

УДК 629.785

# Система тепловой защиты керамических термонапряженных элементов спускаемых аппаратов и возвращаемых ступеней ракет-носителей

А. В. Колычев, В. А. Керножицкий, А. А. Левихин

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,  
Санкт-Петербург;  
e-mail: vakern@mail.ru, levihin1981@gmail.com*

Поступила в редакцию 19.07.2018

Статья посвящена термоэмиссионной тепловой защите термонапряженных элементов возвращаемых ступеней ракет-носителей и спускаемых аппаратов, разрабатываемой в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. В настоящей работе приведены результаты расчетных оценок снижения температуры поверхности термонапряженных элементов спускаемых аппаратов и возвращаемых ступеней ракет-носителей при применении термоэмиссионной тепловой защиты, которая основана на явлении термоэлектронной эмиссии – испускании электронов нагретым металлом, сопровождаемое эффектом электронного охлаждения. Основным допущением является сохранение неизменной работы выхода электронов поверхности защищаемых элементов спускаемых аппаратов и возвращаемых ступеней ракет-носителей в течение всего времени их высокоскоростного полета. В сущности, поддержание заданной величины работы выхода электронов в этот промежуток времени представляет собой сложную техническую задачу. В работе показано, что в зависимости от температуры поверхности без термоэмиссионной тепловой защиты и работы выхода электронов снижение температуры может достигать ~700–800 °С без учета изменения тепловых потоков аэродинамического нагрева при таком снижении температуры. В дальнейшем планируется учесть это изменение. Разрабатываемая термоэмиссионная тепловая защита позволит снизить температуру защищаемых термонапряженных элементов спускаемых аппаратов и возвращаемых ступеней многоэтажных ракет-носителей, в том числе самолетного типа, снизить возникающие в них температурные напряжения и деформации. На данной основе появляется возможность существенно повысить ресурс этих элементов и увеличить количество их повторного применения до наступления предельного состояния.

Ключевые слова: термоэлектронная эмиссия, электронное охлаждение, термоэмиссионная тепловая защита, спускаемые аппараты, многоэтажные ракеты-носители.

## Введение

В настоящее время актуальным является разработка новых типов космических кораблей (КК) и ракет-носителей (РН), которые позволят значительно уменьшить стоимость доставки полезного груза на орбиту по сравнению с существующей [1–7]. Основным направлением поиска решения этой задачи является обеспечение многоэтажного применения конструкций спускаемых аппаратов (СА) космических кораблей и ступеней РН. Серьезным препятствием на пути обес-

печения многоэтажности конструкции является комплекс повышенных тепловых нагрузок, приводящих к возникновению температурных напряжений и деформаций. Поэтому необходим поиск новых технических решений, направленных на обеспечение тепловой защиты и позволяющих снизить температуру, температурные напряжения и деформации в полете, обеспечив тем самым возможность многократного применения конструкции СА и возвращаемых ступеней РН. Предполагается, что в качестве тепловой

защиты СА и возвращаемых ступеней РН будут использоваться защитные экраны или сами элементы конструкции из керамических материалов. Это обусловлено тем, что изделия из керамических материалов характеризуются высокой удельной жесткостью и прочностью, тугоплавкостью, жаростойкостью и др. Но все они имеют один существенный недостаток – высокую хрупкость или низкую трещиностойкость [8–11]. Основной причиной низкой трещиностойкости, как известно, является наличие термических напряжений, вызванных разницей температур, когда менее нагретые участки препятствуют расширению более нагретых.

Среди перспективных керамических материалов систем тепловой защиты можно выделить материалы на основе C-SiC, SiC-SiC [8], Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> [9], карбидов, боридов [10] и нитридов [11].

Трещиностойкость таких материалов можно увеличить дополнительным охлаждением. Однако для керамических материалов сделать это достаточно проблематично, ввиду их физических свойств. Но если керамические материалы имеют высокую электропроводность, например керамические материалы на основе боридов и карбидов, то трещиностойкость таких материалов можно повысить, обеспечив их электронное охлаждение, т. е. при помощи термоэмиссионной тепловой защиты.

Термоэмиссионная тепловая защита СА и возвращаемых ступеней ракет-носителей от аэродинамического нагрева разрабатывается в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова с 2009 г. [12–21]. Такая тепловая защита основана на явлении термоэлектронной эмиссии – испускании электронов нагретым металлом [23–26] или другим проводящим материалом (керамики на основе боридов и карбидов [23–25]), которое сопровождается электронным охлаждением.

Термоэмиссионная тепловая защита может быть двух типов: с эмиссией электронов внутрь защищаемых элементов конструкции [12–15, 17–20] и с эмиссией во внешнюю среду [16].

С 2014 г. численные исследования термоэмиссионной тепловой защиты проводятся и в США (в США – electron transpiration cooling) коллективом Мичиганского университета [26–31]. В них приводятся оценки теплового эффекта для гипотетического материала с работой выхода электронов порядка 2 эВ (одно значение). В рамках этих исследований созданы математические модели,

учитывающие физические процессы с различными допущениями и ограничениями. В целом, в этих работах снижение температуры оценивается величиной 40–50% (800–1600 °С – в зависимости от параметров набегающего потока). Однако в сущности основной тепловой эффект определяется термоэмиссионной способностью материала (работой выхода электронов). При этом обеспечение заданной термоэмиссионной способности поверхности СА и возвращаемых ступеней ракет-носителей в процессе полета является отдельной сложной технической задачей.

