

УДК 629.782

## **Активная термоэмиссионная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата при их аэродинамическом нагреве и границы ее применимости**

**Колычев А. В.**

*Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д.Ф. Устинова,  
БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова, ул. 1-я Красноармейская, 1, Санкт-Петербург, 190005,  
Россия  
e-mail: migom@mail.ru*

### **Аннотация**

Целью данной работы является определение границ применимости активной термоэмиссионной тепловой защиты (АТТЗ) элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) при их аэродинамическом нагреве, а также проработка структуры конструктивного облика элементов конструкций ГЛА с АТТЗ.

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

Гиперзвуковые летательные аппараты (ГЛА) способные двигаться в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями длительное время без потери лётно-технических характеристик могут явиться основой нового технологического уклада в области Ракетно-Космической и Авиационной техники.

Основная проблема на пути создания ГЛА – это проблема «теплового барьера» - интенсивного аэродинамического нагрева элементов конструкции, таких как передние кромки аэродинамических поверхностей, носовые части, входные устройства воздухозаборников и др. В процессе полета температура некоторых участков корпуса может достигать 3000°K [1,2]. Поэтому возникает необходимость изысканий в области способов тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов, в том числе и на новых физических принципах. Помимо «теплового барьера» существует проблема обеспечения ГЛА электрической энергией, когда из-за большого веса источника электроэнергии приходится использовать громоздкие внутренние системы вместо более эффективных электрических

систем. Кроме того, перспективные бортовые системы, предназначенные, в том числе, для борьбы с «тепловым барьером» также требуют значительного количества электрической энергии, получение которой также требует существенной массы источников.

Кроме того, об актуальности проводимых исследований в области гиперзвуковых технологий для России можно судить по проходящих в США испытательных пусках экспериментальных ГЛА – демонстраторов гиперзвуковых технологий, таких как НТВ-2 (8 августа 2011), Х-51А (13 июня 2011) и Х-37В (5 марта 2011).

Так, специалисты оборонного научного агентства DARPA установили, что причиной аварии американского беспилотного гиперзвукового бомбардировщика НТВ-2, испытания которого состоялись в августе 2011 года, явился избыточный аэродинамический нагрев корпуса ГЛА. Условия полета привели к «стиранию» жаропрочного покрытия и металла корпуса. Предполагалось, что аппарат должен двигаться на скорости около 26 тыс. км/ч, а температура обшивки не должна была превысить 2000 градусов Цельсия. Однако аппарат был потерян [3].

Существует возможность оснащения гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) активной термоэмиссионной тепловой защитой (АТТЗ). Основной особенностью данной теплозащиты является существенное снижение теплового воздействия на элементы конструкции (ЭК) ГЛА при аэродинамическом нагреве за счет преобразования тепловой энергии нагрева ЭК в значительное количество электрической энергии на борту ГЛА [4-6,8].

Наиболее теплонапряженные участки корпуса, испытывающие интенсивный аэродинамический нагрев в общем случае реализации способа АТТЗ состоят из внутренней и внешней оболочки [4-6], как это изображено на рис.1.. При движении в атмосфере с гиперзвуковыми скоростями внешняя оболочка нагревается до температур, при которых за счет тепловой энергии, приобретенной при аэродинамическом нагреве с ее внутренней поверхности, начинают вылетать горячие электроны, осаждаемые затем на внутренней оболочке (аноде). То есть на данном этапе электроны есть носители тепла или «охладители» внешней оболочки, которая является катодом. Таким образом, происходит электронное охлаждение внешней оболочки и реализуется принцип АТТЗ.

Величина энергии отводимой электронами составляет от 35% до 50% от подводимой тепловой энергии аэродинамического нагрева, КПД преобразования достигает 5-25% (5-25% процентов разрушающей тепловой энергии превращается в электричество, электронное охлаждение напрямую связано с получением электричества). Удельная электрическая мощность, снимаемая с единицы внутренней поверхности защищаемого ЭК ГЛА – 5-25Вт/см<sup>2</sup> (то есть с одного квадратного метра внутренней поверхности можно снимать от 50 до 250 кВт

электрической энергии, что также говорит о высокой эффективности электронного охлаждения). Таким образом, основной особенностью АТТЗ является двойственность применения. Одновременно обеспечивается тепловая защита элементов конструкции с сохранением их полной работоспособности в течение множества циклов повторного использования и генерируется большое количество электрической энергии [4-6,8].

