

## СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ И ПРОВОДЯЩЕЙ КЕРАМИКИ (боридов и карбидов)

Колычев А.В., Керножицкий В.А.\*, Левихин А.А.\*\*

*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова,  
ул. 1-я Красноармейская, 1, Санкт-Петербург, 190005, Россия*

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

*\*\* e-mail: levihin1981@gmail.com*

Рассматривается термоэмиссионная система охлаждения (ТСО) лопаток турбин (ЛТ) и других горячих элементов (ГЭ) авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), которая заключается в покрытии их слоем (термоэмиссионно-защитным слоем (ТЭЗС)) из жаропрочного и жаростойкого материала, но с низкой работой выхода электронов (РВЭ). При нагреве ЛТ и ГЭ с ТЭЗС с их поверхности начинают выходить электроны, забирая с собой 2—10 МВт/м<sup>2</sup> тепловой энергии в экспоненциально-подобной зависимости от температуры. Это позволит существенно повысить КПД ГД за счет повышения температуры рабочего газа перед турбиной и дополнительного термоэмиссионного преобразования, а также повысить надежность и долговечность ГД.

*Ключевые слова:* термоэлектронная эмиссия, электронное охлаждение, термоэмиссионный метод охлаждения, лопатки турбин, повышение КПД, газотурбинные установки, газоперекачивающие агрегаты, газотурбинные двигатели, лопатки турбин, технологическое лидерство, освоение труднодоступных месторождений ресурсов.

Одним из основных направлений повышения КПД авиационных газотурбинных двигателей является увеличение температуры рабочего газа перед турбиной [1—12]. Для этого необходимо совершенствовать методы охлаждения лопаток турбин. Однако применяемые сейчас методы воздушного охлаждения ЛТ характеризуются низкой надежностью и достаточно высокой сложностью, большими сроками разработки, стоимостью изготовления, эксплуатации, ремонта и технического обслуживания ГТД [3]. Поэтому разработка двигателя 6-го поколения с температурой перед турбиной на 200 °С выше, чем у двигателей 5-го поколения, занимает около 20 лет при стоимости НИОКР около 10—15 млрд долл. [12]. Существенная часть этих средств должна быть израсходована на усовершенствование систем охлаждения рабочих лопаток турбин [1—12].

При этом 4% всего расхода воздуха [1, 3], поступающего из компрессора высокого давления, идет на охлаждение ЛТ, и это приводит к увеличению удельного расхода топлива на крейсерском режиме на 3%, а на максимальном режиме к снижению тяги — на 5%. Для реализации цикла ГД с температурой рабочего тела (газа) перед турбиной порядка 1600 К необходим отбор до 14% воздуха от

компрессора высокого давления. Поэтому, кроме улучшения методов охлаждения лопаток турбин, одновременно необходимо уменьшение расхода воздуха на охлаждение ЛТ [1—3].

Следовательно, требуется поиск новых методов охлаждения ЛТ, желательно с сокращением (или исключением) отбора воздуха от компрессора, основанных на новых в данной предметной области физических принципах и явлениях, в изучении которых накоплен опережающий научно-технический задел и реализация которых позволит увеличить КПД, надежность и долговечность ГТД, в том числе и по сравнению с лучшими образцами, представленными на рынке газотурбинной техники.

В Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова разрабатывается новая термоэмиссионная система охлаждения (ТСО) ЛТ ГТД [13—18], которая заключается в следующем. Лопатки турбин ГТД покрывают слоем из жаропрочного и жаростойкого материала с низкой работой выхода электронов (РВЭ) — термоэмиссионно-защитным слоем (ТЭЗС). При нагреве лопаток будет наблюдаться явление термоэлектронной эмиссии (ЯТЭ), т. е. с их поверхности начнут выходить «горячие» электроны, забирая

с собой тепло. ЛТ с ТЭЗС в данном случае являются катодом. Таким образом, электронами отводится тепло, что способствует поддержанию температуры ЛТ на уровне, обеспечивающем длительную их эксплуатацию. При этом происходит эмиссия электронов в поток рабочего тела. А поскольку электроны являются носителями заряда, то полученную ими энергию при нагреве катода можно использовать для совершения полезной работы в электрической нагрузке. Для этого за турбиной с ТЭЗС располагают элемент — анод, электрически последовательно через полезную электрическую нагрузку связанный с катодом. Анод воспринимает «горячие» электроны эмиссии из потока рабочего тела. Попав на анод, горячие электроны от анода переходят в электрическую нагрузку, где совершают полезную работу. В электрической нагрузке, совершая полезную работу, электроны отдают полученную при нагреве катода тепловую энергию, охлаждаясь при этом. Далее «остывшие» электроны вновь попадают на ЛТ, и цикл охлаждения повторяется заново. При этом электроны попадают на быстровращающийся вал через токосъем, например механический в виде электрических щеток. То есть система охлаждения лопаток ГТД дополнительно генерирует электрическую энергию, что также повышает КПД ГТД. Одновременно повышается надежность и долговечность ГТД и снижается стоимость их изготовления и эксплуатации.