В данной статье элементы из керамики предлагается защищать путем обеспечения определенной величины работы выхода электронов их поверхности в течение всего полета. Этого можно достигнуть нанесением на внутреннюю или на внешнюю поверхности специального термоэмиссионно-защитного слоя или модификацией приповерхностных слоев керамических элементов конструкции.

В рамках данной работы основным допущением является обеспечение постоянной заданной величины работы выхода электронов поверхности керамического элемента конструкции.

## Расчетные соотношения

Для оценки величины снижения температуры и температурных напряжений керамических термонапряженных элементов в зависимости от температуры начального нагрева воспользуемся следующим равенством:

$$q_{\text{изл}_1} = q_{\text{изл}_2} + q_{\text{эл_охл}}, \quad (1)$$

где  $q_{\text{эл_охл}}$  – электронное охлаждение при термоэмиссии;  $q_{\text{изл}_1}$  – теплоотвод излучением без термоэмиссионного охлаждения;  $q_{\text{изл}_2}$  – теплоотвод излучением с термоэмиссионным охлаждением.

Для расчета электронного охлаждения керамических термонапряженных элементов (из боридной керамики) существует зависимость [23–26]:

$$q_{\text{эл_охл}} = j \left( \Phi_{\text{вых}} + \frac{2kT}{e} \right), \quad (2)$$

где  $e$  – заряд электрона,  $1,6 \cdot 10^{-19}$  Кл;  $\Phi_{\text{вых}}$  – работа выхода электронов эмиссионного слоя (энергия, которую необходимо затратить электрону, чтобы выйти из материала), эВ;  $T$  – температура эмиссионного слоя (поверхности) элемента конструкции из керамического материала, К;  $j$  –

плотность тока эмиссии, А/см<sup>2</sup>;  $k$  – постоянная Больцмана,  $1.38 \cdot 10^{-23}$  Дж/К.

При этом отвод тепла излучением равен

$$q_{\text{изл}_1} = \varepsilon \sigma T_1^4 \text{ и } q_{\text{изл}_2} = \varepsilon \sigma T_2^4, \quad (3)$$

где  $\varepsilon$  – степень черноты поверхности кромки;  $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-12}$  Вт/(см<sup>2</sup>·К<sup>4</sup>) – постоянная Стефана–Больцмана;  $T_1$  – температура поверхности термонапряженного элемента без термоэмиссии К, и  $T_2$  – температура поверхности с термоэмиссией, К.

Выражение для расчета плотности тока эмиссии  $j$  имеет вид [22–26]:

$$j = A_0 (1 - R) \exp\left(\frac{e\Phi_{\text{вых}}}{kT}\right), \quad (4)$$

где  $A_0 = 120$  А/(см<sup>2</sup>·К<sup>2</sup>) – универсальная термоэмиссионная постоянная;  $R = 0.1$  – средний по энергиям коэффициент отражения. Стоит ввести понятие так называемой «средней» работы выхода электрона  $\Phi_{\text{средн}}$  (работы выхода электронов поверхности в заданной среде), смысл которой заключается в том, что заданная поверхность характеризуется своей работой выхода электрона в вакууме. Но при помещении заданной поверхности в иную среду, например в среду высокоскоростных потоков реагирующего и частично ионизированного воздуха, работа выхода электрона будет другой, отличной от нее в вакууме. Фактически она будет определяться плотностью тока эмиссии при заданной температуре поверхности в заданной среде. «Средняя» работа выхода электронов является комплексной (интегральной) характеристикой охлаждаемой поверхности, учитывающей различные процессы (химическая

и физическая адсорбция частиц на поверхности, изменение рельефа и др.). Обеспечение заданной величины «средней» работы выхода электронов с соответствующим электронным охлаждением является сложной технической задачей. В дальнейшем в формулах (2) и (4) вместо  $\Phi_{\text{вых}}$  применяется  $\Phi_{\text{средн}}$ .

На основе имеющихся зависимостей появляется возможность оценить величину снижения температуры керамических термонапряженных элементов при различных «средних» работах выхода электрона и соответствующие этому снижению плотности тока эмиссии с этих элементов.

## Результаты оценок

На рис. 1 представлена зависимость температуры  $T_2$  поверхности термонапряженного элемента с термоэмиссией от температуры  $T_1$  поверхности без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{средн}} = 2.7$  эВ и  $\varepsilon = 0.8$ , характерных для боридов. Температура поверхности без термоэмиссии – это фактически радиационно-равновесная температура термонапряженных элементов, когда внешний тепловой поток уравнивается тепловым потоком излучения с поверхности во внешнюю среду. Для тех же значений  $\Phi_{\text{средн}}$  и  $\varepsilon$  на рис. 2 представлена зависимость величины снижения температуры  $\Delta T$  от температуры поверхности без термоэмиссии (радиационно-равновесной).

Как видно из рис. 1 и 2, снижение температуры может достигать в данном случае  $\sim 400$  °С при начальной температуре 2000 °С. При этом если на каком-либо участке без термоэмиссии

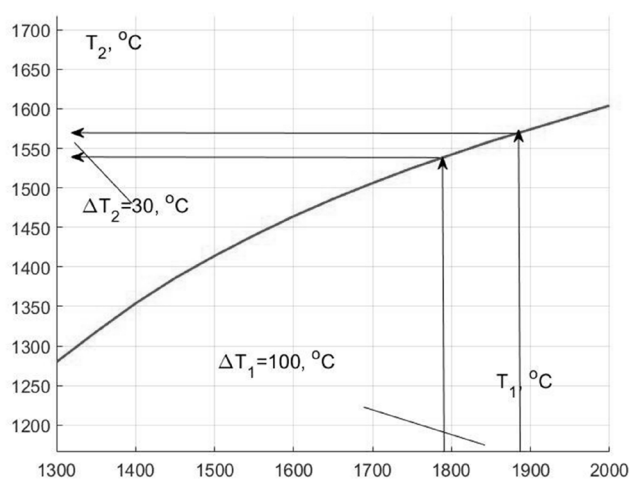


Рис. 1. Зависимость температуры поверхности термонапряженного элемента с термоэмиссией от температуры поверхности без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{средн}} = 2.7$  эВ и  $\varepsilon = 0.8$

