

УДК 629.782

Разработка методики расчета многоэлементной термоэмиссионной тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов

Керножицкий В.А.^{1*}, Колычев А.В.^{1}, Макаренко А.В.^{2***}**

¹*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф.*

Устинова», Красноармейская ул., 1, Санкт-Петербург, 190005, Россия

²*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

**e-mail: vakern@mail.ru*

***e-mail: migom@mail.ru*

****e-mail: mc617@rambler.ru*

Аннотация. Статья посвящена конструктивной реализации метода термоэмиссионной тепловой защиты многоэлементной схемы с характерным размером термоэмиссионных элементов порядка 1-10 мм, методике ее расчета и проведению численных оценок параметров ее функционирования при аэродинамическом нагреве в диапазонах температур элементов конструкции гиперзвуковых летательных аппаратов от 1500К до 2100К. Полученные результаты можно использовать при разработке и создании гиперзвуковых летательных аппарата различных типов и назначений на этапе эскизного и технического проектирования.

Ключевые слова: термоэлектронная эмиссия, электронное охлаждение, электрическая энергия, гиперзвуковой летательный аппарат, тепловая защита.

В настоящее время актуальным является проведение исследований, направленных на создание гиперзвуковых летательных аппаратов, в том числе и в области создания систем тепловой защиты от аэродинамического нагрева.

В БГТУ предложен новый метод термоэмиссионной тепловой защиты [1-5], основанной на явлении термоэлектронной эмиссии – испускании электронов нагретым металлом [7,8]. Основной особенностью данной теплозащиты является существенное снижение теплового воздействия на элементы конструкции (ЭК) гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) при аэродинамическом нагреве за счет преобразования тепловой энергии нагрева ЭК в электрическую энергию на борту ГЛА [1-5]. Реализацию данного метода можно условно разделить на реализацию с внутренней эмиссией [1-5] и с внешней эмиссией [6].

Данная работа посвящена конструктивной схеме многоэлементной термоэмиссионной тепловой защиты (ТЭТЗ) полусферической носовой части и цилиндрических передних кромок крыльев, методике ее расчета и численным оценкам параметров ее функционирования. Схема многоэлементной ТЭТЗ и приблизительная схема ТЭТЗ представлена на рис. 1.

В общем случае многоэлементная ТЭТЗ состоит из внешней оболочки, воспринимающей тепловые и механические нагрузки, характерные для гиперзвукового полета. На ее внутренней поверхности устанавливаются термоэмиссионные элементы (ТЭ) с характерным размером порядка 1-10мм в геометрической области внешней оболочки, в которой температура при полете

может превосходить 1600К, поскольку ТЭТЗ наиболее эффективна в диапазоне температур от 1600К до 2100К [1-5].

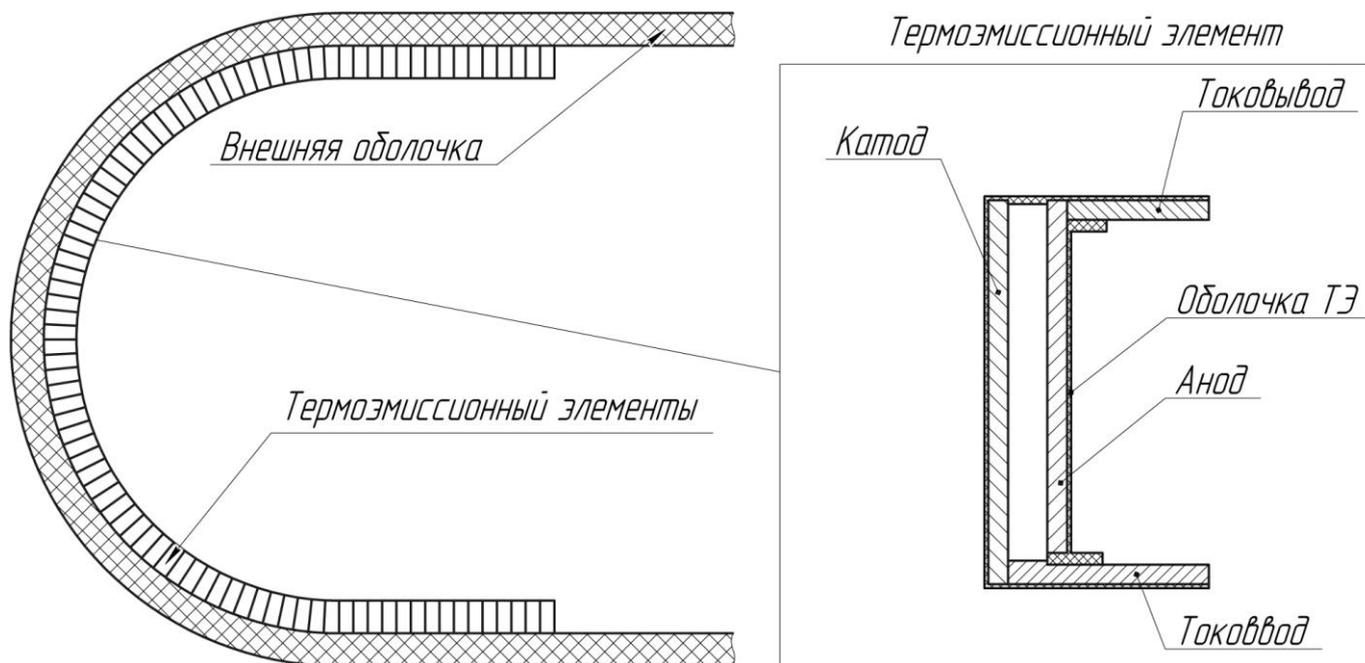


Рис. 1. Конструктивная схема многоэлементной ТЭТЗ

Достоинством данной схемы является:

1. Снижение омических потерь напряжения, за счет того, что ТЭ указанных габаритов генерируют электрические токи порядка 4-40А. При этом возрастает суммарная генерируемая мощность.

2. Такие токи в ТЭ приводят к возможности использования толщины электродов порядка 50мкм, что позволяет существенно снизить массу электродов и сократить их стоимость.

3. Указанные габариты ТЭ обеспечивают поддержание величин межэлектродных зазоров порядка 0.1...0.2мм. При таких межэлектродных зазорах достигаются

наибольшие значения плотности тока эмиссии, электронного охлаждения и напряжения.

4. В каждом ТЭ появляется возможность поддерживать свое определенное давление паров цезия, например, такое которое будет оптимальным для ожидаемой температуры в полете соответствующего ТЭ.

5. Ввиду однотипности ТЭ появляется возможность существенно сократить их удельную стоимость и наладить массовое производство.

Для расчета многоэлементной ТЭТЗ разработана математическая модель методика расчета. Основной ее особенностью является тот факт, что ТЭ с характерным размером 1-10мм генерируют токи порядка 4-40А. Значит, при таких токах омические потери напряжения будут незначительными и ими можно пренебречь. Это существенно упрощает расчет такой многоэлементной ТЭТЗ, что позволяет использовать данную методику при расчете многоэлементной ТЭТЗ элементов конструкции сложной трехмерной формы.

Основные элементы ТЭТЗ передней кромки крыла моделируется многослойной пластиной, чем по существу и является катод и анод ТЭТЗ. Распределение подводимых тепловых потоков аэродинамического нагрева приближенно можно считать зависимым только от одной координаты [10-13]. Поэтому допускается, что в каждом сечении пластины тепловая картина примерно одинакова.

Кроме того, малый характеристический размер ТЭ предполагает, что температура катода будет примерно одинаковой, а, значит, для определения

плотности тока эмиссии можно пользоваться экспериментальными зависимостями плотности тока эмиссии от разности потенциалов между двумя противоположными точками катода и анода, которые приведены. Для плотности тока эмиссии будем использовать экспериментальные данные из [13].

На рис. 2. изображена схема многоэлементной ТЭТЗ с основными конструктивными узлами: внешняя оболочка 1, катодная изоляция 2, катод 3, анод 4, анодная изоляция 5, труба с теплоносителем 6, охлаждающим анод, потребитель электрической энергии 7. Через катод, анод, потребитель электрической энергии протекает ток. Катод 3 и анод 4 представляют собой термоэмиссионный элемент (ТЭ) ТЭТЗ.

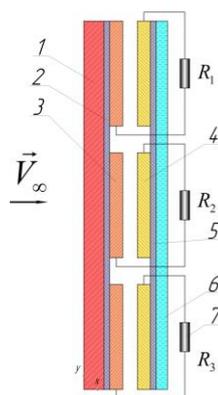


Рис. 2. Схема одноэлементной и многоэлементной ТЭТЗ передней кромки для описания математической модели

Разработанная математическая модель состоит из четырех разделов:

1. Аэродинамический нагрев внешней поверхности внешней оболочки ТЭТЗ.

Для определения тепловых потоков аэродинамического нагрева $q_{\text{ваэродин}}$ используются готовые формулы и методы расчета конвективных тепловых потоков

к простейшим телам (сфера, цилиндр, и др.). Так, в [14] получена зависимость для тепловых потоков в критической точки сферического затупления при равновесном ламинарном обтекании:

$$q_{\text{всферы}} = 2.56 \cdot 10^{-5} \cdot \sqrt{\frac{\rho_{\infty}}{R_N}} \cdot V_{\infty}^{3.25} \cdot \left(1 - \frac{h_w}{h_s}\right) \text{Вт}/\text{м}^2, \quad (1)$$

где $\rho_{\infty}, V_{\infty}$ - плотность и скорость набегающего потока, R_N - радиус носового затупления, h_w и h_s - энтальпии на стенке, и на внешней границе пограничного слоя.

Данная формула была получена в результате численных расчетов тепловых потоков по формуле Фэя и Риддела, применимой для высот от 7 до 37 км и скоростей от 1770 до 7000 м/с и температуры стенки от 300К до 3000К и хорошо согласуется с результатами экспериментов [15].