Материалы ЛТ должны характеризоваться высокой электропроводностью. К таким материалам относятся жаропрочные никелевые сплавы и керамика на основе боридов или карбидов. Тем более для керамических изделий сложно организовать классическое охлаждение воздухом без потери прочностных свойств. Для реализации ТСО каналы охлаждения не требуются, а высокая температура работы керамических ЛТ обеспечит высокую термоэмиссию электронов с их поверхности и их электронное охлаждение.

Принципиальная схема реализации способа представлена на рис. 1. Устройство, реализующее ТСО, представлено на рис. 2.

Определяющей характеристикой ТЭЗС является работа выхода электронов (РВЭ). Влияние ее на отводимые электронами термоэмиссии тепловые потоки электронного охлаждения (ЭО) при соответствующей температуре сплошных ЛТ показано на рис. 3, на котором демонстрируется, что при применении ТСО отводимые тепловые потоки могут достигать значений порядка 10–20 МВт/м<sup>2</sup>.

Для оценки характеристик предлагаемого ТСО ЛТ применялись зависимость для плотности тока

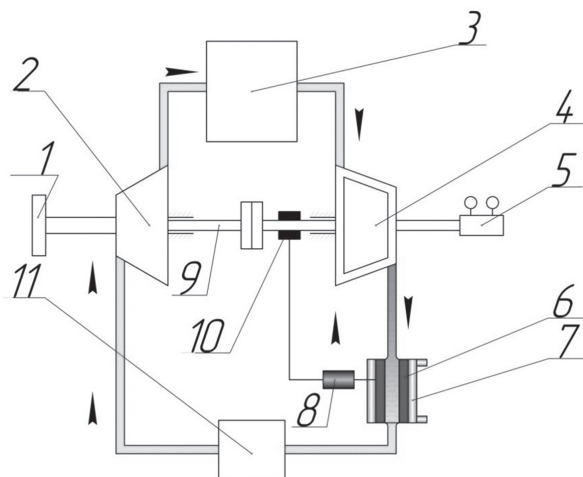


Рис. 1. Схема реализации предлагаемой технологии термоэмиссионного охлаждения лопаток турбин ГТД: 1 — стартер; 2 — компрессор; 3 — источник тепловой энергии (например, камера сгорания); 4 — турбина, на лопатки которой нанесен эмиссионный слой; 5 — полезная механическая нагрузка; 6 — анод, турбины; 7 — система охлаждения анода; 8 — электрическая нагрузка; 9 — вал; 10 — токосъем; 11 — холодильник

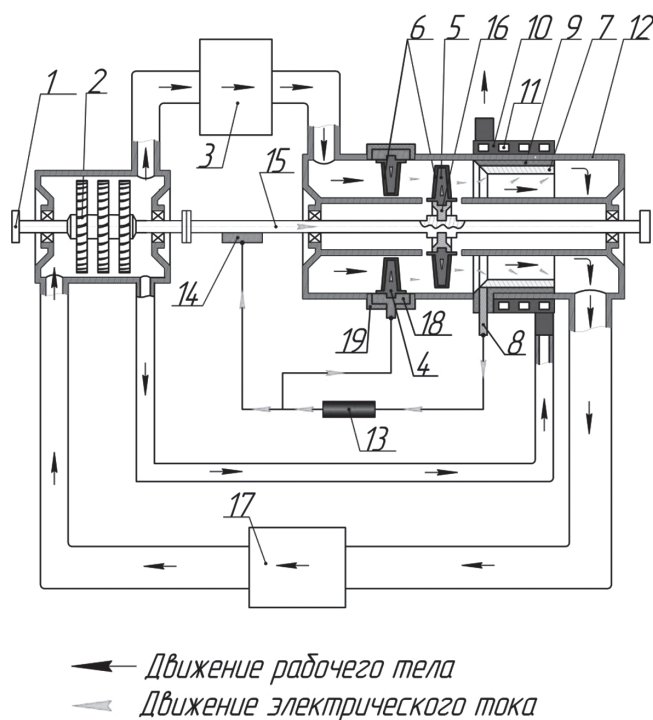


Рис. 2. Устройство охлаждения лопаток турбины на основе явления термоэлектронной эмиссии: 1 — стартер; 2 — компрессор; 3 — источник тепловой энергии; 4 — сопловые лопатки; 5 — рабочие лопатки; 6 — эмиссионный слой; 7 — анод; 8 — токовывод; 9 — электроизоляция; 10 — элемент системы охлаждения анода; 11 — каналы элемента системы охлаждения анода; 12 — корпус ГТД; 13 — потребитель электрической энергии; 14 — токосъем; 15 — вал ГТД; 16 — колесо турбины; 17 — холодильник; 18 — электроизоляция сопловых лопаток; 19 — слой электроизоляции

эмиссии и тепловых потоков электронного охлаждения [19—22].