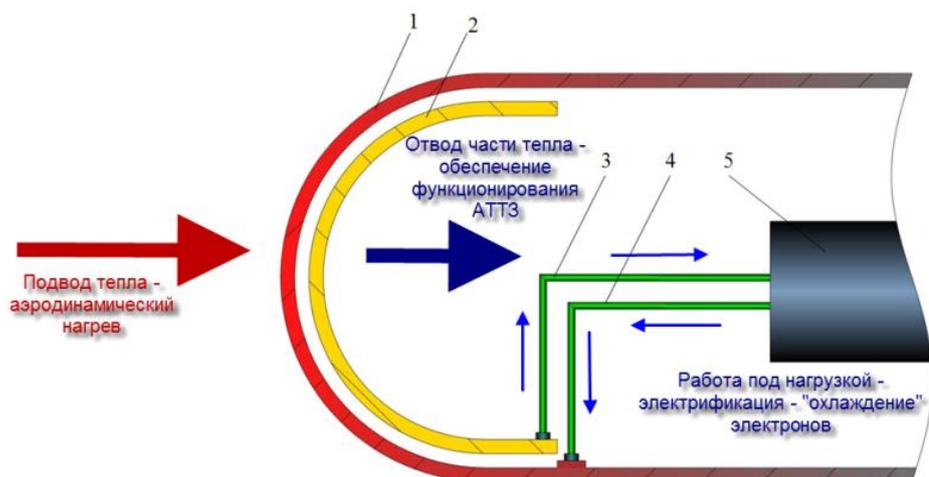


Рис. 1 Принципиальная схема термоэмиссионной тепловой защиты.

1 – Оболочка нагреваемой части корпуса ГЛА – катод, 2 – анод, 3 – токовывод анода, 4 – токоввод катода, 5 – бортовой потребитель электрической энергии.

Наличие на борту значительных количеств электрической энергии, позволят использовать различные системы, функционирующие на основе электроэнергии и заметно увеличивающие возможности ГЛА. К таким системам можно отнести системы, управляющие лобовым сопротивлением, подъемной силой корпуса ГЛА, потоком газа на входе в воздухозаборники гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей, специфические системы спасения экипажа, пассажиров и грузов, системы жизнеобеспечения, систем передачи энергии на расстояния беспроводным способом и других. Становится актуальной разработка и создание других систем, источником электроэнергии, для работы которых представляется АТТЗ. То есть, при решении проблемы аэродинамического нагрева корпуса ГЛА с помощью АТТЗ, появляется электрическая энергия в значительных количествах.

Инновационный эффект, получаемый в результате использования способа термоэмиссионной тепловой защиты заключается в том, что происходит уменьшение теплового воздействия на элементы конструкции ГЛА при полете, снижение их

температурно-напряженного состояния и повышение на этой основе его надежности при аэродинамическом нагреве за счет эмиссии электронов с внутренней поверхности нагреваемых частей крыла, которые воспринимаются электропроводящим элементом с более низкой температурой, соединенным с нагреваемой частью крыла через бортовой потребитель электрической энергии. Одновременно с этим получается электрическая энергия, которая является частью возвращаемой энергии топлива, ранее затраченной на преодоление силы лобового сопротивления, приводящей в полете к нагреву частей ЛА.

Таким образом, оснащение элементов конструкции ГЛА АТТЗ дает следующие преимуществами[4-8]:

- При температурах материала нагреваемой части корпуса ГЛА от 1500°K до 2000°K и выше обеспечивается снижение температуры материала нагреваемой части корпуса ГЛА на 400-1000°K. В свою очередь, материалы элементов конструкции ГЛА работают в менее жестких условиях при пониженных температурах, поэтому можно говорить о повышении надежности ГЛА по сравнению с различными другими типами теплозащиты.

- Существенно снижается тепловое воздействие на части корпуса ЛА, поскольку часть аэродинамического тепла преобразуется в электричество. КПД такого преобразования в настоящее время находится на уровне 10-25% и выше. Средняя удельная электрическая мощность достигает значений в 10-25Вт/см<sup>2</sup> площади эмиссии.

- Весь процесс термоэмиссионного преобразования осуществляется внутри элементов корпуса ЛА, под обшивкой, что приводит к возможности получения или сохранения высоких аэродинамических характеристик любого типа ЛА оснащенных данной тепловой защитой.

- Повышается энергетическая эффективность ГЛА, так как получаемая электрическая энергия является частью возвращаемой энергии, затрачиваемой на полет ГЛА, то использование данного способа тепловой защиты.

- Расширяется перечень потребителей электрической энергии, что в свою очередь приводит к разнообразию в деле формирования облика ГЛА и его бортовых систем.

- Отсутствуют движущиеся части, что обеспечивает простоту и надежность устройства АТТЗ и ГЛА в целом.

- АТТЗ содержит в себе функции диагностики теплового нагрева нагреваемых поверхностей, поскольку снимаемые электрические характеристики термоэмиссионного преобразования в высокой степени зависят от состояния катодной оболочки.