Для оценки тепловых потоков на линии растекания боковой поверхности цилиндра, которой моделируется передняя кромка крыла, использовалось рекомендуемое в научно-технической литературе соотношение [2,12]:

$$q_{\text{вцил}} / q_{\text{всферы}} = 0.71. \quad (2)$$

По формуле для боковой поверхности цилиндра можно выполнить расчет тепловых потоков к передней кромке стреловидного крыла с эффективным углом стреловидности χ [2,12]. Для крыла ГЛА с углом стреловидности χ , углом развала Ψ , и углом атаки α имеем:

$$\sin \chi_{\text{эфф}} = \cos \alpha \cdot \sin \chi + \sin \alpha \cdot \cos \chi \cdot \cos \Psi. \quad (3)$$

Тогда тепловой поток к цилиндрической кромке стреловидного крыла равен:

$$q_{\text{вцил}}(\chi_{\text{эфф}}) = q_{\text{вцил}}(0) \cdot \cos^{1.25} \chi_{\text{эфф}} \quad (4)$$

На сфере и на конусе со сферическим затуплением при больших скоростях потока сохраняется отношение q_w / q_{w0} , где q_{w0} – тепловой поток в критической точке на носовом затуплении. Для ламинарного пограничного слоя на сфере:

$$q_w / q_{w0} = 0.2 \cdot (1 + 4 \cos^2 \theta), \quad (5)$$

где θ угол, отсчитываемый от оси симметрии.

В случае турбулентного пограничного слоя максимум теплового потока находится не в критической точке, а примерно в звуковой точке ($\theta = \theta_*$), где число Маха на поверхности сферы становится равным единице (невязкое решение). Координату звуковой точки θ_* можно приближенно определить с помощью зависимости:

$$\theta_* = 34 + 40 \rho_\infty / \rho_s \quad \text{град.} \quad (6)$$

Для максимального значения теплового потока существует формула [9]

$$q_w = 1.32 \cdot 10^8 \sqrt{\frac{\rho_\infty}{\rho_3}} \frac{1}{\sqrt{R_N}} \left(\frac{V_\infty}{V_I} \right)^{3.25} \left(1 - \frac{h_w}{h_0} \right) \text{Вт/м}^2, \quad (7)$$

$$V_c = 7.9 \text{ км/с.}$$

С внешней поверхности внешней оболочки отводится тепло посредством излучения:

$$q_{\text{изл. внешн}} = \varepsilon_{K \text{ внешн}} \sigma T_K^4, \quad (8)$$

где $\varepsilon_{K \text{ внешн}}$ – степень черноты внешней поверхности катода, σ – постоянная Стефана – Больцмана.

2. Распространение тепла в элементах конструкции ТЭТЗ.

Распространение тепла в многослойных частях (катодной и анодной) описывается двумерными нестационарными уравнениями теплопроводности с источниками тепла (Джоулев нагрев катода $q_{ДжК}$ и анода $q_{ДжА}$), обусловленными протеканием тока в электродах:

$$c_K(T_K)\rho_K \frac{\partial T_K}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_K(T_K) \frac{\partial T_K}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_K(T_K) \frac{\partial T_K}{\partial y} \right) + \frac{q_{ДжК}}{S_K}, \quad (9)$$

$$c_A(T_A)\rho_A \frac{\partial T_A}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_A(T_A) \frac{\partial T_A}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_A(T_A) \frac{\partial T_A}{\partial y} \right) + \frac{q_{ДжА}}{S_A}, \quad (10)$$

где T_K, T_A - температуры катода и анода, $c_K(T_K)$, $\lambda_K(T_K)$, $c_A(T_A)$ и $\lambda_A(T_A)$ - удельная теплоемкость и коэффициент теплопроводности катодной и анодной части, зависмые от температуры, ρ_K , ρ_A - плотность катодной и анодной части.

Джоулев нагрев катода и анода определяется по формулам:

$$q_{ДжК} = I_K^2(x) \frac{\sigma_K}{S_K} \quad \text{и} \quad q_{ДжА} = I_A^2(x) \frac{\sigma_A}{S_A}, \quad (11)$$

где I_K, I_A ток, проходящий по катоду, σ_K, σ_A - удельное электрическое сопротивление материала катода, $S_K = L_{эмисс} \delta_K$ и $S_A = L_{эмисс} \delta_A$ поперечные сечения катода, $L_{эмисс}$ - ширина катода и анода (в направлении перпендикулярном рисунку), δ_K, δ_A - толщина катода и анода.

