лов (см. рис. 5), таких как борид гафния (температура плавления  $T_{\text{HfB}_2} = 3250$  °С) или композиция  $\text{HfB}_2/\text{SiC}$  — на  $\sim 400$  К. Соответственно снижается и температура на стыке сердечника и покровного слоя оксида циркония (рис. 8).



**Рис. 8.** Зависимость температуры в критической точке кромки носовой части ЛА с сердечником из оксида алюминия (1) и борид гафния (2) на поверхности (сплошные кривые) и на стыке с сердечником (штриховые)

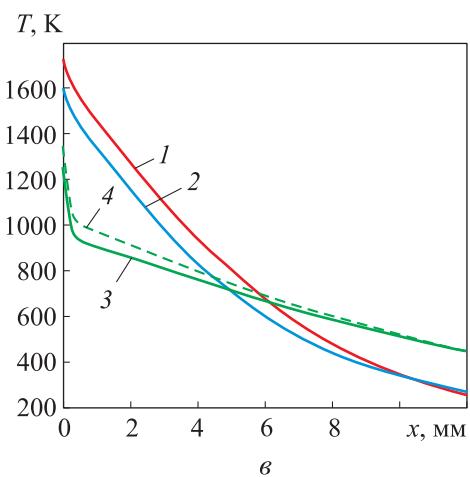
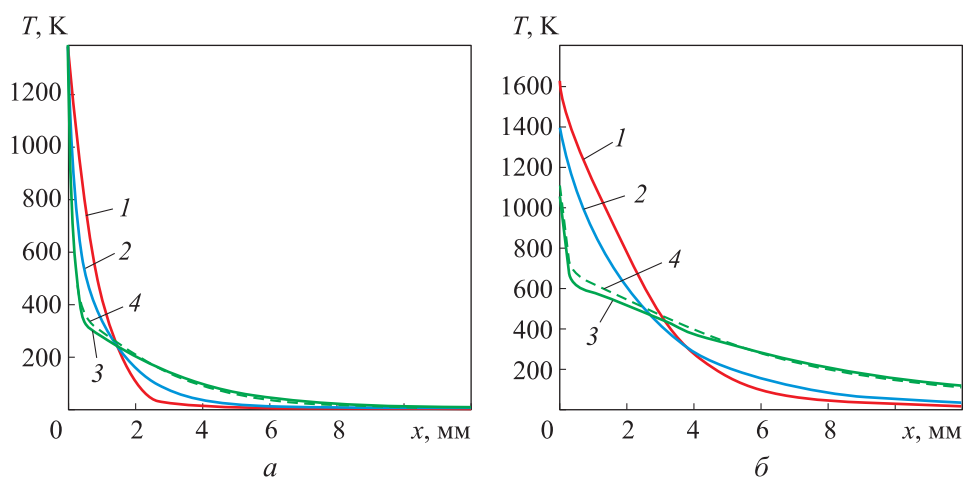
Наличие теплопроводного сердечника приводит к более равномерному нагреву клиновидной кромки, что хорошо видно на рис. 9 и 10. Однако более интенсивный теплоотток в случае боридного сердечника, кроме снижения температуры в критической точке, приводит к большим градиентам температуры (средний градиент вычислялся как  $T = \Delta T/\delta$ , где  $\Delta T$  — перепад температуры в слое оксида циркония толщиной  $\delta$ ) (рис. 11), что может существенно повлиять на температурные напряжения в покровном слое оксида циркония.

Повышение скорости воздушного потока приводит к росту температуры кромки, и при  $M = 9$  температура в критической точке клина близка к температуре плавления диоксида циркония (рис. 12). Наличие сердечника из оксида алюминия ее несколько снижает, однако температура на стыке сердечника и покрытия превышает температуру плавления оксида алюминия (рис. 13). Сердечник из борид гафния существенно снижает температуру в критической точке, температура на стыке не превышает температуру плавления борид гафния, однако при этом градиент температуры (рис. 14) в поверхностном слое в начальный период нагрева существенно выше, чем при скорости воздушного потока  $M = 7$ .