- Осуществление процессов термоэлектронной эмиссии при работе АТТЗ обуславливают снижение градиента температур, а, следовательно, и температурные напряжения, уменьшается сложность при компенсации температурных расширений и сжатий при больших перепадах температур в наиболее теплонапряженных участках ГЛА, что способствует повышению надежности защищаемых элементов конструкции и ГЛА в целом.

- Появляется возможность заменить современные, но громоздкие и медлительные гидравлические системы мощными, надежными и быстродействующими электрическими приводами на многих перспективных типах ГЛА, что может облегчить создание многофазовых средств выведения.

В ходе исследования получены патенты на изобретение №2404087 «Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве» [4] и №2430857 «Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева» [5], а также патенты на полезную модель № 95637 «Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева» [6] и №80118 «Огнепреградитель» [7], что свидетельствует о Мировой новизне и высоком научно-техническом уровне проводимых исследований.

Для определения тех типов ГЛА, установка АТТЗ на которых оправдана, необходимо определить уровень тепловых потоков, снимаемых с внутренней поверхности внешней оболочки (катода) АТТЗ, в основном, за счет процессов электронного охлаждения и излучения. То есть необходимо определить тепловые потоки аэродинамического нагрева, при которых достигается тепловой баланс, то есть равенство подводимых и отводимых тепловых потоков к оболочке АТТЗ.

Тепловые потоки для внутренней поверхности определяются следующим образом [7,8]:

$$q_{эмисс} = q_{эл} + q_{изл} + q_{Cs} \quad (1)$$

где

$$q_{эл} = j(T_s, T_k, p_{Cs}, d, \Delta U) \left( \varphi(T, T_{Cs}) + 2 \frac{k}{e} T \right) \quad (2)$$

- тепловые потоки, вызванные электронным охлаждением

$$q_{изл} = \varepsilon_{внешн} \sigma T_s^4 + \varepsilon_{внутр} \sigma (T_s^4 - T_k^4) \quad (3)$$

- тепловые потоки, вызванные тепловым излучением,  $\varepsilon_{внешн}$  и  $\varepsilon_{внутр}$  - степень черноты внутренней и внешней поверхности нагреваемой оболочки (эмиттера) АТТЗ,  $\sigma$  - постоянная Стефана – Больцмана [9,10].

$$q_{Cs} = \frac{\lambda_{Cs}}{d} (T_3 - T_k) \quad (4)$$

-тепловые потоки за счет теплопроводности паров Цезия,  $\lambda_{Cs}$  - коэффициент теплопроводности паров цезия [9,10],  $d$  - величина межэлектродного зазора.

Где работа выхода  $\varphi(T, T_{Cs})$  определяется с помощью выражения [9]:

$$\varphi(T, T_{Cs}) = a \frac{T_3}{T_{Cs}} + b \quad (5)$$

$$a = (0.176\varphi_0 + 0.158)^{-1} \text{ и } b = 3.3 - a(0.702\varphi_0 + 0.193) \quad (6)$$

где  $\varphi_0$  - работа выхода материала эмиттера в вакууме.

Плотность тока эмиссии  $j(T_3, T_k, p_{Cs}, d, \Delta U)$  зависит от температуры катода  $T_3$  и анода  $T_k$ , давления паров цезия  $p_{Cs} = p_{Cs}(T_{Cs})$  (функция температуры резервуара с цезием), межэлектродного зазора  $d$  и величины разности потенциалов между катодом и анодом  $\Delta U$ .  
Материалы катода – вольфрам, анода – молибден.

Для определения  $j(T_3, T_k, p_{Cs}, d, \Delta U)$  используется полуэмпирическая методика, приведенная в [10]. Данная методика отражает основные закономерности, характерные для термоэмиссионного преобразования, при этом некоторые зависимости получены на основе экспериментальных данных. Поэтому, применение такой методики удобно в практических расчетах. Получаемые вольтамперные характеристики достаточно хорошо согласуются с опытными данными [10].

Методика расчета заключается в следующем. Определяются для различных значений температуры катода и величины разности потенциалов соответствующие величины тепловых потоков  $q_{эмисс}$ , удельной мощности и КПД. Из матрицы тепловых потоков  $q_{эмисс}$  выбираются те значения, которые соответствуют в первом случае максимальной мощности, а во втором – максимальному КПД. Расчет можно повторить для других значений межэлектродного зазора и температуры резервуара с цезием.

На рис. 2-5 изображены значения тепловых потоков  $q_{эмисс}$  в зависимости от температуры катода, а также температуры жидкой фазы цезия, определяющей давление паров цезия в межэлектродном промежутке при различных значениях величины межэлектродного промежутка.