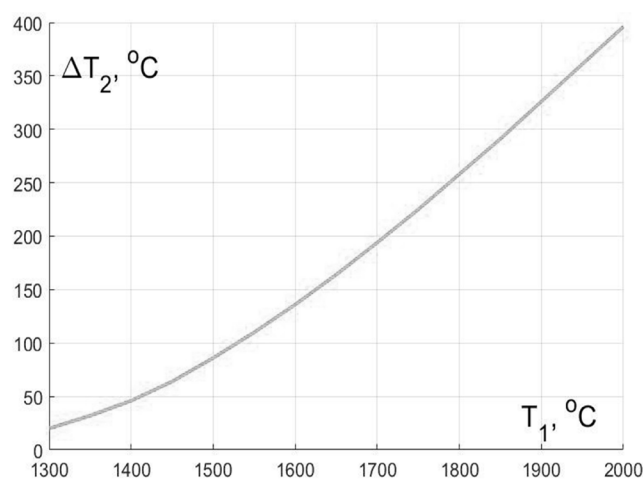


Рис. 2. Зависимость снижения температуры при термоэмиссии от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{средн}} = 2.7$  эВ и  $\varepsilon = 0.8$

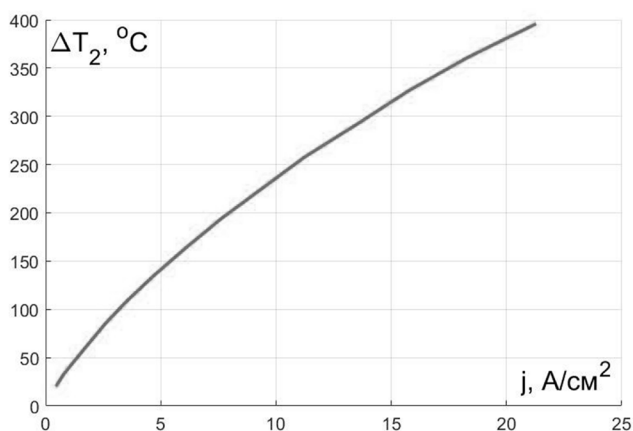


Рис. 3. Снижение температуры от величины плотности тока эмиссии для  $\Phi_{\text{средн}}=2.7$  эВ и  $\epsilon=0.8$  (боридная керамика)

возникает перепад температур  $\sim 100$  °С, то с термоэмиссией перепад уменьшается до 30 °С, что означает снижение температурных напряжений в конструкции на  $\sim 70\%$  [16] с одновременным улучшением прочностных характеристик при более низкой температуре без учета изменения модуля Юнга и коэффициента линейного термического расширения.

Снижение температурных напряжений (деформаций) приводит к существенному увеличению долговечности и ресурса при той же тепловой нагрузке керамических элементов СА и возвращаемых ступеней РН. Стоит добавить, что индивидуальное для каждого участка снижение работы выхода электрона позволило еще уменьшить разность температур в конструкции до минимальных значений.

На рис. 3 изображена зависимость величины снижения температуры от плотности тока эмиссии.

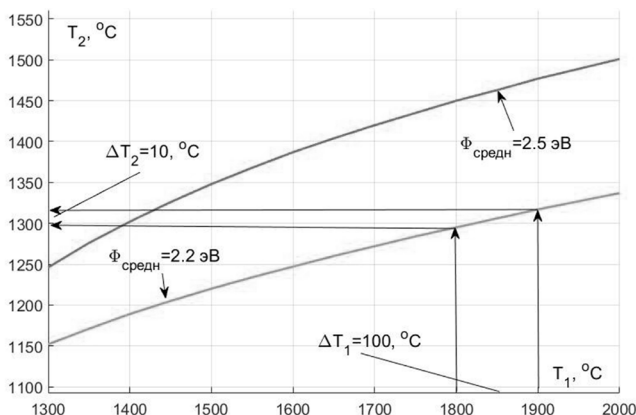


Рис. 5. Зависимость температуры поверхности с термоэмиссией от температуры поверхности без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{средн}}=2.5$  эВ и  $\Phi_{\text{средн}}=2.2$  эВ и  $\epsilon=0.8$

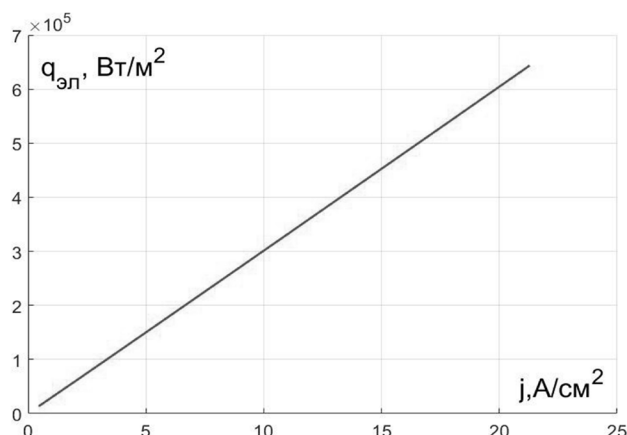


Рис. 4. Зависимость плотности тепловых потоков электронного охлаждения от плотности тока эмиссии для  $\Phi_{\text{средн}}=2.7$  эВ и  $\epsilon=0.8$  (боридная керамика)