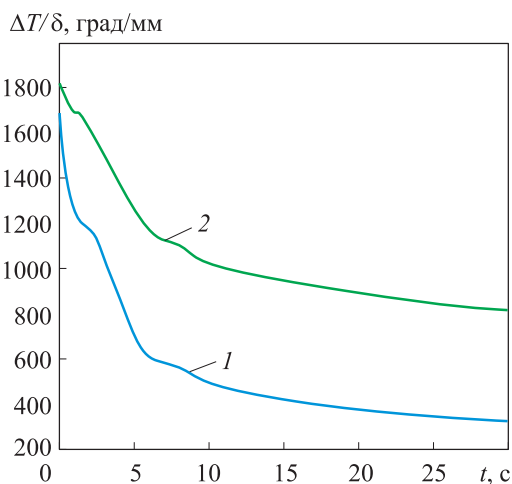
**Рис. 9.** Поля температуры в сечении кромки для разных моментов времени:

*a* — однородная кромка из оксида циркония; *b* и *в* — кромка с сердечником из оксида алюминия и борида гафния

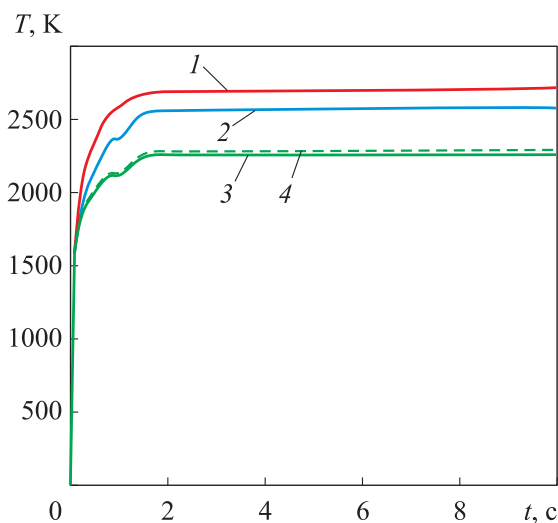


**Рис. 10.** Распределение температуры по сечению кромки носовой части ЛА для моментов времени нагрева 1 (а), 5 (б) и 20 с (в):

1 — однородная кромка из оксида циркония; 2, 3, 4 — кромка с сердечником из оксида алюминия, борида гафния и композиционной  $\text{HfB}_2/\text{SiC}$ -керамики соответственно

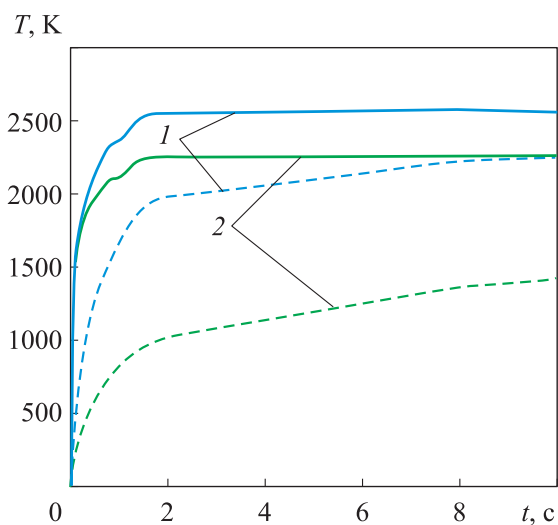


**Рис. 11.** Зависимость градиента температуры от времени в покровном слое оксида циркония кромки носовой части ЛА с сердечником из оксида алюминия (1) и борида гафния (2) при  $M = 7$



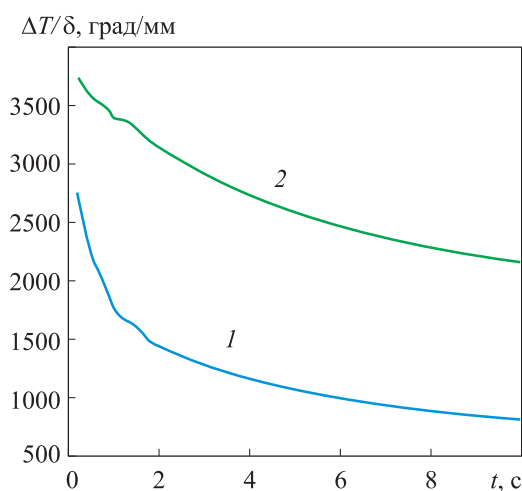
**Рис. 12.** Зависимость температуры в критической точке кромки носовой части ЛА от времени при  $M = 9$ :