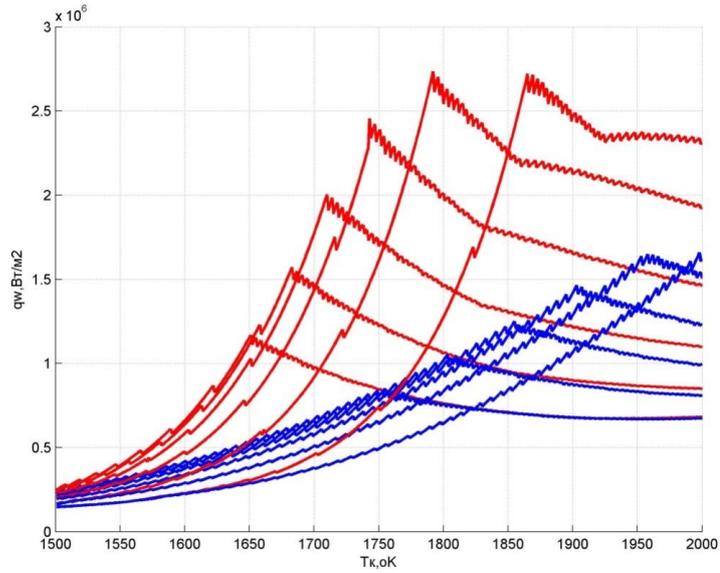


Рис.2. Уровень тепловых потоков теплового баланса АТТЗ разности потенциалов максимальной мощности(красный) и максимального КПД (синий):

$$T_{Cs} = 575, 590, 604, 618, 632, 646^\circ K, \varepsilon = 0.25, d = 0.2 \text{ мм}.$$

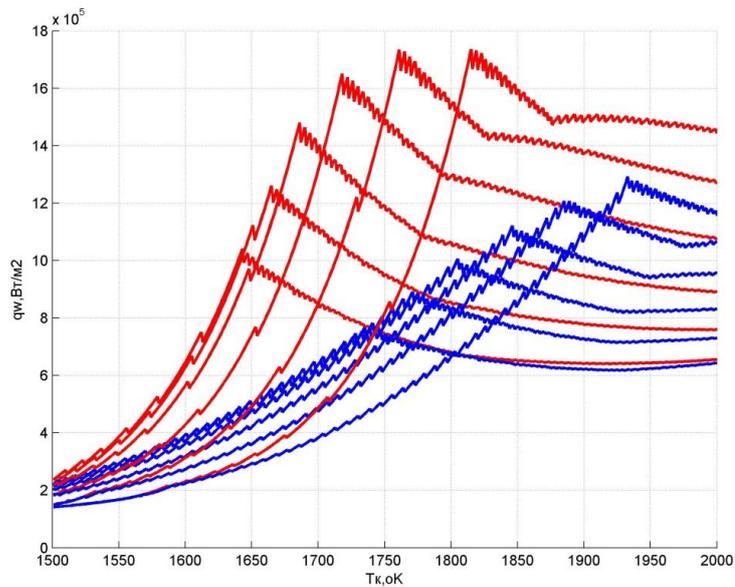


Рис.3. Уровень тепловых потоков теплового баланса АТТЗ разности потенциалов максимальной мощности(красный) и максимального КПД (синий):

$$T_{Cs} = 575, 586, 596, 607, 617, 627^\circ K, \varepsilon = 0.25, d = 0.3 \text{ мм}.$$

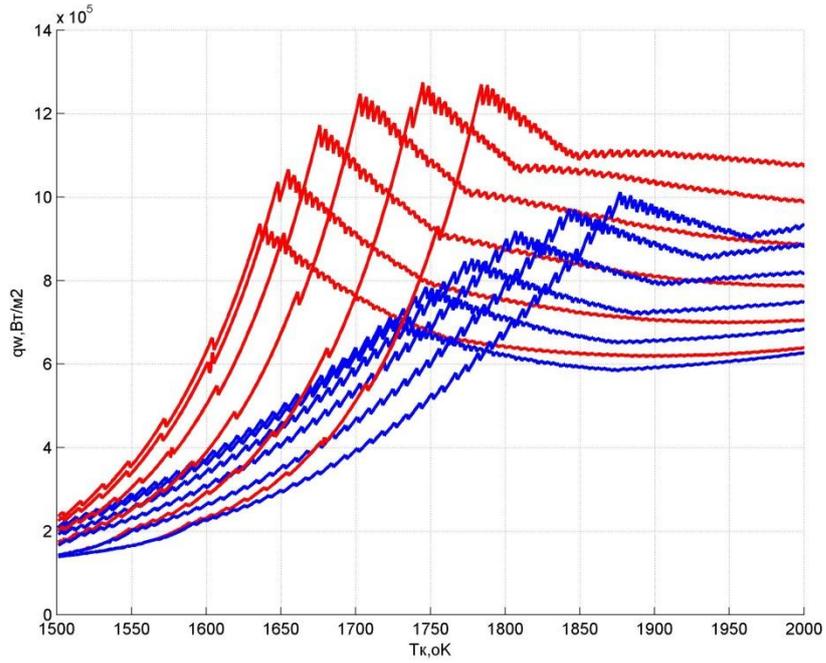


Рис.4. Уровень тепловых потоков теплового баланса АТТЗ разности потенциалов максимальной мощности(красный) и максимального КПД (синий):

$$T_{Cs} = 575, 583, 591, 599, 607, 614^{\circ} K, \varepsilon = 0.25, d = 0.3 \text{ мм}.$$