3. Отвод тепла с внутренней поверхности катода ГЭТЗ осуществляется:

а) электронами (электронное охлаждение катода) [7,8]:

$$q_{Элкатода} = j(T_K, T_A, \Delta U) \left(\varphi_K + 2 \frac{k}{e} T_K \right), \quad (12)$$

б) излучением

$$q_{\text{излвнутр}} = \varepsilon_{\text{привед}} \sigma (T_K^4 - T_A^4), \quad (13)$$

в) теплопроводностью паров цезия в зазоре [7]

$$q_{Cs} = \frac{2.382 \cdot 10^{-2} [(T_K - T_A)/2]^{1/2} (T_K - T_A)}{d + 2.584 \cdot 10^{-3} (T_K - T_A)/(2p_{Cs})}. \quad (14)$$

4. Нагрев внешней поверхности анода ТЭТЗ осуществляется:

а) электронами [6,7]

$$q_{\text{Эланода}} = j(T_K, T_A, \Delta U) \left(\varphi_A + 2 \frac{k}{e} T_A \right), \quad (15)$$

б) излучением (см. (13)), в) парами цезия (см. (14)),

где φ_K и φ_A - работа выхода материалов катода и анода, k - постоянная Больцмана, e - заряд электрона, $\varepsilon_{\text{привед}}$ - приведенная степень черноты катода и анода, d - величина межэлектродного зазора, p_{Cs} - давление паров цезия. Индекс «К» относится к параметрам катода, а «А» - анода, $j(T_K, T_A, \Delta U) = j(T_K, T_A, \Phi_K^e, \Phi_A^e, p_{Cs}, d, U)$ - плотность электрического тока в зазоре, $\Delta U(x)$ - разность потенциалов между катодом и анодом, $U_{\text{полезн}}$ - падение напряжения на потребителе электрической энергии, U_R - падение напряжения на токовводах и токовыводах и связующих их с нагрузкой проводниках тока, $I_{\Sigma} = I_K + I_A$ - суммарный электрический ток ТЭ.

Граничные условия для уравнений (9),(10),(16)-(18):

$$\lambda(T_K) \frac{\partial T_K}{\partial x} \Big|_{x=0} = q_{\text{аэродин}} + q_{\text{излвнешн}}, \quad (16)$$

$$\lambda(T_K) \frac{\partial T_K}{\partial x} \Big|_{x=\delta} = q_{элK} + q_{изл\ внутр} + q_{Cs}, \quad (17)$$

$$\lambda(T_K) \frac{\partial T_K}{\partial x} \Big|_{y=0} = 0, \quad (18)$$

$$\lambda(T_K) \frac{\partial T_K}{\partial x} \Big|_{y=L} = 0, \quad (19)$$

$$\lambda(T_A) \frac{\partial T_A}{\partial x} \Big|_{x=0} = q_{элA} + q_{изл\ внутр}, \quad (20)$$

$$\lambda(T_A) \frac{\partial T_A}{\partial x} \Big|_{x=\delta} = q_{охл}, \quad (21)$$

$$\lambda(T_A) \frac{\partial T_A}{\partial y} \Big|_{y=0} = 0, \quad (22)$$

$$\lambda(T_A) \frac{\partial T_A}{\partial y} \Big|_{y=L} = 0 \quad (23)$$

$$\frac{\partial V_K}{\partial x} \Big|_{y=0} = -\frac{\sigma_K}{S_K} I_\Sigma, \quad (24)$$

$$\frac{\partial V_K}{\partial x} \Big|_{x=L} = 0, \quad (25)$$

$$\frac{\partial V_A}{\partial x} \Big|_{y=0} = 0, \quad (26)$$

$$\frac{\partial V_A}{\partial y} \Big|_{y=L} = \frac{\sigma_A}{S_A} I_\Sigma, \quad (27)$$

$$I_K \Big|_{y=0} = I_\Sigma, \quad (28)$$

$$I_A \Big|_{y=0} = 0, \quad (29)$$

Граничные условия в точке контакта двух слоев ТЭТЗ:

$$\begin{aligned} T_1(t, x^*) &= T_2(t, x^*) \\ -\lambda_1 \frac{\partial T_1}{\partial x} \Big|_{x=x^*} &= -\lambda_2 \frac{\partial T_2}{\partial x} \Big|_{x=x^*} \end{aligned} \quad (30)$$

Где $q_{\text{изл внутр}}$ и $q_{\text{изл внешн}}$ - тепловые потоки излучения во внешнюю среду и на анод, q_{Cs} - тепловые потоки теплопроводностью паров цезия, $q_{\text{Джс К}}$ и $q_{\text{Джс А}}$ - Джоулево тепло, выделяемое при прохождении тока в электродах, $q_{\text{охл}}$ - тепловой поток к охладителю анода.

Мощность ТЭ ТЭТЗ определяется по формуле:

$$P_{\text{ТЭ}} = I_{\Sigma} U_{\text{полезн}}. \quad (31)$$

Тогда КПД ТЭ ТЭТЗ равен:

$$\eta = \frac{P_{\text{ТЭ}}}{Q_{\text{эл К}} + Q_{\text{изл внутр}} + Q_{\text{изл внешн}} + Q_{Cs} - Q_{\text{Джс}}}. \quad (32)$$

где $Q_{\text{эл К}} = \int_0^L q_{\text{эл К}} dy$, $Q_{\text{изл внешн}} = \int_0^L q_{\text{изл внешн}} dy$, $Q_{\text{изл внутр}} = \int_0^L q_{\text{изл внутр}} dy$, $Q_{Cs} = \int_0^L q_{Cs} dy$,

$Q_{\text{Джс К}} = \int_0^L q_{\text{Джс К}} dy$ - суммарное тепло, отводимое при функционировании ТЭ тепловыми потоками электронного охлаждения, излучения, теплопроводностью паров цезия, а также суммарное Джоулево тепло выделяемое на катоде при прохождении тока $I_K(y)$.