1 — кромка из оксида циркония без сердечника; 2, 3, 4 — сердечник из оксида алюминия, борида гафния и композиционной  $HfB_2/SiC$ -керамики соответственно



**Рис. 13.** Зависимость температуры в критической точке кромки носовой части ЛА с сердечником из оксида алюминия (1) и борида гафния (2) на поверхности (сплошные линии) и на стыке с сердечником (штриховые) от времени

**Заключение.** В результате проведенного исследования выявлено, что оксид циркония можно использовать как материал кромки ЛА для полетов на высотах более 29 км при скорости до  $M = 9$ , если в качестве критерия



**Рис. 14.** Зависимость градиента температуры от времени в покровном слое оксида циркония кромки носовой части ЛА с сердечником из оксида алюминия (1) и борида гафния (2) при  $M = 9$

работоспособности принять температуру плавления и использовать сердечник из высокотемпературного теплопроводного материала с характеристиками, соответствующими бориду гафния (или его близкому аналогу — бориду циркония). Сердечник из оксида алюминия обеспечивает некоторое снижение температуры в критической точке, но предельная скорость воздушного потока значительно ниже ( $M \approx 7$ ).

Наличие в качестве теплопоглощающего элемента теплопроводного сердечника приводит не только к снижению температуры, но и к увеличению градиента температуры в поверхностном слое и, соответственно, температурных напряжений.

Использование в конструкции кромки аэродинамического профиля материалов с разными физико-химическими свойствами предопределяет необходимость проведения глубоких самостоятельных исследований высокотемпературных процессов физико-химического и механического взаимодействия материалов на границе слоев.

Таким образом, для обеспечения неизменности геометрической формы кромки аэродинамического профиля высокоскоростного атмосферного ЛА при выведении и крейсерском полете на высотах  $\sim 30$  км и более возможно использование высокотемпературных материалов оксидного класса, таких как оксиды циркония, алюминия, и бескислородного класса — борида гафния. Однако выбор того или иного материала может быть сделан при соответствующем анализе термопрочности рассматриваемого элемента конструкции и решении технологических задач.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] DARPA Falcon HTV-2 experimental hypersonic test vehicle. *militaryfactory.com: веб-сайт*. URL: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=885](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=885) (дата обращения: 15.02.2021).
- [2] Hope D. DARPA readies hypersonic aircraft for Mach 20 launch test. *space.com: веб-сайт*. URL: <https://www.space.com/12601-darpa-falcon-hypersonic-aircraft-launch-test-htv-2.html> (дата обращения: 15.02.2021).
- [3] Гиперзвуковой летательный аппарат FALCON HTV-2. *dogswar.ru: веб-сайт*. URL: [www.dogswar.ru/oryjeinaia-ekzotika/aviaciia/5135-giperzvukovoi-letate.html](http://www.dogswar.ru/oryjeinaia-ekzotika/aviaciia/5135-giperzvukovoi-letate.html) (дата обращения: 15.02.2021).
- [4] Анцупов О.И., Ищук П.Л., Косяк И.В. Гиперзвуковые летательные аппараты: реальна ли опасность. *Воздушно-космическая сфера*, 2016, № 2, с. 96–105.
- [5] Военная четырехступенчатая ракета-носитель легкого класса Minotaur IV (Peacekeeper SLV, OSP-2 РК, Минотавр-4). *vpk.name: веб-сайт*. URL: <https://vpk.name/library/f/minotaur-iv.html> (дата обращения: 15.02.2021).
- [6] X-51A Waverider. *af.mil: веб-сайт*. URL: <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104467/x-51a-waverider> (дата обращения: 15.02.2021).
- [7] Мозговой А. С гиперзвуком наперевес. *Национальная оборона*, 2020, № 11. URL: <https://oborona.ru/includes/periodics/armament/2013/0523/122910743/detail.shtml> (дата обращения: 15.02.2021).
- [8] Кондратюк Е.Л. Исследования, проводимые в США в области создания гиперзвуковых летательных аппаратов. *Двигатель*, 2013, № 1, с. 8–11.
- [9] Бузулук В.И., Лазарев В.В., Плохих В.П. Концепция летающей лаборатории-демонстратора гиперзвуковых технологий. В: Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники. М., ФИЗМАТЛИТ, 2005, с. 519–537.
- [10] Sziroczak D., Smith H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicle. *Prog. Aerosp. Sc.*, 2016, vol. 84, pp. 1–28. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.04.001>
- [11] «Холод» — гиперзвуковая летающая лаборатория. *testpilot.ru: веб-сайт*. URL: <http://testpilot.ru/russia/tsiam/holod> (дата обращения: 15.02.2021).
- [12] Vachon M.J., Grindle T.J., St. John C.W., et al. X-43A fluid and environmental systems: ground and flight operation and lessons learned. URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20050182779> (дата обращения: 15.02.2021).
- [13] Moses P.L. X-43C flight demonstrator project overview. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20040042495/downloads/20040042495.pdf> (дата обращения: 15.02.2021).
- [14] The Hyper-X program. *14th Ann. Therm. Fluids Anal. Workshop*, 2003. URL: [https://tfaws.nasa.gov/TFAWS03/lunch\\_speakers/hyper-x\\_tfaws03\\_lunch\\_speaker.pdf](https://tfaws.nasa.gov/TFAWS03/lunch_speakers/hyper-x_tfaws03_lunch_speaker.pdf) (дата обращения: 15.02.2021).