Как видно из приведенных зависимостей, основными характеристиками материалов эмиссионных слоев является температура и РВЭ.

С точки зрения практических приложений необходимо подобрать ТЭЗС с такой работой выхода, которая бы обеспечивала заданное снижение температуры лопаток или заданное увеличение тепловой нагрузки на ЛТ. Для этого необходимо определить значения тепловых потоков электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии, которые могут быть отведены от ЛТ в процессе их функционирования. То есть при известных значениях подводимых тепловых потоков должно выполняться равенство

$$q_{РТ} = q_{ЭО} + q_{изл}. \quad (1)$$

Здесь  $q_{РТ}$  — тепловой поток со стороны рабочего тела к поверхности ЛТ, который определяется формулой Ньютона

$$q_{РТ} = \alpha(T_{РТ} - T_{ЛТ}), \quad (2)$$

где  $\alpha$  — коэффициент теплоотдачи;  $T_{РТ}$  — температура рабочего тела перед турбиной;  $T_{ЛТ}$  — допустимая температура ЛТ из существующих в настоящее время материалов (для современных ГТУ и ГД  $\alpha = 1 \div 2,5$  Вт/(м<sup>2</sup>·К) [2],  $T_{ЛТ} = 1000 \div 1100$  °С [1—12]);

$q_{изл}$  — тепловой поток излучения,

$$q_{изл} = \varepsilon\sigma T_{ЛТ}^4, \quad (3)$$

где  $\varepsilon$  — степень черноты поверхности ЛТ;  $\sigma = 5,67 \cdot 10^8$  Вт·м<sup>-2</sup>·К<sup>-4</sup> — постоянная Стефана—Больцмана;

$q_{ЭО}$  — тепловой поток электронного охлаждения [19—22],

$$q_{ЭО} = j \left( \Phi_{вых} + \frac{2kT_{ЛТ}}{e} \right), \quad (4)$$

где  $j$  — плотность тока эмиссии;  $e$  — заряд электрона;  $\Phi_{вых}$  — работа выхода электронов из металла;  $k$  — постоянная Больцмана.

Стоит отметить, что одной из технических задач настоящего исследования является обеспечение заданной работы выхода электрона с поверхности лопаток турбин в условиях взаимодействия с высокотемпературной химически агрессивной средой продуктов сгорания топливовоздушной смеси. Поэтому целесообразно ввести понятие «средней» работы выхода электронов поверхности защищае-

мой лопатки турбины  $\Phi_{ср}$ , т. е. работы выхода электронов поверхности в условиях агрессивной газовой среды (или любой другой), в которой функционируют лопатки турбин. Таким образом будет отражен комплекс физических процессов, оказывающих влияние на истинное (эффетивное) значение работы выхода электронов в заданной среде, которое будет рассчитано по значениям плотности тока эмиссии при заданной температуре лопаток турбин. Данное значение РВЭ, по-видимому, будет отличаться от работы выхода электронов в вакууме.

Выражение для расчета плотности тока эмиссии имеет вид [19—22]

$$j = A_0(1 - R)T_{ЛТ}^2 \exp\left(-\frac{e\Phi_{ср}}{kT_{ЛТ}}\right), \quad (5)$$

где  $A_0 = 120$  А/(см<sup>2</sup>·К<sup>2</sup>) — универсальная термоэмиссионная постоянная;  $R = 0.1$  — средний по энергиям коэффициент отражения. Как видно из зависимости (5), плотность тока эмиссии  $j$  и плотность теплового потока электронного охлаждения  $q_{ЭО}$  очень сильно зависят от температуры и работы выхода. Зависимость снижения температуры ЛТ при термоэлектронной эмиссии от работы выхода электронов из металла приведена на рис. 3.