Двумерные нестационарные уравнения теплопроводности (9), (10) учитывают потоки тепла в двух направлениях вследствие градиента температуры. Данные

уравнения используются, как для расчета ТЭТЗ ЭК в виде элементарных тел типа пластинки, осесимметричных (сфера, конус – носовая часть) и плоских тел (боковая поверхность цилиндра – передняя кромка крыла ГЛА). Определяющим для каждого случая является распределение тепловых потоков по внутренней и внешней поверхности указанных тел при том, что толщина внешней многослойной оболочки ТЭТЗ во много раз меньше длины. Через граничные условия (16) – (29) учитываются излучение нагретых тел, теплопередача в межэлектродном зазоре теплопроводностью цезия, перенос энергии электронами термоэмиссии, аэродинамический нагрев и нагрев проходящим электрическим током, а также охлаждение теплоносителем.

Важнейшей составляющей двумерной математической модели ТЭТЗ является определение плотности тока эмиссии $j(T_K, T_A, \Phi_K^e, \Phi_A^e, p_{Cs}, d, U)$, которая берется из доступных экспериментальных данных [13], отражающих особенности функционирования ТЭ в дуговом режиме, как наиболее подходящим для реализации в ТЭТЗ. При этом $j(y) = j(T_K, T_A, \Phi_K^e, \Phi_A^e, p_{Cs}, d, U)$ является функцией температур катода и анода, работ выхода в вакууме анода и катода, давления паров цезия в зазоре и величины зазора. То есть значение плотности тока эмиссии можно определить по типу материалов электродов, их характеристик в парах цезия и температуры их рабочих поверхностей, величины межэлектродного зазора и давления паров цезия в нем [7,8,13,16]. Это позволяет определить тепловые потоки электронного охлаждения и произвести подробный расчет оценки электротеплофизические параметров функционирования многоэлементной ТЭТЗ.

Стоит отметить, что плотность тока эмиссии $j=50\text{A}/\text{cm}^2$ соответствует тепловым потокам электронного охлаждения $q_{\text{элкат}}=1.4-1.5\text{МВт}/\text{m}^2$ (см. формулу (12)). То есть с учетом имеющихся экспериментальных данных [13,16] можно также утверждать, что плотность тока эмиссии в $50\text{A}/\text{cm}^2$ вполне достижима уже на сегодняшнем уровне науки и техники.

Известно, что ТЭТЗ может функционировать в режиме максимальной мощности и максимального КПД [4,5]. При этом режим максимальной мощности характеризуется большим значением плотности тока эмиссии при более низких значениях напряжения по сравнению с режимом максимального КПД. Это означает, что тепловые потоки электронного охлаждения в режиме максимальной мощности будут выше, чем в режиме максимального КПД. То есть, при функционировании ТЭТЗ в режиме максимальной мощности при одной и той же максимальной температуре защищаемого ЭК ГЛА может двигаться с большей скоростью при прочих равных параметрах движения в атмосфере.

Порядок получения плотности тока эмиссии каждого ТЭ следующий. Из каждого графика с ВАХ (стр. 18-21 из [13]), соответствующей определенной температуре катода выбираем точку, располагающейся на одной из ВАХ, которая соответствует максимальной удельной мощности. С учетом принятых допущений, каждая ВАХ соответствует ВАХ изотермического ТЭ с такой же температурой катода. Таким образом, получаем кривую максимальной мощности, где каждая точка соответствует максимальной удельной мощности при определенной температуре катода. Данную кривую легко использовать при расчете тепловых

потоков электронного охлаждения. Использование известных экспериментальных данных [13] подтверждает достоверность определения тепловых потоков электронного охлаждения.

Таким образом, расчет производится для следующих характеристик ТЭ: катод - вольфрам {110}, анод – поликристалл никеля, величина межэлектродного зазора 0.125мм. Температура внутренней поверхности начала расчета ТЭТЗ – 1500К (см. рис. 3). Максимальная температура внешней оболочки, соответствующая окончанию расчета ТЭТЗ – 2100К. Работу выхода катода принимается равной 2.6эВ (стр. 42 в [8]). Величина давления паров цезия в зазоре оптимальна (стр. 21 в [13]). Однако в [13] представленные ВАХ ограничены $50\text{А}/\text{см}^2$, при которой в данном случае режим максимальной мощности не выполняется, но среди представленных ВАХ на стр. 21 в [13] при плотности тока эмиссии в $50\text{А}/\text{см}^2$ удельная мощность максимальна. Поэтому целесообразнее использовать кривую зависимости напряжения максимальной мощности от температуры, представленную на рис. 3.