- [15] Report of findings X-43A mishap. *nasa.gov: веб-сайт*.  
URL: [https://www.nasa.gov/pdf/47414main\\_x43A\\_mishap.pdf](https://www.nasa.gov/pdf/47414main_x43A_mishap.pdf)  
(дата обращения: 15.02.2021).
- [16] 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.
- [17] Чжан В., Сян Ш., Го Ч. и др. Система для тепловой защиты и уменьшения лобового сопротивления сверхвысокоскоростного летательного аппарата. Патент РФ 2671064. Заявл. 06.02.2016, опубл. 29.10.2018.
- [18] Носачев Л.В. Устройство активной теплозащиты и модуляции аэродинамического сопротивления гиперзвукового БПЛА. Патент РФ 2558525. Заявл. 31.07.2014, опубл. 10.08.2015.
- [19] Голованов А.Н., Рулёва Е.В., Зима В.П. Способ охлаждения головной части летательного аппарата. Патент РФ 2463209. Заявл. 17.05.2011, опубл. 10.10.2012.
- [20] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. На пути к созданию модели виртуального ГЛА. М., ИПМех РАН, 2013.
- [21] Гунько Ю.П., Мажуль И.И. Анализ возможностей улучшения характеристик разгона высокоскоростного воздушно-реактивного летательного аппарата. *Теплофизика и аэромеханика*, 2008, т. 15, № 3, с. 453–469.
- [22] Коробков А.А. Методическое обеспечение расчета характеристик тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов. *Труды МАИ*, 2011, № 45.  
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25417>
- [23] Зарубин В.С., Леонов В.В., Зарубин В.С. мл. Температурное состояние анизотропного шарового слоя при конвективном теплообмене с окружающей средой. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2019, № 4, с. 40–55.  
DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2019-4-40-55>
- [24] Домбровский Л.А., Кокурин Л.А., Полежаев Ю.В. Способ неразрушающейся тепловой защиты передней кромки летательного аппарата от воздействия интенсивного теплового потока и передняя кромка летательного аппарата с неразрушающейся тепловой защитой. Патент РФ 2149808. Заявл. 08.06.1999, опубл. 27.05.2000.
- [25] Шестаков А.А., Горяев А.Н., Смирнов А.С. и др. Передняя кромка летательного аппарата в условиях ее аэродинамического нагрева. Патент РФ 2613190. Заявл. 04.12.2015, опубл. 15.03.2017.
- [26] Керножицкий В.А., Колычев А.В. Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева. Патент РФ 2572009. Заявл. 05.11.2014, опубл. 27.12.2015.
- [27] Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М. Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве. Патент РФ 2404087. Заявл. 03.11.2009, опубл. 20.11.2010.

[28] Колычев А.В. Активная термоэмиссионная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата при их аэродинамическом нагреве и границы ее применимости. *Труды МАИ*, 2013, № 68.

URL: <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=41732>

[29] Кащеев И.Д., Земляной К.Г., Дзержинский Р.В. и др. Исследование термостойкости огнеупоров для импульсных высокотемпературных установок. *Новые огнеупоры*, 2016, № 7, с. 43–47.

[30] Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.Ст. и др. Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов (обзор). *Труды ВИАМ*, 2014, № 6.