Как видно из рис. 3, плотность тока эмиссии при заданных температурах составляет величину до 20 А/см<sup>2</sup>. При такой плотности тока и температуре скорость испарения керамического материала равна  $\sim 10^{-9}$  г/(см<sup>2</sup>·с) [26]. Это означает, что за 30 000 ч потери от эрозии в материале покрытия будут  $\sim 0.3$  г/см<sup>2</sup> или 1 г за время  $\sim 100$  000 часов, т. е. с 1 см<sup>2</sup> уйдет  $\sim 0.25$  см толщины материала, что не представляет серьезной трудности. Кроме того, для сравнения, допустимые плотности тока для медного проводника  $\sim 1000$  А/см<sup>2</sup>. Стоит также отметить, что указанные значения плотности тока эмиссии далеки от максимальных и в реальности достигались при разработке и испытаниях классических термоэмиссионных преобразователей [22, 23].

Указанные плотности тока эмиссии при заданной работе выхода электрона соответствуют определенной плотности тепловых потоков

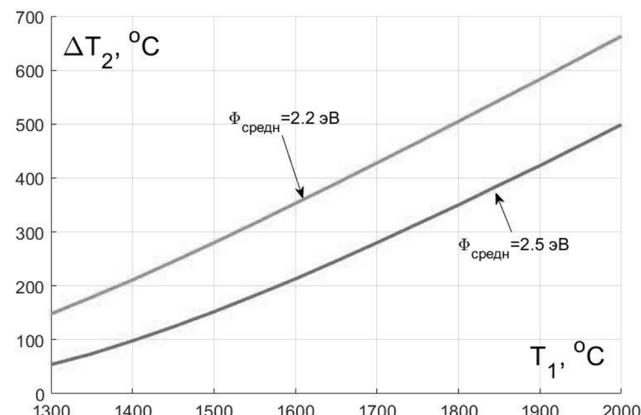


Рис. 6. Зависимость снижения температуры поверхности с термоэмиссией от температуры поверхности без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{средн}}=2.5$  эВ и  $\Phi_{\text{средн}}=2.2$  эВ и  $\epsilon=0.8$



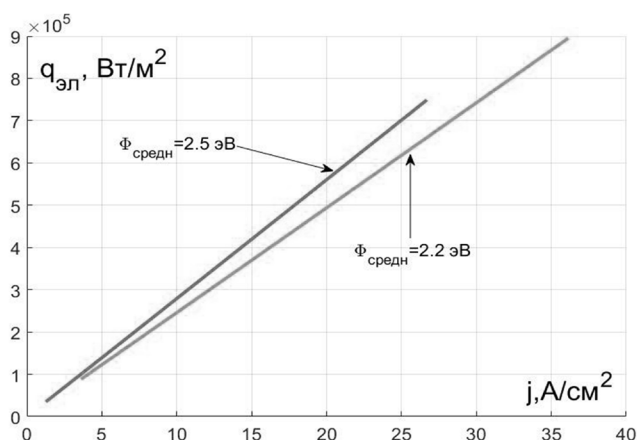


Рис. 7. Зависимость плотности тепловых потоков электронного охлаждения от плотности тока эмиссии для  $\Phi_{\text{средн}}=2.5$  эВ и  $\Phi_{\text{средн}}=2.2$  эВ и  $\epsilon=0.8$  (боридная керамика)

электронного охлаждения, которые приведены на рис. 4.

Из рисунка видно, что плотности тепловых потоков  $q_{\text{эл}}$  электронного охлаждения могут достигать  $700\,000$  Вт/м<sup>2</sup>, что вполне объясняет наблюдающееся снижение температуры в случае применения термоэмиссионной тепловой защиты.

Естественно, что при уменьшении работы выхода электронов ниже  $\Phi_{\text{средн}}=2.7$  эВ аналогичное электронное охлаждение достигается при еще меньшей температуре. Это означает, что уменьшение работы выхода электронов в дальнейшем приведет к еще большему снижению температуры керамических термонапряженных элементов. Так на рис. 5 и 6 представлены величины температуры и снижения температуры для  $\Phi_{\text{средн}}=2.5$  эВ и  $\Phi_{\text{средн}}=2.2$  эВ при  $\epsilon=0.8$  (боридная керамика).

На рис. 7 приведены плотности тепловых потоков электронного охлаждения для  $\Phi_{\text{средн}}=2.5$  эВ и  $\Phi_{\text{средн}}=2.2$  эВ в зависимости от плотности тока эмиссии. Видно, что плотности тепловых потоков электронного охлаждения существенно не изменились. При этом снижение работы выхода электронов увеличивает электронное охлаждение при меньших температурах.

Если учесть некоторое уменьшение теплоотода излучением, то происходит увеличение теплоотода электронами термоэмиссии.

На рис. 8 представлена зависимость величины снижения температуры от плотности тока эмиссии.