С учетом рис. 3 теоретически возможное снижение температуры лопаток турбин существующих авиационных ГТД может достигнуть значения порядка 800 К. Одновременно появляется возможность существенно повысить тепловую нагрузку на ЛТ и другие высокотемпературные элементы ГТД. Дело в том, что плотность тепловых потоков электронного охлаждения определяется плотностью тока эмиссии и работой выхода электронов. При

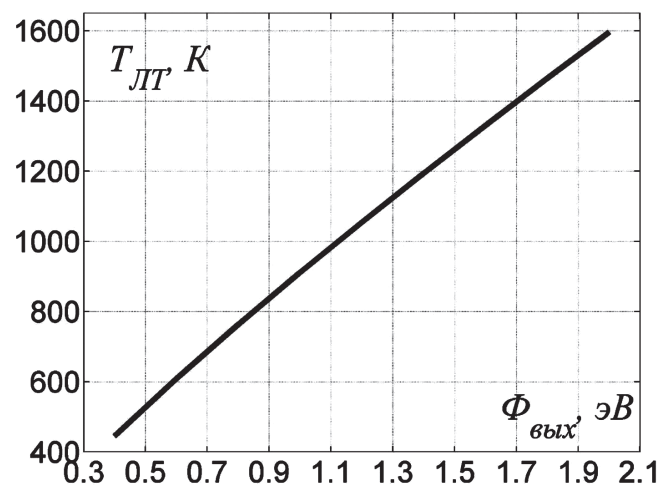


Рис. 3. Зависимость температуры ЛТ от значения работы выхода при тепловой нагрузке порядка 3 МВт/м<sup>2</sup>

более низкой работе выхода электронов возрастает плотность тока эмиссии и усиливается электронное охлаждение, а это приводит к снижению температуры, при которой электронное охлаждение уравновешивает внешний нагрев.

О принципиальных характеристиках электронного охлаждения в процессе термоэлектронной эмиссии — испускания электронов нагретым металлом — можно прочитать в [22]. Например, на с. 572 [22] приведены экспериментальные данные по термоэмиссионным свойствам металлопористого вольфрамово-бариевого термокатода ( $L$ -катод) с работой выхода электронов  $\Phi_{\text{среды}} = 1.6 \dots 1.8$  эВ. Так, при температуре в 1700 К плотность тока эмиссии составляла 300 А/см<sup>2</sup>. Образец при этом проработал 15 ч. При таком уровне токов значение электронного охлаждения при ЯТЭ составляет [19—22] величину порядка 6 МВт/м<sup>2</sup>. Для сравнения максимальные тепловые потоки к ЛТ ГТД в настоящий момент составляют величину порядка 2 МВт/м<sup>2</sup> [1—12]. Здесь же в [17] приводятся значения плотности тока эмиссии для ВаО-SrO-оксидного катода с РВЭ  $\Phi_{\text{среды}} = 1.6$  эВ, которые для 1200 К составляют 50 А/см<sup>2</sup>, а для 1300 К — порядка 200 А/см<sup>2</sup>, что соответствует тепловым потокам электронного охлаждения порядка 0.9 и 3.65 МВт/м<sup>2</sup>.

Таким образом, характеристики электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии не вызывает сомнений. Также не вызывают сомнений заявляемые характеристики ТСО в части решения задач ЭО при ЯТЭ горячих элементов тракта ГТД и ГТУ. Однако разработка методов и средств обеспечения необходимой работы выхода электронов в течение заданного времени эксплуатации газотурбинной техники и плотностей тепловых потоков электронного охлаждения представляет собой сложную техническую задачу.

Мировая новизна и работоспособность метода подтверждена патентом на изобретение №2573551 «Способ охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки» (заявка от 27.05.2014), патентом на изобретение № 2578387 «Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок» (заявка от 27.05.2014), патентом на полезную модель № 151082 (заявка от 30.05.2014). В настоящее время на экспертизе находится еще одна заявка на выдачу патента на изобретения.

При этом патент на изобретение №2573551 «Способ охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки» входит в список СТА ЛУЧШИХ ИЗОБРЕТЕНИЙ РОССИИ 2015 г., что подтверждено дипломом Роспатента.

Данную технологию можно использовать в следующих областях:

1. Авиастроение (создание и модернизация гражданских самолетов всех классов за счет применения модернизированных двигателей с повышенной характеристикой).

2. Двигателестроение (рост экономичности и основных характеристик за счет снижения нагрева лопаток турбин и повышения температуры перед турбиной).

3. Создание газотурбинных установок-преобразователей КА повышенной энергоёмкости с длительным сроком активного существования.

4. Разработка малоразмерных ГТД для перспективных объектов беспилотной летательной техники (БЛТ).

5. Создание коммерческих систем вывода на орбиту полезного груза и туристов, в том числе на основе применения возвращаемой первой ступени самолетного типа с ГТД или транспортного самолета с термоэмиссионным ГТД

Кроме того, разрабатываемая технология будет востребована в следующих областях:

1. Топливно-энергетический комплекс (ожидаемая экономия оценивается миллиардами долларов в масштабе страны) при создании объектов энергетики любых масштабов и габаритов на основе ГТУ.

2. Кораблестроение, в том числе при создании энергетических установок.