URL: [http://viam-works.ru/ru/articles?art\\_id=675](http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=675)

[31] Мармер Э.Н. Материалы для высокотемпературных вакуумных установок. М., ФИЗМАТЛИТ, 2007.

[32] Товстоног В.А., Томак В.И., Ягодников Д.А. и др. О некоторых особенностях температурных режимов при тепловых испытаниях высокотемпературных керамических материалов в высокоскоростных газовых потоках. *Высокотемпературные керамические композиционные материалы и защитные покрытия. Материалы IV Всерос. науч.-техн. конф.* М., ВИАМ, 2020, с. 113–125.

[33] 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.

[34] 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.

[35] Самсонов Г.В., Серебрякова Т.И., Неронов В.А. Бориды. М., Атомиздат, 1975.

**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, корп. 1).

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



**Ягодников Дмитрий Алексеевич** — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, корп. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

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>

**THERMAL STATE OF AN AIRCRAFT AEROFOIL  
IN A HIGH-VELOCITY AIR FLOW**

**A.A. Aliev**

**A.S. Burkov**

**V.A. Tovstonog**

**V.I. Tomak**

**D.A. Yagodnikov**

[aliev@bmstu.ru](mailto:aliev@bmstu.ru)

[mgtu-e14@mail.ru](mailto:mgtu-e14@mail.ru)

[tovstonog@bmstu.ru](mailto:tovstonog@bmstu.ru)

[mgtu-e14@mail.ru](mailto:mgtu-e14@mail.ru)

[daj@bmstu.ru](mailto:daj@bmstu.ru)

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

**Abstract**

One of the features of high-velocity atmospheric aircraft is the presence of thin aerofoils with edges characterised by a small blunt radius, subjected to high-temperature aerodynamic heating at temperatures of up to 2000–2500 °C. In order to ensure correct operation of both the power plant producing thrust in such vehicles, assumed to be a supersonic combustion ramjet, and respective aerodynamic controls, the components subjected to high-velocity air flows must retain their geometric stability. A way to ensure their performance is to use methods and means of thermal protection, as well as materials that are resistant to high temperatures in an oxidising atmosphere, while one of the promising trends is employing refractory oxide materials such as oxides of aluminium, zirconium and hafnium. Since this class of materials has low thermal conductivity, large temperature gradients develop in the vicinity of the surface being heated, resulting in temperature stresses, all of which designers should take into account. We analysed the temperature state in a model of an acute zirconium oxide wedge featuring a small blunt radius, subjected to a high-velocity air flow. To reduce the edge temperature and temperature gradi-

**Keywords**

*Aerodynamic heating, thin aerofoil, oxidising atmosphere, thermal protection, refractory materials, oxides*

ents, we propose a design solution implemented as a thermally conductive core lined with a thin layer of zirconium oxide. We consider using aluminium oxide and hafnium boride as core materials