Стоит отметить, что первая публикация по тематике электронного охлаждения высокоскорост-

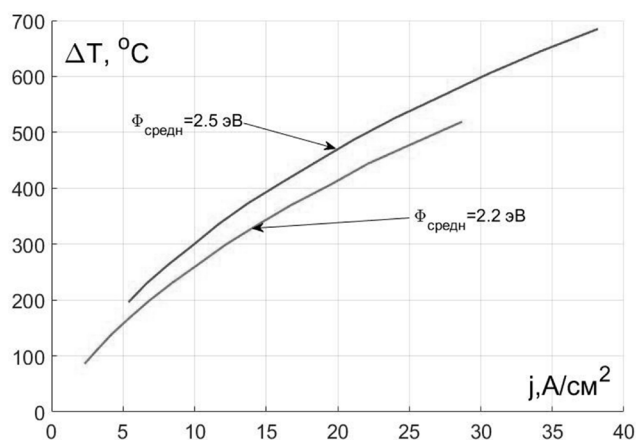


Рис. 8. Зависимость величины снижения температуры от плотности тока эмиссии для  $\Phi_{\text{средн}}=2.5$  эВ и  $\Phi_{\text{средн}}=2.2$  эВ и  $\epsilon=0.8$  (боридная керамика)

ных летательных аппаратов датируется 2009 г. [12], а первая публикация в США – 2014 г. [27]. Это свидетельствует о приоритете РФ в данном направлении. Кроме того, судя по частоте выхода публикаций по данной тематике в США, им уделяется достаточно пристальное внимание [27–31].

## Заключение

В статье приведены результаты оценок величины снижения температуры защищаемых керамических термонапряженных элементов и соответствующие плотности тока эмиссии и электронного охлаждения. В результате оценок установлено, что возможно снижение температуры на  $\sim 700$  °C при работе выхода электронов  $\sim 2.2$  эВ. Это достигается при плотностях тока  $\sim 35$  А/см<sup>2</sup> и тепловых потоках электронного охлаждения  $700\text{--}900$  кВт/м<sup>2</sup>.

Такое снижение объясняется тем, что тепловая энергия нагрева распределяется между узлами кристаллической решетки материала керамических термонапряженных элементов и электронами проводимости внутри них. А при термоэлектронной эмиссии каждый электрон забирает с собой энергию порядка работы выхода, которая, безусловно, является частью тепловой энергии аэродинамического нагрева. В результате температура уменьшается. А вследствие зависимости термоэлектронной эмиссии от температуры можно обеспечить снижение температурных напряжений и деформаций в процессе аэродинамического нагрева, повысив устойчивость защищаемых керамических термонапряженных элементов

в условиях агрессивной среды набегающего высокоскоростного потока.

При оценках основными допущениями являлись отсутствие изменения тепловых потоков аэродинамического нагрева при изменении температуры поверхности и неизменность работы выхода электронов защищаемой поверхности.

Введено понятие «средней» работы выхода электронов заданной поверхности, т. е. работы выхода электронов поверхности в заданной среде.

Достижимы и большие плотности тока эмиссии и тепловых потоков электронного охлаждения, которые также могут быть получены при меньших температурах и меньшей величине работы выхода электронов. Причем, при снижении температуры таким образом величина эрозии защищаемой поверхности может быть незначительной.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Быков Л. В., Никитин П. В., Пашков О. А.** Математическое моделирование процессов обтекания затупленного тела высокоскоростным потоком // Труды МАИ. 2014. № 78. 19 с.
2. **Егоров И. А.** Учет баланса тепловых потоков на внешней поверхности летательного аппарата // Труды МАИ. 2017. № 93. 6 с.
3. **Садчиков И. И., Чулков С. А.** Обоснование рациональной полетной кратности использования двигателей и планера многоэтажных средств выведения полезной нагрузки на космические орбиты // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 6. 24 с.
4. **Нестеров В. Е., Рудаков В. Б., Макаров М. И.** Анализ основных задач экспериментальной отработки многоэтажной ракетно-космической системы // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 5. С. 77–85.
5. **Никитин П. В., Сотник Е. В.** Воспроизведение конвективно-лучистого теплообмена, сопутствующего входу космических аппаратов в атмосферы планет со второй космической скоростью // Труды МАИ. 2011. № 42. С. 16.
6. **Федорченко Е. А., Никитин П. В.** Тепло- и массообмен на проницаемой поверхности системы тепловой защиты спускаемого космического аппарата // Труды МАИ. 2012. № 50. 19 с.
7. **Ненарокомов А. В., Титов Д. М., Мунес Г. В.** Автоматическое проектирование неразрушаемой тепловой защиты космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 2. 9 с.
8. **Гращенков Д. В., Щеголева Н. Е., Симоненко Е. П., Ермакова Г. В.** Высокотемпературный керамический композиционный материал, устойчивый при длительной эксплуатации до 2000 °С с многоуровневой комплексной системой защиты // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2011. № 8. С. 25–28.
9. **Руднев А. М., Дикий К. Л.** Повышение жаропрочности керамических материалов путем создания волокнистых структур // Вісник СевНТУ. 2011. № 119. С. 50–53.
10. **Прямилова Е. Н., Пойлов В. З., Лямин Ю. Б.** Термохимическая стойкость керамики на основе боридов циркония и гафния // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Химическая технология и биотехнология. 2014. № 4. С. 55–67.
11. **Варрик Н. М., Ивахненко Ю. А., Максимов В. Г.** Оксид-оксидные композиционные материалы для газотурбинных двигателей (обзор) // Труды ВИАМ. 2014. № 8. С. 3–21.
12. **Колычев А. В., Керножицкий В. А.** Тепловая защита гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) с использованием явления термоэлектронной эмиссии // Решетневские чтения. 2009. Т. 1. № 13. С. 29–30.
13. **Керножицкий В. А., Колычев А. В., Охочинский Д. М.** Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве. Патент RU 2404087. Заявка 2009140802/11, 03.11.2009. Бюллетень изобретений. 2010. № 32. С. 7.
14. **Керножицкий В. А., Колычев А. В., Охочинский Д. М.** Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева. Патент RU 2430857. Заявка 2009144640/11, 01.12.2009. Бюллетень изобретений. 2011. № 28. С. 9.
15. **Керножицкий В. А., Колычев А. В., Охочинский Д. М.** Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева. Патент на полезную модель 95637, РФ. Заявка 2010107010/22, 25.02.2010. Бюллетень изобретений. 2010. № 19. С. 12.
16. **Керножицкий В. А., Атамасов В. Д.** Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева. Патент RU 2 495 788. Заявка № 2012100799/11, 11.01.2012. Бюллетень изобретений. 2013. № 29. С. 8.
17. **Керножицкий В. А., Колычев А. В., Охочинский Д. М.** Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева. Патент RU 2506 199. Заявка № 2012125730/11, 19.06.2012. Бюллетень изобретений. 2014. № 4. С. 11.
18. **Керножицкий В. А., Колычев А. В.** Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева. Патент RU 2 572 009. Заявка № 2014144567/11, 05.11.2014. Бюллетень изобретений. 2015. № 36. С. 11.
19. **Колычев А. В.** Активная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата на новых физических принципах при аэродинамическом нагреве // Труды МАИ. 2012. Вып. № 51. 18 с.
20. **Колычев А. В.** Активная термоэмиссионная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата при их аэродинамическом нагреве и границы ее применимости // Труды МАИ. 2013. Вып. № 68. 15 с.
21. **Колычев А. В.** Оценка параметров функционирования термоэмиссионной тепловой защиты гиперзвукового летательных аппаратов // Труды МАИ. 2014. Вып. № 74. 28 с.
22. **Ушаков Б. А., Никитин В. Д., Емельянов И. Я.** Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М.: Атомиздат, 1974. 288 с.
23. **Квасников Л. А., Кайбышев В. З., Каландаришвили А. Г.** Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. М.: МАИ, 2001. 208 с.