3. Нефтегазовая сфера при создании газоперерабатывающих агрегатов.

4. Разработка новых типов ГТД, а также новых видов специальной техники.

5. Разработка ГТД наземной техники, например автомобилей, мотоциклов и др., поскольку повышение КПД ГТД позволит ликвидировать основной недостаток ГТД по сравнению с бензиновыми и дизельными двигателями.

ТСО обладает следующими достоинствами:

1. Повышение температуры рабочего газа перед турбиной без увеличения количества отбираемого от компрессора воздуха (или вовсе исключение такого отбора) либо снижение максимальной температуры ЛТ по сравнению с температурой ЛТ в существующих ГТУ и ГД, что обусловлено дополнительным отводом тепловой энергии при термоэлектронной эмиссии.

2. В целом возможность обеспечить рост КПД простого цикла ГТУ и ГД как за счет возможности повышения температуры рабочего тела (газа) (см. п.1.), за счет дополнительной электрогенерации, так и благодаря отсутствию необходимости отбора воздуха от компрессора.

3. Снижение термонапряжений в лопатках за счет чувствительности термоэлектронной эмиссии к температуре. Это приводит к более интенсивному отводу тепла электронами от более нагретых поверхностей ЛТ, а изменение величины отвода тепла с ростом температуры происходит без задержек с нулевой инерцией. Это основа для увеличения ресурса.

4. В перспективе возможность исключения необходимости создания каналов охлаждения воздухом. При этом с учетом п. 3 появляется возможность создавать основные элементы ГТУ и ГД при помощи 3D-принтеров, печатающих жаропрочными металлами и сплавами.

5. Возможность диагностики теплового состояния турбины и других высокотемпературных элементов в режиме реального времени на основе измерения электротехнических параметров, зависящих от количества воспринимаемых анодом электронов термоэмиссии (см. рис. 2.).

6. Возможность модернизации производимых в стране ГТУ и ГД с повышением их ресурса за счет дополнительного охлаждения без серьезной перестройки ГТУ и ГТД.

7. Возможность создания новых видов газотурбинной техники и новых объектов энергетики и транспорта на их основе. По некоторым оценкам охлаждение при термоэлектронной эмиссии может достигать  $100 \text{ МВт/м}^2$ , в то время как ЛТ ГТУ и ГТД работают при нагреве в  $2\text{—}3 \text{ МВт/м}^2$ .

Таким образом, на основе известных данных о величине теплового эффекта электронного охлаждения при ЯТЭ, можно в перспективе получить новые типы унифицированных по многим объектам энергетики и транспорта ГТД относительно простой конструкции с высокими КПД, надёжностью, долговечностью, ремонтпригодностью, сохраняемостью, малыми сроками ремонта и технического обслуживания, без каналов охлаждения и отбора воздуха от компрессора. При этом аналогичные параметры можно получить для модернизированных на основе ТСО ГТД и ГТУ. Предполагается также, что время ремонта и техобслуживания таких ГТД будет существенно сокращено, в том числе за счет организации производства на специальных сервис-центрах шаговой доступности на основе 3D-принтеров, печатающих металлом. Это также является одним из основных требований к современным ГТД.

В данном случае возникает важный нюанс. В случае применения ТСО ЛТ, кроме технического эффекта, заключающегося в снижении температуры ЛТ, появляется возможность повысить их температуру. Дело в том, что поскольку снижаются

температурные перепады по конструкции ЛТ, следовательно, снижаются и температурные напряжения. Значит, при той же конструкции ЛТ можно увеличить их рабочую температуру без потери прочностных характеристик. Но при увеличении рабочей температуры существенно увеличиваются термоэлектронная эмиссия и электронное охлаждение. Например, если увеличить температуру ЛТ с  $1000$  до  $1050 \text{ }^\circ\text{C}$  (на  $50 \text{ }^\circ\text{C}$ ), то ЛТ смогут выдерживать тепловые потоки порядка  $700 \text{ кВт/м}^2$ . То есть при относительно небольшом увеличении температуры ЛТ можно очень существенно увеличить тепловую нагрузку на ЛТ. При средних значениях коэффициента теплоотдачи на уровне  $1,75 \text{ кВт/(м}^2 \cdot \text{ }^\circ\text{C)}$  [2] можно увеличить температуру рабочего тела до  $1450 \text{ }^\circ\text{C}$  с  $1280 \text{ }^\circ\text{C}$  при работе выхода материала ТЭЭС  $1.8 \text{ эВ}$ . Для ТЭЭС из материала с РВЭ  $1.7 \text{ эВ}$  температура рабочего тела составит величину порядка  $1850 \text{ }^\circ\text{C}$ . Данные величины обусловлены сильной зависимостью ЯТЭ от температуры и значения РВЭ материала ТЭЭС.