Received 23.04.2021

Accepted 24.05.2021

© Author(s), 2021

---

## REFERENCES

- [1] DARPA Falcon HTV-2 experimental hypersonic test vehicle. *militaryfactory.com: website*. Available at: [https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft\\_id=885](https://www.militaryfactory.com/aircraft/detail.asp?aircraft_id=885) (accessed: 15.02.2021).
- [2] Hope D. DARPA readies hypersonic aircraft for Mach 20 launch test. *space.com: website*. Available at: <https://www.space.com/12601-darpa-falcon-hypersonic-aircraft-launch-test-htv-2.html> (accessed: 15.02.2021).
- [3] Giperzvukovoy letatel'nyy apparat FALCON HTV-2. *dogswar.ru: website* (in Russ.). Available at: [www.dogswar.ru/oryjeinaia-ekzotika/aviaciia/5135-giperzvukovoi-letate.html](http://www.dogswar.ru/oryjeinaia-ekzotika/aviaciia/5135-giperzvukovoi-letate.html) (accessed: 15.02.2021).
- [4] Antsupov O.I., Ishchuk P.L., Kosyak I.V. Hypersonic aircraft: is the danger real. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera* [Aerospace Sphere Journal], 2016, no. 2, pp. 96–105 (in Russ.).
- [5] Voennaya chetyrekhstupenchataya raketa-nositel' legkogo klassa Minotaur IV (Peacekeeper SLV, OSP-2 PK, Minotaur 4) [Minotaur IV 4-stage military small-lift launch vehicle (Peacekeeper SLV, OSP-2 PK, Minotaur 4)]. *vpk.name: website* (in Russ.). Available at: <https://vpk.name/library/f/minotaur-iv.html> (accessed: 15.02.2021).
- [6] X-51A Waverider. *af.mil: website*. Available at: <https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104467/x-51a-waverider> (accessed: 15.02.2021).
- [7] Mozgovoy A. With hypersound. *Natsional'naya oborona*, 2020, no. 11 (in Russ.). Available at: <https://oborona.ru/includes/periodics/armament/2013/0523/122910743/detail.shtml> (accessed: 15.02.2021).
- [8] Kondratyuk E.L. USA study in area of hypersonic aircraft design. *Dvigatel'* [Engine], 2013, no. 1, pp. 8–11 (in Russ.).
- [9] Buzuluk V.I., Lazarev V.V., Plokhikh V.P. Kontseptsiya letayushchey laboratorii-demonstratora giperzvukovykh tekhnologiy [Conception of flying laboratory for demonstration of hypersonic technology]. V: Problemy sozdaniya perspektivnoy aviatsionno-kosmicheskoy tekhniki [In: Design problems of aerospace technics]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2005, pp. 519–537 (in Russ.).
- [10] Sziroczak D., Smith H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicle. *Prog. Aerosp. Sc.*, 2016, vol. 84, pp. 1–28. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2016.04.001>
- [11] “Kholod” — giperzvukovaya letayushchaya laboratoriya [“Kholod” — hypersonic flying laboratory]. *testpilot.ru: website* (in Russ.). Available at: <http://testpilot.ru/russia/tsiam/holod> (accessed: 15.02.2021).

- [12] Vachon M.J., Grindle T.J., St. John C.W., et al. X-43A fluid and environmental systems: ground and flight operation and lessons learned. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20050182779> (accessed: 15.02.2021).
- [13] Moses P.L. X-43C flight demonstrator project overview. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20040042495/downloads/20040042495.pdf> (accessed: 15.02.2021).
- [14] The Hyper-X program. *14th Ann. Therm. Fluids Anal. Workshop*, 2003. Available at: [https://tfaws.nasa.gov/TFAWS03/lunch\\_speakers/hyper-x\\_tfaws03\\_lunch\\_speaker.pdf](https://tfaws.nasa.gov/TFAWS03/lunch_speakers/hyper-x_tfaws03_lunch_speaker.pdf) (accessed: 15.02.20 21).
- [15] Report of findings X-43A mishap. *nasa.gov: website*. Available at: [https://www.nasa.gov/pdf/47414main\\_x43A\\_mishap.pdf](https://www.nasa.gov/pdf/47414main_x43A_mishap.pdf) (accessed: 15.02.2021).
- [16] 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.).
- [17] Chzhan V., Syan Sh., Go Ch., et al. Sistema dlya teplovoy zashchity i umen'sheniya lobovogo soprotivleniya sverkhvysokoskorostnogo letatel'nogo apparata [System for thermal protection and reduction of flow resistance of the super-high-speed aircraft]. Patent RU 2671064. Appl. 06.02.2016, publ. 29.10.2018 (in Russ.).
- [18] Nosachev L.V. Ustroystvo aktivnoy teplozashchity i modulyatsii aerodinamicheskogo soprotivleniya giperzvukovogo BPLA [Method of hypersonic drone active heat protection and aerodynamic drag]. Patent RU 2558525. Appl. 31.07.2014, publ. 10.08.2015 (in Russ.).
- [19] Golovanov A.N., Ruleva E.V., Zima V.P. Sposob okhlazhdeniya golovnoy chasti letatel'nogo apparata [Method for aircraft head-end cooling]. Patent RU 2463209. Appl. 17.05.2011, publ. 10.10.2012 (in Russ.).
- [20] Zheleznyakova A.L., Surzhikov S.T. Na puti k sozdaniyu modeli virtual'nogo GLA [On the way to creation of HCV virtual model]. Moscow, IPMech RAS Publ., 2013 (in Russ.).
- [21] Goonko Yu.P., Mazhul I.I. Analysis of possible improvement of acceleration of a high-velocity air-breathing flying vehicle. *Thermophys. Aeromech.*, 2008, vol. 15, no. 3, pp. 427–441.
- [22] Korobkov A.A. Methodological support for calculation of the thermal protection characteristics of HA. *Trudy MAI*, 2011, no. 45 (in Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=25417>
- [23] Zarubin V.S., Leonov V.V., Zarubin V.S. Jr. Temperature state of the anisotropic spherical layer during convective heat exchange with the environment. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2019, no. 4, pp. 40–55 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2019-4-40-55>