24. **Фоменко В. С.** Эмиссионные свойства материалов. Киев: Наукова думка, 1981. 339 с.
25. **Бабичев А. П., Бабушкина П. Л., Братковский А. М.** и др. Физические величины: Справочник / Под ред. И. С. Григорьева, Е. С. Мейлихова. М.: Энергоатомиздат, 1994. 1232 с.
26. **Кресанов В. С., Малахов Н. П., Морозов В. В.** и др. Высокотехнологичный эмиттер электронов на основе гексаборида лантана. М.: Энергоатомиздат, 1987. 152 с.
27. **Alkandry H., Hanquist K., Boyd I. D.** Conceptual analysis of electron transpiration cooling for the leading edges of hypersonic vehicles // 11th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA AVIATION Forum, 2014, (AIAA 2014–2674). 18 с. DOI: 10.2514/6.2014–2674
28. **Hanquist K. M., Hara K., Boyd I. D.** Modeling of electron transpiration cooling for hypersonic vehicles // 46th AIAA Thermophysics Conference, AIAA AVIATION Forum, 2016, (AIAA 2016–4433). DOI: 10.2514/6.2016–4433
29. **Hanquist K. M., Boyd I. D.** Comparisons of computations with experiments for electron transpiration cooling at high enthalpies // 45th AIAA Thermophysics Conference, AIAA AVIATION Forum, 2015, (AIAA 2015–2351). 13 с. DOI: 10.2514/6.2015–2351
30. **Hanquist K. M., Alkandry H., Boyd I. D.** Evaluation of computational modeling of electron transpiration cooling at high enthalpies // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. 2017. V. 31. N 2. P. 283–293. DOI: 10.2514/1.T4932
31. **Uribarri L., Allen E. H.** Electron transpiration cooling for hot aerospace surfaces // 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences, 2015, (AIAA 2015–3674). DOI: 10.2514/6.2015–3674

## Thermal protection system for ceramic thermally stressed elements of descent and reusable launch vehicles

**A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy, A. A. Levikhin**

*Baltic State Technical University «VOENMEH», St. Peterburg  
e-mail: vakern@mail.ru, levihin1981@gmail.com*

The article is devoted to thermoemission thermal protection of the ceramics thermally stressed elements and the descent vehicles being developed in Baltic State Technical University “VOENMEH”.

The presented work demonstrates the evaluation results of the temperature drop value on the ceramics thermally stressed elements and reusable rocket carriers' stages surface while applying thermoemission heat protection. This thermal heat protection is based on the thermionic emission phenomenon, i. e. electron ejection by the heated metal, accompanied by the electronic cooling.

The main supposition in this work is invariable value preservation of the electron work function of the protected descent vehicles and reusable launch vehicles elements during the entire time of their high-speed flight. In effect, the electron work function specified value maintenance of in this period represents complex technical challenge.

The work demonstrates that depending on the surface temperature without thermoemission thermal protection and electron work function, the temperature drop may achieve 700–800 degrees without accounting for thermal flows of aerodynamic heating changing at such temperature drop. This change is planned to be accounted for hereafter.

Such temperature drop is explained by the fact that the heating thermal energy is distributed between the crystal grid nodes of the ceramics thermally stressed elements material and electrons. At the same time, at thermionic emission each electron takes away the energy of the work function order, which undoubtedly is a part of the aerodynamic heating thermal energy. As a result, the temperature decreases. The thermionic emission dependence on temperature allows ensuring the temperature stresses and deformations decrease while aerodynamic heating, increasing stability of the protected ceramics thermally stressed elements in conditions of hostile environment of the incoming high-speed flow

The thermoemission thermal protection being developed will allow reduce temperature of the protected ceramics thermally stressed elements of the descent vehicles and the recovering stages of reusable launch vehicles, including aircraft type, and temperature stresses and deformations occurring in them. On this ground, a possibility arises to enhance significantly the resource of these elements and increase the number of their reutilization before the marginal state.