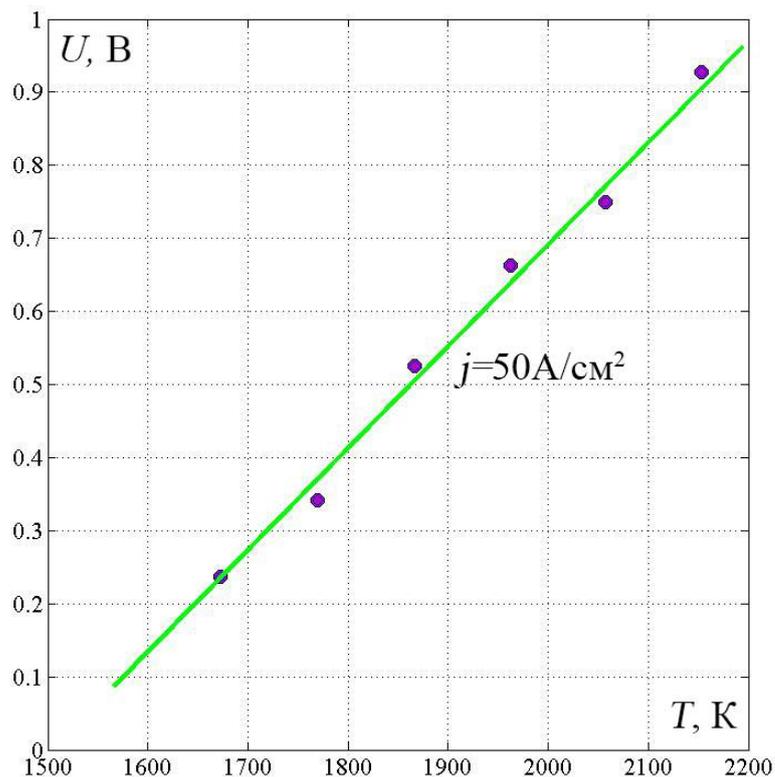


Рис. 3. Зависимость напряжения ТЭ от температуры при $j=50\text{A}/\text{cm}^2$ на ВАХ, оптимизированных по давлению паров цезия в зазоре из [12]

Стоит отметить, что в реальности плотность тока эмиссии полностью оптимизированных ВАХ существенно превосходит $50\text{A}/\text{cm}^2$, а, значит плотность тепловых потоков электронного излучения существенно превосходит $1.5\text{MW}/\text{m}^2$. Однако при расчете будем использовать имеющиеся экспериментальные данные. То есть плотности тока эмиссии ограничена значением в $50\text{A}/\text{cm}^2$.

Принятое для настоящих расчетов цилиндрическое крыло ГЛА имеет следующие геометрические характеристики: радиус затупления передних кромок $R_v=0.1\text{м}$, длина кромки $L=5\text{м}$, угол стреловидности $\psi=45^\circ$, материал внешней

оболочки - вольфрам [7], толщина внешней оболочки 3мм, толщина катода 50мкм, толщина изоляционного материала на основе Al_2O_3 0.5мм. Степень черноты внешней поверхности внешней оболочки $\varepsilon=0.9$.

Кроме вольфрама, в качестве материала внешней оболочки можно использовать любые другие материалы, сохраняющие свои прочностные и теплофизические характеристики в условиях обтекания гиперзвуковым потоком. К ним относятся высокотемпературные углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ) и жаропрочные металлы и сплавы. Основным требованием к ним при реализации многоэлементной ТЭТЗ является высокий коэффициент теплопроводности во всех направлениях, чтобы обеспечить передачу тепла к ТЭ.

Полученные результаты расчета приведены в таблице 1.

При превышении указанной в табл. 1 величины максимального теплового потока аэродинамического нагрева при достоверной плотности тока эмиссии в $50A/cm^2$ температура внешней оболочки превышала верхнюю границу в 2100К, после чего расчет прекращался. Стоит отметить, что при большей температуре катода также существенно увеличивается и плотность тока эмиссии и напряжение ТЭ [16], однако, прочностные свойства материала внешней оболочки при превышении таких температур существенно ухудшаются.

Таблица 1

Результаты расчета

Максимальная температура внешней оболочки, К	2091
--	------

Максимальная температура внутренней поверхности, К	2010
Максимальное значение теплового потока аэродинамического нагрева, МВт/м ²	2.55
Максимальная генерируемая электрическая мощность с двух передних кромок крыльев, кВт	521
Число М полета	11.45
Высота полета, км	25
Радиационно-равновесная температура в точке максимальных тепловых потоков, К	2659
Снижение температуры при функционировании ТЭТЗ по сравнению с радиационно-равновесной температурой, К	568

Функционирование ТЭТЗ ограничивается наличием возможности поддержания разности температур между катодом и анодом. Для этого можно производить отбор горючего для охлаждения анода с дальнейшим его попаданием в камеру сгорания двигателя (КС). ТЭТЗ будет функционировать минимум до тех пор, пока функционирует двигатель ГЛА.

Таким образом, можно построить кривую высот и скоростей, при которых многоэлементная ТЭТЗ указанных выше кромок крыльев с $R_v=0.1$ функционирует при параметрах, приведенных в табл.1. Кривая высот и скоростей

функционирования многоэлементной ТЭТЗ передней кромки крыла с $R_V=0.1\text{м}$ представлена на рис. 4.