Стоит отметить, что авторы начали исследования в области электронного охлаждения объектов ракетно-космической техники в 2009 г. [23], что на пять лет раньше первой зарубежной публикации по данной тематике, которая вышла в США в 2014 г. [24]. Разработку ТСО ЛТ авторы начали с 2013—2014 г. [13—18]. Однако в США, хоть и с небольшим отставанием, уже начались работы в направлении обоснования применения ЯТЭ на объектах газотурбинных технологий [25]. Причем эти работы, вероятно, ведутся корпорацией Lockheed Martin, обладающей огромными финансовыми и технологическими возможностями. Определённых схем реализации явления термоэлектронной эмиссии и электронного охлаждения ЛТ ГТД в данной статье не приведено, в то время как у нас уже получены патенты на изобретения [13, 14] и полезная модель [15] на способ и устройства. В статье также говорится о высокой эффективности электронного охлаждения при ЯТЭ.

## Выводы

В БГТУ разработана концепция создания термоэмиссионных ГТД с ТСО ЛТ. Применяя ТСО, можно снизить температуру ЛТ и (или) увеличить тепловую нагрузку на них же. Также это приводит к снижению локальных и общих температурных перепадов и температурных напряжений по поверхности ЛТ и ГЭ. Данное устройство позволит одновременно увеличить надёжность, долговечность ЛТ ГТД и ГТУ и при этом повысить их КПД.

Способ и устройство запатентованы, причем патент на изобретение «Способ охлаждения лопа-

ток турбины газотурбинной установки» входит в список «100 лучших изобретений России 2015 года».

### Библиографический список

1. *Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л.* Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник для вузов. — В 5 т. — М.: Машиностроение, 2007. Т. 2. — 208 с.
2. *Трянов А.Е.* Особенности конструкции узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок: Учеб. пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2011. — 202 с.
3. *Фалалеев С.В.* Современные проблемы создания двигателей летательных аппаратов: Электронное учебное пособие. — Самара: Изд-во СГАУ, 2012. — 106 с.
4. *Нестеренко В.Г., Матушкин А.А.* Конструктивные методы совершенствования системы плёночного охлаждения рабочих лопаток турбин ВРД // Труды МАИ. 2010. № 39. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=14813>
5. *Васильев Б.Е., Магеррамова Л.А.* Формирование уравнений ползучести сплавов для расчетов кинетики напряженно-деформированного состояния высокотемпературных лопаток турбин // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 4. С. 100-108.
6. *Магеррамова Л.А., Васильев Б.Е.* Влияние ориентации монокристалла на напряженно-деформированное состояние и прочность лопаток газовых турбин // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 5. С. 89-97.
7. *Щербаков М.А., Воробьев Д.А.* Определение коэффициента теплоотдачи на пере лопатки турбины на нерасчётных режимах работы // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 3. С. 95-103.
8. *Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Земляная В.А.* Методология доводки теплонапряженных деталей газотурбинных двигателей // Труды МАИ. 2016. № 88. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=70594>
9. *Чеснова В.А.* Разработка перспективной технологии создания и теплового проектирования теплонапряженных деталей турбин авиационных газотурбинных двигателей и газотурбинных установок // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 4. С. 93-108.
10. *Мельникова Г.В., Шорр Б.Ф., Сальников А.В., Нигматуллин Р.З.* Автоматизированная динамическая оптимизация рабочих лопаток турбин газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 76-85.
11. *Данильченко В.П., Лукачев С.В., Ковылов Ю.Л., Постников А.М., Федорченко Д.Г., Цыбизов Ю.И.* Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. — Самара: Самарский научный центр РАН, 2008. — 620 с.
12. *Бабкин В.И.* Роль и место науки в инновационном развитии авиационного двигателестроения: Доклад на пленарном заседании научно-технического конгресса по двигателестроению в рамках МФД-2016 Москва, 19 апреля 2016 г. // Двигатель. 2016. № 3(105). С. 6-12.
13. *Потапов С.Д., Перепелица Д.Д.* Исследование характеристик циклической скорости роста трещин в материалах основных деталей авиационных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 1. С. 124-139.
14. *Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Чеснова В.А.* Разработка конструктивной схемы охлаждения сопловой лопатки турбины высокого давления ГТД // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2016. № 1. С. 54-58.
15. *Ланевский Т.М., Леонтьев М.К.* Методика расчёта роста трещин во вращающихся элементах газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 2. С. 121-133.
16. *Чупин П.В., Шмотин Ю.Н.* Верификация математической модели внешнего теплообмена лопатке турбины // Тепловые процессы в технике. 2010. № 4. С. 146-154.
17. *Потапов С.Д., Перепелица Д.Д.* Исследование влияния остаточных напряжений в зоне расположения трещины на скорость ее роста при циклическом нагружении // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 104-110.
18. *Наприенко С.А., Орлов М.Р.* Разрушение монокристаллических лопаток турбины наземных ГТУ // Труды ВИАМ. 2016. № 2 (38). URL:[http://viam-works.ru/ru/articles?art\\_id=919](http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=919) DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-2-3-3
19. *Колычев А.В., Керножицкий В.А.* Способ охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки. Патент RU 2573551 С2. Бюлл. №2, 20.01.2016.
20. *Колычев А.В., Керножицкий В.А.* Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Патент RU 2578387 С2. Бюлл. №9, 27.03.2016.
21. *Колычев А.В., Керножицкий В.А., Охочинский М.Н.* Устройство охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки. Патент RU 151082. Бюлл. №8, 20.03.2015.
22. *Керножицкий В.А., Колычев А.В.* Концепция создания газотурбинных установок на основе применения термоэмиссионных методов охлаждения лопаток турбины // Энергетика Татарстана. 2015. № 3. С. 16-19.
23. *Колычев А.В., Керножицкий В.А.* Термоэмиссионный метод охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических аппаратов // XL Академические чтения по космонавтике: Тезисы докладов. — М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015. С. 63-64.
24. *Ушаков Б.А., Никитин В.Д., Емельянов И.Я.* Основы термоэмиссионного преобразования энергии. — М.: Атомиздат, 1974. — 288 с.
25. *Квасников Л.А., Кайбышев В.З., Каландаришвили А.Г.* Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 2001. — 204 с.