Keywords: thermionic emission, electronic cooling, thermoemission thermal protection, descent vehicles, recoverable vehicles.



## REFERENCES

1. **Byikov L. V., Nikitin P. V., Pashkov O. A.** Matematicheskoe modelirovanie protsessov obtekaniya zatuplennogo tela vyisokoskorostnyim potokom [Mathematical modeling of high-speed flow around a blunt body]. *Trudy MAI*, 2014, no. 78, 19 p. In Russ.
2. **Egorov I. A.** Uchet balansa teplovykh potokov na vneshney poverhnosti letatel'nogo apparata [Heat flow balance accounting on the aircraft outer surface]. *Trudy MAI*, 2017, no. 93, 6 p. In Russ.
3. **Sadchikov I. I., Chulkov S. A.** Obosnovanie ratsionalnoy poletnoy kratnosti ispolzovaniya dvigateley i planera mnogorazovnykh sredstv vyvedeniya poleznoy nagruzki na kosmicheskie orbity [Substantiation of rational flight multiplication factor of using rocket engines and glider in the system's perspective reusable launch vehicles of payload in orbits]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2009, vol. 16, no. 6, 24 p. In Russ.
4. **Nesterov V. E., Rudakov V. B., Makarov M. I.** Analiz osnovnykh zadach eksperimentalnoy otrabotki mnogorazovnoy raketno-kosmicheskoy sistemy [Development test objectives analysis of reusable space rocket system]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta – Aerospace MAI Journal*, 2013, vol. 20, no. 5, pp. 77–85. In Russ.
5. **Nikitin P. V., Sotnik E. V.** Vosproizvedenie konvektivno-luchistogo teploobmena, sopushtvuyushhego vkhodu kosmicheskikh apparatov v atmosfery planet so vtoroy kosmicheskoy skorost'yu [Reproduction of the convective-radiant heat exchange accompanying the entrance of space vehicles in the atmospheres of planets with the second space velocity]. *Trudy MAI*, 2011, no. 42, 16 p. In Russ.
6. **Fedorchenko E. A., Nikitin P. V.** Teplo- i massoobmen na pronitsaemoj poverkhnosti sistemy teplovoj zashhity spuskaemogo kosmicheskogo apparata [Heat and mass exchange on a permeable surface of the system of the thermal protection of the descent vehicle of the spacecraft small form]. *Trudy MAI*, 2012, no. 50, 19 p. In Russ.
7. **Nenarokomov A. V., Titov D. M., Munoz G. V.** Avtomaticheskoe proektirovanie nerazrushaemoj teplovoj zashhity kosmicheskikh apparatov [Computer design of non-destructive thermal protection of spacecraft]. // *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta – Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 2, 9 p. In Russ.
8. **Graschenkov D. V., Schegoleva N. E., Simonenko E. P., Ermakova G. V.** Vysokotemperaturnyy keramicheskyy kompozitsionnyy material, ustoychivyy pri dlitelnoy ekspluatatsii do 2000 °C s mnogourovnevnoy kompleksnoy sistemoy zashhity [High-temperature ceramic composite material, resistant to long-term operation up to 2000 °C with a multi-level integrated protection system]. *Vse materialy. Entsiklopedicheskiy spravochnik – All materials. Encyclopedic reference book*, 2011 no. 8, pp. 25–28. In Russ.
9. **Rudnev A. M., Dikiy K. L.** Povyshenie zharoprochnosti keramicheskikh materialov putem sozdaniya voloknistykh struktur [Possibilities of increase of hot-resistance of ceramic materials by creation of fibred structures struktur]. *Visnik SevNTU – Bulletin of Sevastopol National Technical University*, 2011, no. 119, pp. 50–53.
10. **Pryamilova E. N., Poylov V. Z., Lyamin Yu. B.** Termokhimicheskaya stojkost' keramiki na osnove boridov tsirkoniya i gafniya [Thermochemical stability of the ceramics based on zirconium and hafnium borides]. *Vestnik Permskogo natsionalnogo issledovatel'skogo politehnicheskogo universiteta. Himicheskaya tekhnologiya i biotekhnologiya – PNRPU Bulletin. Chemical Technology and Biotechnology*, 2014, no. 4, pp. 55–67. In Russ.
11. **Varrik N. M., Ivahnenko Yu. A., Maksimov V. G.** Oksid-oksidnyie kompozitsionnyie materialy dlya gazoturbinnnykh dvigateley (obzor) [Oxide-oxide composites for gas-turbine engines]. *Trudy VIAM – Proceedings of the All-Russian Research Institute of Aviation Materials*, 2014, no. 8, pp. 3–21. In Russ.
12. **Kolyichev A. V., Kernozhitskiy V. A.** Teplovaya zashhita giperzvukovykh letatel'nykh apparatov (LA) s ispolzovaniem yavleniya termoelektronnoy emissii [Thermal protection of hypersonic flying machines (HFM) with use of the phenomenon of thermionic issue]. *Reshetnevskie chteniya – Reshetnev readings*, 2009, vol. 1, no. 13, pp. 29–30. In Russ.
13. **Kernozhitskiy V. A., Kolyichev A. V., Ohochinskiy D. M.** Termoemissionnyy sposob teplovoj zashhity chastej letatel'nykh apparatov pri ikh aerodinamicheskom nagreve [Thermionic method of thermal protection of aircraft parts during aerodynamic heating]. Patent RF, no. 2404087, 2009. In Russ.
14. **Kernozhitskiy V. A., Kolyichev A. V., Ohochinskiy D. M.** Kryilo vyisokoskorostnogo zvukovogo letatel'nogo apparata v usloviyakh ego aerodinamicheskogo nagreva [Wing hypersonic aircraft in terms of its aerodynamic heating]. Patent RF, no. 2430857, 2009. In Russ.
15. **Kernozhitskiy V. A., Kolyichev A. V., Ohochinskiy D. M.** Kryilo giperzvukovogo letatel'nogo apparata v usloviyakh ego aerodinamicheskogo nagreva [Wing hypersonic aircraft in terms of its aerodynamic heating]. Useful model patent RF no. 95637, 2010. In Russ.
16. **Kernozhitskiy V. A., Atamasov V. D.** Kryilo giperzvukovogo letatel'nogo apparata v usloviyakh ego aerodinamicheskogo nagreva [Wing hypersonic aircraft in terms of its aerodynamic heating]. Patent RF, no. 2495788, 2012. In Russ.
17. **Kernozhitskiy V. A., Kolyichev A. V., Ohochinskiy D. M.** Kryilo giperzvukovogo letatel'nogo apparata v usloviyakh ego aerodinamicheskogo nagreva [Wing hypersonic aircraft in terms of its aerodynamic heating]. Patent RF, no. 2506199, 2012. In Russ.
18. **Kernozhitskiy V. A., Kolyichev A. V.** Kryilo giperzvukovogo letatel'nogo apparata v usloviyakh ego aerodinamicheskogo nagreva [Wing hypersonic aircraft in terms of its aerodynamic heating]. Patent RF, no. 2572009, 2014. In Russ.
19. **Kolyichev A. V.** Aktivnaya teplovaya zashhita elementov konstruksii giperzvukovogo letatel'nogo apparata na novykh fizicheskikh printsipakh pri aerodinamicheskom nagreve [Active thermal protection of configuration items of a hypersonic flight vehicle on new physical principles at aerodynamic heating]. *Trudy MAI*, 2012, no. 51, 18 p. In Russ.
20. **Kolyichev A. V.** Aktivnaya termoemissionnaya teplovaya zashhita elementov konstruksii giperzvukovogo letatel'nogo apparata pri ikh aerodinamicheskom nagreve i granitsy ee primenimosti [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, 15 p. In Russ.
21. **Kolyichev A. V.** Otsenka parametrov funktsionirovaniya termoemissionnoj teplovoj zashhity giperzvukovogo letatel'nykh apparatov [Parameters estimation of