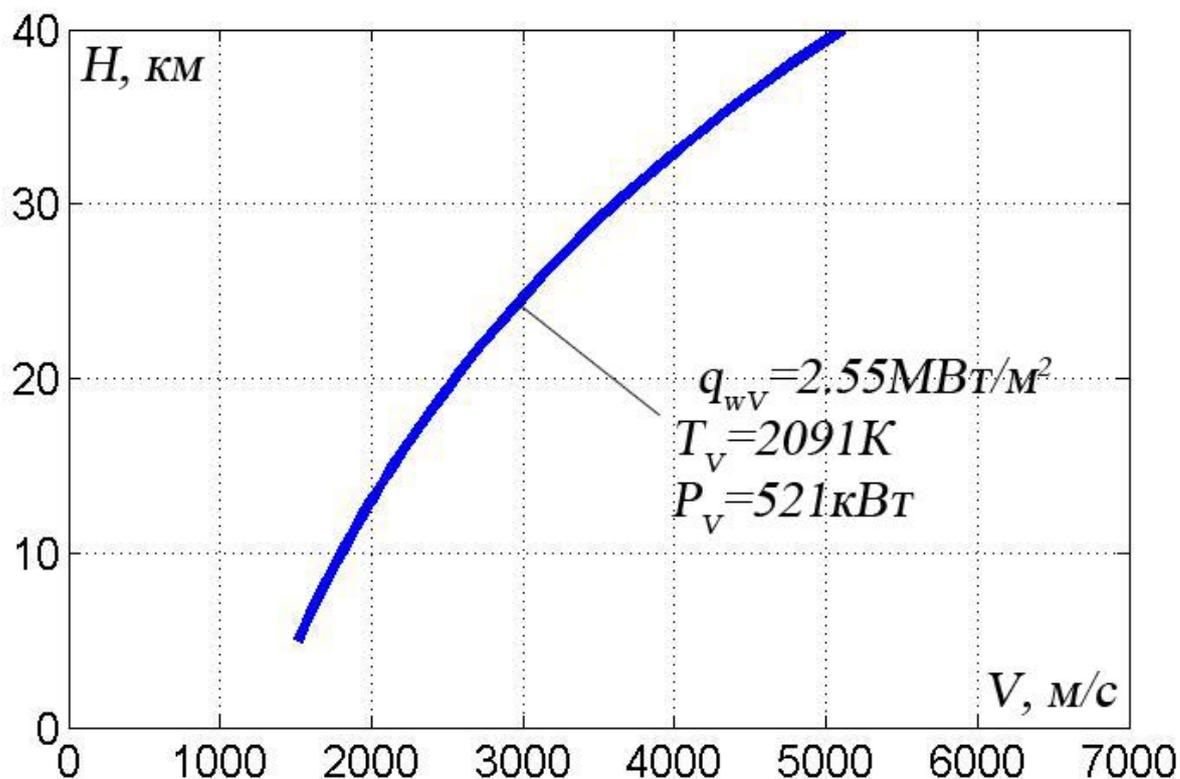


Рис. 4. Кривая предельных тепловых потоков для ТЭТЗ
передних кромок крыльев с $R_V=0.1\text{м}$

ГЛА с передними кромками крыльев радиусом $R_V=0.1\text{м}$ может двигаться с параметрами траектории, соответствующими кривой на рис. 4, неограниченный промежуток времени, поскольку устанавливается равновесие между подводимыми тепловыми потоками аэродинамического нагрева и тепловыми потоками, связанными с реализацией явления термоэлектронной эмиссии. Основную роль в отводе тепла от внешней оболочки играют тепловые потоки электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии и тепловые потоки излучения во внешнюю среду.

Исходя из размера ТЭ, можно подсчитать генерируемое суммарное напряжение. Для многоэлементной ТЭТЗ с ТЭ площадью в 25мм^2 генерируется ток в 12А и напряжением 206000В (табл. 1.).

Генерируемая ТЭТЗ электрическая энергия может быть использована в бортовых системах ГЛА, например, при реализации методов магнитоплазменной аэродинамики (МПА). К таким методам можно отнести плазменную инициацию и поддержание горения в КС ГПВРД [17], управление лобовым сопротивлением и подъемной силой при помощи плазменных образований электрических разрядов, плазменных актуаторов и др. Вкладываемая электрическая мощность при реализации таких методов может составлять до 100кВт и выше [17]. Работоспособность данных методов МПА подтверждена экспериментально [17]. Основной сложностью на пути их реализации в ГЛА является необходимость в стабильном бортовом высокоэнергичном источнике электрической энергии. Таким бортовым источником может явиться многоэлементная ТЭТЗ [1-5].

Выводы

Таким образом, доказано, что тепловые потоки электронного охлаждения могут вносить существенный вклад в баланс тепловых потоков передней кромки крыла ГЛА, защищаемой с помощью многоэлементной ТЭТЗ, в полете, поскольку тепловые потоки электронного охлаждения могут достигать величины в $1.5\text{МВт}/\text{м}^2$ и выше, что прямо подтверждается известными экспериментальными данными из области термоэмиссионного преобразования. Максимальная температура ЭК с

многоэлементной ТЭТЗ при этом оказывается ниже радиационно-равновесной температуры в точке максимальных тепловых потоков на величину порядка 600К.