[24] Dombrovskiy L.A., Kokurin L.A., Polezhaev Yu.V. Sposob nerazrushayushcheysya teplovoy zashchity peredney kromki letatel'nogo apparata ot vozdeystviya intensivnogo teplovogo potoka i perednyaya kromka letatel'nogo apparata s nerazrushayushcheysya teplovoy zashchitoy [Method of nondestructive thermal protection of leading edge of flying vehicle against intensive thermal flux and leading edge of flying vehicle with nondestructive thermal protection]. Patent RU 2149808. Appl. 08.06.1999, publ. 27.05.2000 (in Russ.).

[25] Shestakov A.A., Goryaev A.N., Smirnov A.S., et al. Perednyaya kromka letatel'nogo apparata v usloviyakh ee aerodinamicheskogo nagreva [Leading edge of a hypersonic aircraft under the conditions of its aerodynamic heating]. Patent RU 2613190. Appl. 04.12.2015, publ. 15.03.2017 (in Russ.).

[26] Kernozhitskiy V.A., Kolychev A.V. Krylo giperzvukovogo letatel'nogo apparata v usloviyakh ego aerodinamicheskogo nagreva [Wing of a hypersonic aircraft under the conditions of its aerodynamic heating]. Patent RU 2572009. Appl. 05.11.2014, publ. 27.12.2015 (in Russ.).

[27] Kernozhitskiy V.A., Kolychev A.V., Okhochinskiy D.M. Termoemissionnyy sposob teplovoy zashchity chastey letatel'nykh apparatov pri ikh aerodinamicheskom nagreve [Thermionic emission method for thermal protection of aircrafts during their aerodynamic heating]. Patent RU 2404087. Appl. 03.11.2009, publ. 20.11.2010 (in Russ.).

[28] Kolychev A.V. Active thermionic thermal protection of elements of a design of the hypersonic flying machine at their aerodynamic heating and borders of its applicability. *Trudy MAI*, 2013, no. 68 (in Russ.).

Available at: <http://www.trudymai.ru/published.php?ID=41732>

[29] Kashcheev I.D., Zemlyanoy K.G., Dzerzhinskiy R.V., et al. The investigation of the refractories thermal stability for the pulse high-temperature installations. *Novye ognepory* [New Refractories], 2016, no. 7, pp. 43–47 (in Russ.).

[30] Sorokin O.Yu., Grashchenkov D.V., Solntsev S.St., et al. Ceramic composite materials with high oxidation resistance for the novel aircrafts (review). *Trudy VIAM* [Proceedings of VIAM], 2014, no. 6 (in Russ.).

Available at: [http://viam-works.ru/ru/articles?art\\_id=675](http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=675)

[31] Marmer E.N. Materialy dlya vysokotemperaturnykh vakuumnykh ustanovok [Materials for high-temperature vacuum plants]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2007.

[32] Tovstonog V.A., Tomak V.I., Yagodnikov D.A., et al. [On some special aspects of high temperature regimes at thermal tests of high-temperature ceramics in high-velocity gas flows]. *Vysokotemperaturnye keramicheskie kompozitsionnye materialy i zashchitnye pokrytiya. Materialy IV Vseros. nauch.-tekh. konf.* [High-Temperature Ceramic Composites and Protective Coatings. Proc. IV Russ. Sc.-Tech. Conf.]. Moscow, VIAM Publ., 2020, pp. 113–125 (in Russ.).

[33] 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.).

[34] Sevast'yanov V.G., Simonenko E.P., Gordeev A.N., et al. Production of ultrahigh temperature composite materials  $HfB_2$ -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>

[35] Samsonov G.V., Serebryakova T.I., Neronov V.A. Boridy [Borides]. Moscow, Atomizdat Publ., 1975.

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

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

**Tovstonog V.A.** — Dr. Sc. (Eng.), Senior Research Fellow, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5/1, 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. 5/1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Yagodnikov D.A.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5/1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Aliev 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>