- thermionic thermal protection functioning of hypersonic flying vehicles]. *Trudy MAI*, 2014, no. 74, 28 p. In Russ.
22. **Ushakov B.A., Nikitin V.D., Emelyanov I.Ya.** *Osnovy termoemissionnogo preobrazovaniya ehnergii* [Basics of Thermionic Energy Conversion]. Moscow: Atomizdat, 1974, 288 p. In Russ.
  23. **Kvasnikov L.A., Kaybyishev V.Z., Kalandarishvili A.G.** *Rabochie protsessyi v termoemissionnykh preobrazovatelyakh yadernykh energeticheskikh ustanovok* [Work processes in thermionic converters of nuclear power plants]. Moscow: MAI, 2001. 208 p. In Russ.
  24. **Fomenko V.S.** *Emissionnyye svoystva materialov* [Emission properties of materials]. Kiev: Naukova dumka, 1981. 339 p. In Russ.
  25. **Babichev A.P., Babushkina P.L., Bratkovskiy A.M., et al.** *Fizicheskie velichiny: Spravochnik. Pod. red. I.S. Grigor'eva, E.3. Meilikhova* [Physical quantities: Handbook. Ed. I.S. Grigoriev, E. 3. Meilikhov]. Moscow: Energoatomizdat, 1994. 1232 p. In Russ.
  26. **Kresanov V.S., Malahov N.P., Morozov V.V., et. al.** *Vysokoeffektivnyy emitter elektronov na osnove geksaborida lantana* [Highly efficient electron emitter based on lanthanum hexaboride]. Moscow: Energoatomizdat, 1987. 152 p. In Russ.
  27. **Alkandry H., Hanquist K., Boyd I.D.** Conceptual analysis of electron transpiration cooling for the leading edges of hypersonic vehicles. *11th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA AVIATION Forum (AIAA 2014-2674)*, 2014, 18 p. DOI: 10.2514/6.2014-2674
  28. **Hanquist K.M., Hara K., Boyd I.D.** Modeling of electron transpiration cooling for hypersonic vehicles. *46th AIAA Thermophysics Conference, AIAA AVIATION Forum (AIAA 2016-4433)*, 2016, DOI: 10.2514/6.2016-4433
  29. **Hanquist K.M., Boyd I.D.** Comparisons of computations with experiments for electron transpiration cooling at high enthalpies. *45th AIAA Thermophysics Conference, AIAA AVIATION Forum, (AIAA 2015-2351)*, 2015, 13 p. DOI: 10.2514/6.2015-2351
  30. **Hanquist K.M., Alkandry H., Boyd I.D.** Evaluation of computational modeling of electron transpiration cooling at high enthalpies. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 2017, vol. 31, no. 2, pp. 283-293.
  31. **Uribarri L., Allen E.H.** Electron transpiration cooling for hot aerospace surfaces. *20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences (AIAA 2015-3674)*, 2015. DOI: 10.2514/6.2015-3674