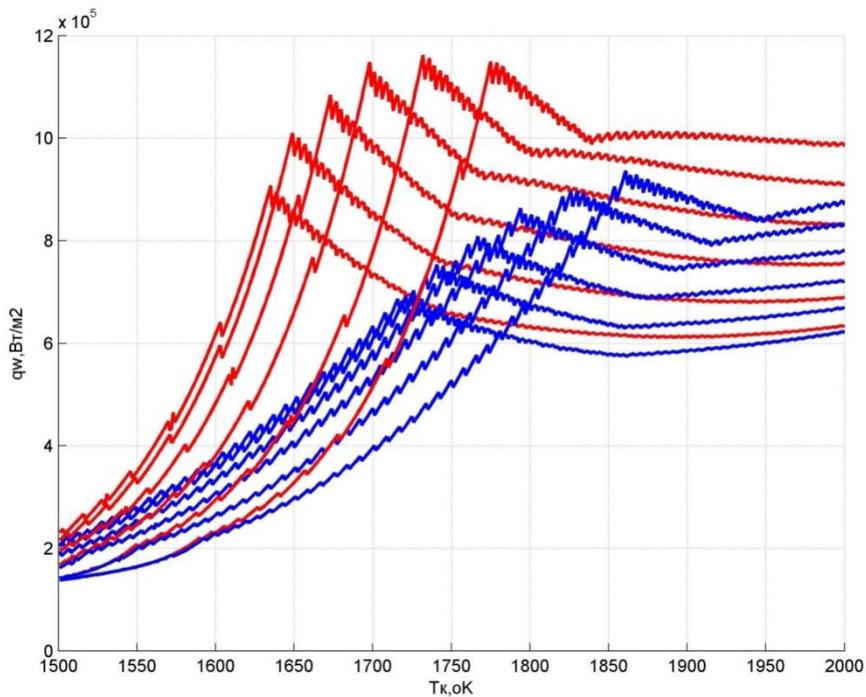


Рис.5. Уровень тепловых потоков теплового баланса АТТЗ разности потенциалов максимальной мощности(красный) и максимального КПД (синий):

$$T_{Cs} = 575, 582, 589, 596, 603, 610^{\circ} K, \varepsilon = 0.25, d = 0.3 \text{ мм}.$$

Как видно из рисунков 2-5 максимальные тепловые потоки, связанные с электронным охлаждением достигают значений  $1.6 \cdot 10^6 \text{ Вт/м}^2$  для технологически комфортной величины  $d = 0.3 \text{ мм}$  (рис.3). При этом возможно увеличение этого значения и за счет повышения степени черноты внешней поверхности катода, которая в данном случае равняется 0.25. Значение  $d = 0.3 \text{ мм}$  технологически достижимо, хотя при этом возможно и уменьшение величины межэлектродного зазора до  $d = 0.2 \text{ мм}$  (рис.4) и ниже. В этом случае величина отводимых тепловых потоков может достигать  $2.6 \cdot 10^6 \text{ Вт/м}^2$ . То есть, ЭК ГЛА с АТТЗ способен в течение длительного времени испытывать интенсивный аэродинамический нагрев и при этом температура не превысит значения в  $1700\text{-}1900^\circ\text{К}$  в случае непрерывного использования АТТЗ. При данных температурах, например, у вольфрама и его сплавов практически полностью сохраняются прочностные свойства [11].

Воспользовавшись формулами из [2] для ламинарного режима обтекания можно говорить, что уровень  $1.6 \cdot 10^6 \text{ Вт/м}^2$  для передней кромки крыла ОСа типа Space Shuttle соответствует скорости 8000 м/с на высоте около 67 км. Или по формулам из [12] для скорости 8000 м/с высота около 72 км. Отсюда можно сделать вывод, что установка АТТЗ возможна практически на любой тип ГЛА, осуществляющий движение с гиперзвуковыми скоростями как современные, в том числе крылатые спускаемые аппараты, так и на перспективные, например, ВКС.

Данный расчет актуален тем, что с помощью него можно определить величину максимальных тепловых потоков, которые могут отводиться с внутренней поверхности АТТЗ без оценки тепловых потоков аэродинамического нагрева направленных к ЭК ГЛА. При этом можно опираться на общую информацию о тепловых потоках к ЭК ГЛА различных типов и назначений.