26. Фоменко В.С. Эмиссионные свойства материалов: Справочник. — Киев: Наукова думка, 1981. — 339 с.
27. Бабичев А.П., Бабушкина П.Л., Братковский А.М. и др. Физические величины: Справочник / Под ред. И.С. Григорьева, Е.З. Мейлихова. — М.: Энергоатомиздат, 1991. — 1232 с.
28. 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.
29. Alkandry H., Hanquist K.M., 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, (Atlanta, GA). DOI: 10.2514/6.2014-2674
30. Uribarri L.A., Allen E.H. Electron Transpiration Cooling for Hot Aerospace Surfaces // 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, (Glasgow, Scotland), 2015. DOI: 10.2514/6.2015-3674

## COOLING SYSTEM OF GAS TURBINE ENGINE TURBINE BLADES MADE OF HEAT-RESISTING ALLOYS AND CONDUCTIVE CERAMICS

Kolychev A.V., Kernozhitskii V.A.\* , Levikhin A.A.\*\*

Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D.F. Ustinov,  
1, Krasnoarmeiskaya str., Saint Petersburg, 190005, Russia

\* e-mail: vakern@mail.ru

\*\* e-mail: levihin1981@gmail.com

### Abstract

The article deals with thermionic cooling system (TCS) of turbine blades (TB) and other hot elements (HE) of aircraft gas turbine engines (GTE), which consists in coating them with a layer (thermionic-protecting layer (TPL)) from heat-proof and heat-resisting material, but with a low electronic work function (EWF). When the TBs and HEs heating, electrons start leaving their surface, taking with them 2-10 MW/m<sup>2</sup> of thermal energy in exponential-like temperature dependence. It will allow increase significantly the GTE efficiency due to the temperature increase of the working gas prior to the turbine and extra thermionic transformation, as well as increase the GTE reliability and lifespan.

The thermionic cooling technique under development can be employed in aircraft building while creating power gas turbine installations-converters for the spacecraft of increased power capacity and prolonged active lifespan. It can be implemented also while developing commercial systems of putting a payload and tourists into orbit, including a spacecraft based on the reusable first stage of an aircraft type with GTE, or transport aircraft with thermionic GTE. Besides, the technology under development will be called-up for the fuel-and-power sector and shipbuilding while power plants developing, and in oil and gas sector for gas pumping units developing etc.

The TCS realization will allow increase the temperature of the working gas prior to the turbine without increasing the quantity of the air tapped off the

compressor, or increase the resource of the most thermally stressed elements of the gas turbine parts, the efficiency increase, thermal stresses reduction in blades due to the thermionic sensitivity to the temperature. It will ensure continuous diagnostics of the turbine state and other high-temperature elements in real-time mode based on electrical engineering parameters, depending on the number of thermo-emission electrons perceived by the anode, and modernize gas turbine installations and GTEs produced in Russia with their resource enhancing due to the extra cooling and without their serious reconstruction.