На борту генерируется значительное количество электрической энергии. С указанных передних кромок теоретически можно стабильно получать порядка 500кВт электрической энергии, то есть до тех пор, пока обеспечивается соответствующая разность температур между катодом и анодом. При охлаждении анода горючим, ТЭТЗ может функционировать в течение всего времени работы ГПВРД.

Исходя из теплового баланса при функционировании многоэлементной ТЭТЗ, можно утверждать, что кромка радиусом 0.1м может испытывать воздействие тепловых потоков аэродинамического нагрева до $2.55\text{МВ}/\text{м}^2$, что соответствует числу $M=11.45$ на высоте 25км, в течение промежутка времени, как минимум равного времени работы ГПВРД. Температура передней кромки при этом не превысит 2100К.

Представленные в [13] экспериментальные данные по плотности тока эмиссии для области температур катода от 1600К до 2100К ограничены величиной в $50\text{А}/\text{см}^2$. Однако, как видно из ВАХ (стр. 21 в [13]), оптимизированных по давлению паров цезия, плотность тока эмиссии существенно превосходит указанное значение в $50\text{А}/\text{см}^2$ при обеспечении режима максимальной мощности. Это означает, что максимальную температуру передней кромки можно снизить, либо увеличить генерируемую электрическую энергию.

Библиографический список

1. Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве [Текст]: пат. 2404087 Рос. Федерация: МПК В64С 1/38, В64G 1/50. / Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М.; заявитель и патентообладатель БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д.Ф. Устинова. - № 2009140802/11; заявл. 03.11.2009; опубл. 20.11.2010 Бюл. № 32. – 7с.

2. Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева [Текст]: пат. 2430857 Рос. Федерация: МПК В64С 1/38 / Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М.; заявитель и патентообладатель БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д.Ф. Устинова. - № 2009144640/11; заявл. 01.12.2009; опубл. 10.10.2011 Бюл. № 38. – 9с.

3. Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева [Текст]: пат. на полезную модель 95637 Рос. Федерация: МПК В64С 1/38 / Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М.; заявитель и патентообладатель БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д.Ф. Устинова. - № 2010107010/22; заявл. 25.02.2010; опубл. 10.07.2010 Бюл. № 19. – 12с.

4. Колычев А.В. Активная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата на новых физических принципах при аэродинамическом нагреве. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 51. – 2012г., <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=29053>

5. Колычев А.В. Активная термоэмиссионная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата при их аэродинамическом

нагреве и границы ее применимости. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 68. – 2013г., <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=41732>

6. Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева [Текст]: пат. на полезную модель №132050 Рос. Федерация: МПК В64С 1/38 / Колычев А.В., Горский В.В., Макаренко А.В., Денисенко А.А.; заявители и патентообладатели БГТУ Колычев А.В., Горский В.В., Макаренко А.В., Денисенко А.А. - № 2013120647/11; заявл. 29.04.2013; опубл. 10.09.2013 Бюл. № 25.

7. Б.А. Ушаков, В.Д. Никитин, И.Я. Емельянов «Основы Термоэмиссионного преобразования энергии». Москва.: Атомиздат, 1974, 288 с.

8. Л.А. Квасников, В.З. Кайбышев, А.Г. Каландаришвили. «Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок». М.МАИ.2001г.

9. Никитин П.В. Тепловая защита: Учебник. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 512с.: ил.

10. Нейланд В.Я., Тумин А.М., «Аэротермодинамика воздушно-космических самолетов. Конспект лекций».–г. Жуковский: ФАЛТ МФТИ, 1991г., 201с.

11. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б., Тепловая защита. / Под ред. А.В. Лакова. М.: «Энергия», 1976. 392с.

12. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: Учебник для авиационных специальностей вузов/ В.С. Авдудевский, Б.М.

Галицейский, Г.А. Глебов и др.; Под общ.ред. В.С. Авдеевского, В.К. Кошкина. – 2-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.

13. V. C. Wilson, S. P. Podkulski, Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector // NASA contractor report CR-1416. – WASHINGTON, D.C., 1969. – 41 p.

14. Кемп, Ридделл «Теплоотдача спутнику при входе его в атмосферу» Сборник статей. Научные проблемы искусственных спутников. — М.: Издательство иностранной литературы, 1959. С. 297-319.

15. Роуз, Старк. Измерение теплообмена в лобовой точке в диссоциированном воздухе. // Сборник статей. Проблемы движения головной части ракет дальнего действия. — М.: Издательство иностранной литературы, 1959. С. 277-311.

16. Космонавтика XXI века и ядерные термоэмиссионные энергетические установки / Ф.А. Аскеров, В.Д. Атамасов, Б.И. Полетаев. – М.: Наука, 2001. –380 с.

17. Sergey B Leonov. Control of Flow Structure and Ignition of Hydrocarbon Fuel in Cavity and behind Wallstep of Supersonic Duct by Filamentary DC Discharge / Final Project Technical Report AFRL-AFOSR-UK-TR-2010-0013, 2010.