Стоит отметить, что реально отводимые тепловые потоки, вероятно, будут с одной стороны выше за счет утечек тепла в другие составные элементы конструкции ГЛА и АТТЗ. С другой стороны – ниже, ввиду того, что выбор значения разности потенциалов зависит от того, в каком режиме работает термоэмиссионный элемент, распределения температур и потерь напряжения, в результате прохождения тока по электродам. Кроме того, выбор бортовых систем может определить, те режимы работы, в которых будут работать термоэмиссионные элементы АТТЗ (максимальной мощности, максимального КПД и др.) [8].

Выдерживая достаточно высокие тепловые нагрузки АТТЗ генерирует соответствующее количество электрической энергии. А это уже новый технический уровень аэрокосмической техники, поскольку появляется возможность применять различные методы

взаимодействия с набегающим потоком[13], требующих больших количеств электрической энергии.

Нужно отметить тот факт, что появляется возможность достижения ГЛА орбитальных скоростей совершая полет еще в атмосфере. Таким образом, отпадает необходимость использования ЖРД, а представляется возможным применять любой двигатель, в котором в качестве окислителя используется атмосферный воздух, и далее в определенный момент выныривать из атмосферы с учетом гравитационных и аэродинамических потерь с первой космической скоростью. На данной высоте за пределами атмосферы представляется возможным использование запаса (достаточно немалого) накопленной в полете электрической энергии для обеспечения работы, например, электроракетных двигателей.

Отсутствие необходимости в окислителе и ЖРД на борту ВКС позволит сэкономить достаточно большое количество стартовой массы или увеличить массу полезной нагрузки. Данное обстоятельство является существенным доводом в пользу необходимости научных изысканий в области многоразовых средств выведения.

Существует возможность получения электрической энергии на борту ГЛА до начала полета. Для этого предлагается элементы конструкции ГЛА с АТТЗ нагреть до температур порядка  $2000^{\circ}\text{K}$  и получить значительное количество электрической энергии. Данную электрическую энергию можно направить на питание специальных бортовых систем, необходимых для начала автономного полета обеспечения старта. Например, появляется возможность заменить некоторые тяжелые гидравлические элементы системы шасси на более легкие электрические. Все это может привести к снижению стартовой массы ГЛА и повысить его энергоэффективность.

При старте за счет электронного охлаждения и излучения элементы с АТТЗ начнут остывать, а после набора высоты и скорости снова начнут нагреваться. Таким образом, образуется провал в значении одновременно располагаемой электрической мощности. Но в зависимости от времени набора гиперзвуковой скорости значение мощности увеличивается вновь до определенного уровня, характерного для данных условий полета. Таким образом, от старта до выхода на режим существует некоторое минимальное значение электрической энергии, находящейся на борту ГЛА за счет работы АТТЗ. Это значение может определить облик ГЛА, в том, что касается электрификации ГЛА и нахождения на его борту специальных электроемких систем. Данное минимальное значение электрической мощности получило название «порог электрификации». На рис. 6 приведено пояснение данного термина. Для каждого типа ГЛА свой «порог электрификации» и зависит в основном от времени достижения соответствующих высот и скоростей ГЛА.

«Порог электрификации» позволит улучшить массовые характеристики ГЛА за счет замены некоторых систем ГЛА, обеспечивающих взлет и посадку, что также позволит поднять общий технический уровень ГЛА.

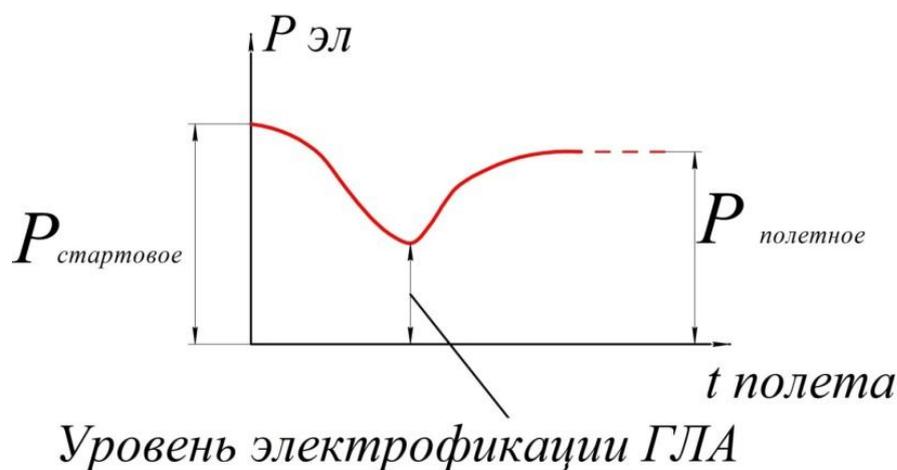


Рис. 6. Пояснение термина «порог электрификации» ГЛА.