**Keywords:** thermionic emission, electronic cooling, thermionic cooling, turbine blades, efficiency improvement, gas turbine units, gas pumping units, technological leadership, hard-to-reach resource fields development

### References

1. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskii V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Aircraft engines and power plants design fundamentals), Moscow, Mashinostroenie, 2007. Vol. 2 — 208 p.
2. Tryanov A.E. *Osobennosti konstruktssii uzlov i sistem aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* (Aircraft engine and power plant components and systems design specifics), Samara, SGAU, 2011, 202 p.
3. Falaleev S.V. *Sovremennye problemy sozdaniya dvigatelei letatel'nykh apparatov* (Modern problems of aircraft engines development), Samara, SGAU, 2012, 106 p.

4. Nesterenko V.G., Matushkin A.A. *Trudy MAI*, 2010, no. 39, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=14813>
5. Vasil'ev B.E., Magerramova L.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 100-108.
6. Magerramova L.A., Vasil'ev B.E. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 89-97.
7. Shcherbakov M.A., Vorob'ev D.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2013, vol. 20, no. 3, pp. 95-103.
8. Vikulin A.V., Yaroslavtsev N.L., Zemlyanaya V.A. *Trudy MAI*, 2016, no. 88, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=70594>
9. Chesnova V.A. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 93-108.
10. Mel'nikova G.V., Shorr B.F., Sal'nikov A.V., Nigmatullin R.Z. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 76-85.
11. Danil'chenko V.P., Lukachev S.V., Kovylov Yu.L., Postnikov A.M., Fedorchenko D.G., Tsybizov Yu.I. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* (Aircraft gas turbine engines design), Samara, Samarskii nauchnyi tsentr RAN, 2008, 620 p.
12. Babkin V.I. *Dvigatel'*, 2016, no. 3(105), pp. 6-12.
13. Potapov S.D., Perepelitsa D.D. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2013, vol. 20, no. 1, pp. 124-139.
14. Vikulin A.V., Yaroslavtsev N.L., Chesnova V.A. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2016, no. 1, pp. 54-58.
15. Lanevskii T.M., Leont'ev M.K. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 2, pp. 121-133.
16. Chupin P.V., Shmotin Yu.N. *Teplovye protsessy v tekhnike*, 2010, no. 4, pp. 146-154.
17. Potapov S.D., Perepelitsa D.D. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 104-110.
18. Naprienko S.A., Orlov M.R. *Trudy VIAM*, 2016, no. 2 (38), available at: [http://viam-works.ru/ru/articles?art\\_id=919](http://viam-works.ru/ru/articles?art_id=919) DOI: 10.18577/2307-6046-2016-0-2-3-3
19. Kolychev A.V., Kernozhetskii V.A. *Patent RU 2573551 C2*, 20.01.2016.
20. Kolychev A.V., Kernozhetskii V.A. *Patent RU 2578387 C2*, 27.03.2016.
21. Kolychev A.V., Kernozhetskii V.A., Okhochinskii M.N. *Patent RU 151082*, 20.03.2015.
22. Kernozhetskii V.A., Kolychev A.V. *Energetika Tatarstana*, 2015, no. 3, pp. 16-19.
23. Kolychev A.V., Kernozhetskii V.A. *XL Akademicheskoe chteniya po kosmonavtike: tezisy dokladov*, Moscow, Bauman MGTU, 2015, pp. 63-64.
24. Ushakov B.A., Nikitin V.D., Emel'yanov I.Ya. *Osnovy termoemissionnogo preobrazovaniya energii* (Thermionic energy conversion fundamentals), Moscow, Atomizdat, 1974, 288 p.
25. Kvasnikov L.A., Kaibyshev V.Z., Kalandarishvili A.G. *Rabochie protsessy v termoemissionnykh preobrazovatelyakh yadernykh energeticheskikh ustanovok* (Working processes in nuclear power plants thermionic converters), Moscow, MAI, 2001, 204 p.
26. Fomenko V.S. *Emissionnye svoystva materialov* (Emission properties of materials), Kiev, Naukova dumka, 1981, 339 p.
27. Babichev A.P., Babushkina P.L., Bratkovskii A.M. *Fizicheskie velichiny* (Physical values), Moscow, Energoatomizdat, 1991, 1232 p.
28. Kolychev A.V., Kernozhetskii V.A. *Reshetnevskie chteniya*, 2009, vol. 1, no. 13, pp. 29-30.
29. Alkandry H., Hanquist K.M., Boyd I.D. Conceptual Analysis of Electron Transpiration Cooling for the Leading Edges of Hypersonic Vehicles. *11<sup>th</sup> AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA AVIATION Forum, (Atlanta, GA)*. DOI: 10.2514/6.2014-2674
30. Uribarri L.A., Allen E.H. Electron Transpiration Cooling for Hot Aerospace Surfaces. *20<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, (Glasgow, Scotland), 2015*. DOI: 10.2514/6.2015-3674