Информация об возможных отводимых тепловых потоках при работе АТТЗ позволит сделать некоторые замечания по конструктивному облику АТТЗ различных ЭГЛА.

Конструкция АТТЗ ГЛА зависит от множества различных факторов. Основным фактором, влияющим на конструкцию АТТЗ ГЛА, является место его установки относительно ГЛА. Место расположения АТТЗ на ГЛА определяет условия функционирования, а именно параметры их обтекания, а потому и количество тепловой энергии направленной к эмиттерам, или к связанным с эмиттерами тепловым устройствам (тепловые трубы), АТТЗ ГЛА.

По месту расположения АТТЗ или теплопередающих устройств АТТЗ ГЛА можно разделить на следующие типы:

1. Устройства, расположенные в носовой части ГЛА (рис. 7).

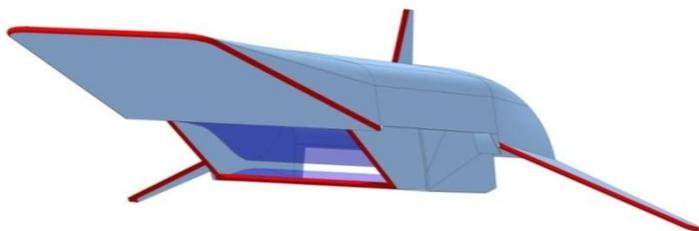


Рис.7. Расположение устройств первого и второго типа

2. Устройства, расположенные на горизонтальном и вертикальном оперении (если таковые имеются), а также во входных устройствах гиперзвуковых прямоточных воздушно реактивных двигателях (ГПВРД) (рис. 7).
3. Устройства, расположенные непосредственно на самом корпусе ГЛА.
4. Устройства, вынесенные на расстояние от основной конструкции (рис.8) для получения дополнительных количеств электрической энергии.

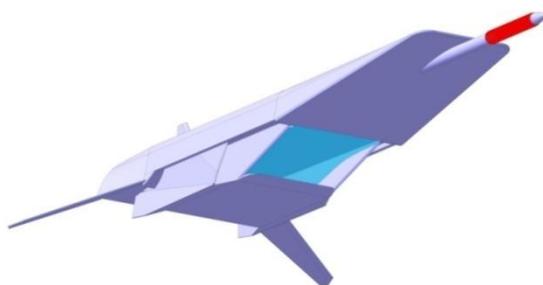


Рис.8. Расположение устройств четвертого типа

Установка АТТЗ на известный тип ГЛА является одним из направлений разработки АТТЗ для ГЛА. Второе направление состоит в том, чтобы разработать в первую очередь АТТЗ, и на основе оптимальных условий его функционирования и проводить исследования в области разработки ГЛА. Таким образом, можно выделить два направления разработки конструктивного облика АТТЗ ГЛА, которые представлены в таблице 1.

Таблица 1

Основные направления разработки конструктивного облика АТТЗ ГЛА.

АТТЗ ГЛА	
Создание АТТЗ для ГЛА известной конфигурации. (задача анализа АТТЗ)	Создание АТТЗ для ГЛА, в основе конфигурации которого лежит принцип АТТЗ. (Задача синтеза АТТЗ)

Таким образом, в первом направлении производится оценка возможности установки АТТЗ всех типов на ГЛА с известными особенностями конструктивного облика и траектории. Это в свою очередь даст оценку функционирования АТТЗ в составе данного ГЛА и поможет рассмотреть возможности по некоторому изменению параметров и характеристик данного ГЛА для возможного улучшения условий функционирования АТТЗ в

составе данного ГЛА (изменение траектории, изменение формы элементов конструкции в которых возможна установка АТТЗ и др.). На основании полученных данных станет возможным сделать вывод о целесообразности интегрирования АТТЗ в ГЛА данного типа.

При разработке конструктивного облика АТТЗ ГЛА по второму направлению во главу угла ставятся наиболее благоприятные условия функционирования АТТЗ (обеспечение подвода требуемого количества тепла при полете и др.) для получения требуемых для выполнения всех задач полета количества электрической энергии. Затем производится разработка конструктивного облика ГЛА с данной АТТЗ, полет которого обеспечивает требуемые условия функционирования АТТЗ, как источника электроэнергии. То есть предполагается разработка АТТЗ таким образом, чтобы обеспечить наиболее благоприятные условия для ее функционирования (например, траекторию, форму и размеры) в аспекте получения электрической энергии. Полученные данные являются основой для дальнейшей разработки и проектирования ГЛА. Разработка ГЛА по второму направлению приводит к тому, что при наличии эффективной тепловой защиты элементов конструкции ГЛА появляется возможность обеспечить при энергопотреблении для питания различных бортовых специальных систем.

Таким образом, в данной работе представлены направления, основы и особенности построения конструктивного облика АТТЗ. То есть существует возможность разработки АТТЗ для известных типов ГЛА в зависимости от нескольких факторов, среди которых основными являются величины и распределение подводимых тепловых потоков по внешним оболочкам ЭК ГЛА и достигаемые при этом температуры. Для второго направления разработки АТТЗ представляется необходимым определение требуемого в полете и на старте энергоснабжения, что является следствием удовлетворения потребности ГЛА в конкретных бортовых электроемких системах при полете. ГЛА разрабатываемые по второму направлению представляют собой новый тип ГЛА со своими характерными особенностями.

Создаваемые ГЛА, оснащенные предлагаемой АТТЗ смогут стать основой научно-технического развития ракетно-космической и авиационной промышленности России в XXI веке, смогут обеспечить развитие имеющегося научно-технического потенциала России, позволит создать новые научные и технические направления, множество смежных малых и средних предприятий, а, следовательно, и рабочих мест. Все это будет способствовать экономическому развитию страны, ввиду снижения времени и средств на транспортировку людей и грузов, укрепит престиж страны, а потенциал появляющихся ГЛА позволит иметь статус аэрокосмической сверхдержавы. Кроме того, может быть возрожден интерес молодежи к данной области знаний и к образованию вообще, поскольку создание принципиально новых и

сложных видов техники является движущей силой самоопределения, как это было, например, в середине XX века.

Развитие технологии АТТЗ приведет к усилению развития таких областей знаний, как термоэмиссионные преобразователи, аэротермодинамика, материаловедение, вычислительные методы, нанотехнологии и др. На данной основе появится возможность создавать малые и средние предприятия, конкурентным преимуществом которых будет участие в реализации данного проекта.

Разработка не имеет мировых аналогов, а более высокий уровень научного задела СССР, а теперь и России, в области термоэмиссионного преобразования делает маловероятным появление подобной конкурентоспособной тепловой защиты на международной арене.

Разработка новых, связанных с реализацией данного способа тепловой защиты, материалов и технологий в значительной степени будет способствовать импортозамещению.

Данный способ тепловой защиты и его реализация отражают более высокий уровень науки и техники, и соответствуют Перечню критических технологий Российской Федерации утверждённому Указом Президента РФ от 7 июля 2011 года № 899: «Технологии создания ракетно-космической и транспортной техники нового поколения», «Технологии создания высокоскоростных транспортных средств и интеллектуальных систем управления новыми видами транспорта».

Автор статьи выражает благодарность научному руководителю  
к.т.н., доценту Керножицкому В.А.

### **Библиографический список**

1. Никитин П.В. Тепловая защита: Учебник. – М.: Изд-во МАИ, 2006. – 512с.: ил.
2. Нейланд В.Я., Тумин А.М., «Аэротермодинамика воздушно-космических самолетов. Конспект лекций». – г. Жуковский: ФАЛТ МФТИ, 1991г., 201с.
3. <http://www.cnews.ru/news/line/index.shtml?2012/04/26/487281>
4. Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М. Патент на изобретение №2404087 «Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве» Роспатент, 2010г.
5. Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М. Патент на изобретение №2430857 «Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева» Роспатент, 2011г.

6. Керножицкий В.А., Колычев А.В., Охочинский Д.М. Патент на полезную модель № 95637 «Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева», Роспатент, 2010г.
7. Керножицкий В.А., Колычев А.В. и др. Патент на полезную модель №80118. «Огнепреградитель», Роспатент, 2008г..
8. Колычев А.В. Керножицкий В.А. Активная тепловая защита элементов конструкции гиперзвукового летательного аппарата на новых физических принципах при аэродинамическом нагреве. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 51. – 2012г.
9. Б.А. Ушаков, В.Д. Никитин, И.Я. Емельянов «Основы Термоэмиссионного преобразования энергии». Москва.: Атомиздат, 1974, 288 с.
10. Л.А. Квасников, В.З. Кайбышев, А.Г. Каландаришвили. «Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок». М.МАИ.2001г.
11. М.В. Захаров, А.М. Захаров, Жаропрочные сплавы. «Издательство «Металлургия», 1972, с. 384.
12. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике: Учебник для авиационных специальностей вузов/ В.С. Авдуевский, Б.М. Галицейский, Г.А. Глебов и др.; Под общ.ред. В.С. Авдуевского, В.К. Кошкина. – 2-е изд., перераб. И доп. – М.: Машиностроение, 1992. – 528 с.: ил.
13. В. А. Битюрин, А. Н. Бочаров. Об особенностях электромагнитной тепловой защиты спускаемого аппарата // ПЖТФ. 2011. Т.37. № 9. 70 – 74.