

Effect of Vane Thermal Emission Cooling on the Efficiency of the Gas Turbine Power Plant

Kolychev A.V.¹, Renev M. E.², Savelov V. A.¹, Arkhipov P. A.¹

¹ Baltic state technical University "VOENMEH", Saint Petersburg, Russian Federation,
² - Saint Petersburg State University,
 Saint Petersburg, Russian Federation

Abstract. The work is devoted to the problem of increasing efficiency of power gas turbine units (microturbines). One of ways to improve efficiency is to increase gas temperature in front of the turbine. Cooling of gas turbine elements is difficult. One of the solutions to the problem may be the method of thermal emission cooling. The purpose of this work is to estimate the potential effect of thermal emission cooling of turbine blades on efficiency. The mentioned aim is achieved by analyzing the main factors influencing the efficiency of the power gas turbine unit. Calculated estimations of thermal condition of turbine blades with thermo-emission cooling depending of electron work function and gas temperature in front of the turbine.

The most significant results of the work are the obtaining of dependence of efficiency of power gas turbine unit on the value of electron work function (thermo emission cooling) and its surface temperature. Besides, as a result of numerical estimations it was established for the first time that the blade temperature of the turbine with thermal emission cooling can reach the value of about 1000 K at the electron work function 1 eV and at the gas temperature in front of the turbine 2700 K (by 7-8 % higher than modern power gas turbines). The obtained results can be applied in practice in terms of justification of thermal emission cooling application in gas turbines. The method of thermal emission cooling can be applied in micro turbines, large power turbines, aircraft engines.

Keywords: thermal emission cooling, thermoelectronic emission, power gas turbine installations, efficiency.

DOI: 10.5281/zenodo.4316996

UDC: 629.785

Efectul răcirii cu emisii termice a paletelor asupra randamentului instalației energetice cu turbină cu gaze

Kolîcev A.V.¹, Renev M.E.², Savelov V.A.¹, Arhipov P.A.¹

¹Universitatea Tehnică de Stat Baltică "VOENMEH",

²Universitatea de Stat din Sankt Petersburg,
 Sankt Petersburg, Federația Rusă

Rezumat. Lucrarea are ca subiect problema sporirii eficienței centralelor cu turbine cu gaz, inclusiv a microturbinelor. Una dintre principalele modalități de îmbunătățire a eficienței este creșterea temperaturii gazului din fața turbinei. Răcirea elementelor microturbinelor este dificilă din cauza dimensiunilor lor geometrice reduse. Scopul lucrării constă în evaluarea efectului potențial al răcirii cu emisii termice a palelor turbinei asupra valorii randamentului. Acest obiectiv este atins prin derivarea analitică a unei noi relații care leagă eficiența, temperatura și funcția de lucru a electronilor suprafeței palelor și prin efectuarea de calcule detaliate ale stării termice a palelor turbinei cu răcire termionică pentru valorile date ale funcției de lucru a electronilor suprafeței palelor turbinei și a temperaturii gazului din fața turbinei, care determină randamentul turbinei. Cele mai semnificative rezultate ale lucrării sunt: stabilirea dependenței eficienței unei centrale cu turbină cu gaz de valoarea funcției de lucru a electronilor (răcire termionică) și de temperatura suprafeței paletei turbinei. Ca rezultat al calculului, s-a constatat că temperatura unei palete a turbinei cu răcire termionică poate atinge o valoare de ordinul 1000 K atunci când lucrul de emisie a electronilor de pe suprafeței palei turbinei este egală cu 1 eV și la o temperatură a gazului în fața turbinei de 2700 K. La această temperatură a gazului în fața turbinei, eficiența (randamentul) turbinei sporește cu 7-8%. Semnificația rezultatelor obținute constă în faptul că rezultatele obținute pot fi aplicate în practică în ceea ce privește fundamentarea utilizării răcirii termionice în turbine cu gaz și în stabilirea faptului că răcirea termionică își poate găsi aplicația în microturbine, turbine de mare putere și motoare de aeronave.

Cuvinte-cheie: răcire termionică, emisie termionică, centrale electrice cu turbină cu gaz, randament.

**О влиянии термоэмиссионного охлаждения на КПД газотурбинной энергетической установки
Колычев А.В.¹, Ренев М.Е.², Савелов В.А.¹, Архипов П.А.¹**

¹Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ», Санкт-Петербург, Российская Федерация,

²Санкт-Петербургский государственный университет,
Санкт-Петербург, Российская Федерация

Аннотация. Работа посвящена проблеме повышения КПД энергетических газотурбинных установок, в том числе микротурбин. Одним из основных способов улучшения эффективности является повышение температуры газа перед турбиной. Охлаждение элементов микротурбин затруднено из-за их малых геометрических размеров. Одним из решений проблемы может стать метод термоэмиссионного охлаждения. Цель настоящей работы – оценить потенциальное влияние термоэмиссионного охлаждения лопаток турбины на КПД. Указанная цель достигается аналитическим выводом новой зависимости, связывающей КПД, температуру и работу выхода электронов поверхности лопаток и проведением детальных расчетов теплового состояния лопаток турбин с термоэмиссионным охлаждением для заданных значений работы выхода электронов поверхности лопаток турбины и температуры газа перед турбиной, определяющей КПД. Наиболее существенными результатами работы являются: зависимость КПД энергетической газотурбинной установки от величины работы выхода электронов (термоэмиссионного охлаждения) и температуры поверхности лопатки турбины. В результате расчета установлено, что температура лопатки турбины с термоэмиссионным охлаждением может достигать величины порядка 1000 К при работе выхода электронов поверхности лопатки турбины равной 1 эВ и при температуре газа перед турбиной 2700 К. При такой температуре газа перед турбиной КПД на 7-8 % выше. Значимость полученных результатов заключается в том, что полученные результаты можно применять на практике в части обоснования применения термоэмиссионного охлаждения в газовых турбинах и в установлении того факта, что термоэмиссионное охлаждение может найти свое применение в микротурбинах, крупных энергетических турбинах, авиационных двигателях.

Ключевые слова: термоэмиссионное охлаждение, термоэлектронная эмиссия, энергетические газотурбинные установки, КПД.

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день в энергетике актуальным является разработка методов и средств, которые позволят улучшить основные характеристики энергетической газотурбинной установки (ЭГТУ): КПД, надежность, ресурс, с одновременным понижением стоимости разработки, создания, эксплуатации, технического обслуживания и др.

Одной из основных задач при создании ЭГТУ является повышение их эффективного КПД, который в настоящий момент находится на уровне 25-35% [1-3] для ЭГТУ простого цикла. Достигнуть этого предполагается, в том числе, за счет повышения температуры продуктов сгорания перед турбиной. Однако конструкции современных турбин подошли к пределу термостойкости, несмотря на применение всё более экзотических и дорогих жаропрочных материалов.

Существующие системы сложны и имеют высокую стоимость. Например, цена лопатки ЭГТУ может достигать \$10000, при том, что этих лопаток в одной ГТУ может быть до нескольких сотен. Изучаются различные схемы воздушного охлаждения [4-6], эффективность которых требует создания сложной системы каналов циркуляции воздуха в лопатках.

На сегодня существуют множество различных методов охлаждения лопаток турбин [5], основанных на движении воздуха в специальных каналах и создании пленок на внешних поверхностях. Самый простой использует только внутреннюю конвекцию без пленочного охлаждения и применяется в основном на лопатках второй или третьей ступени. Все другие методы охлаждения используют пленочное охлаждение в различной степени.

Рис. 1 схематично иллюстрирует пять наиболее распространенных типов воздушного охлаждения, которые сегодня создаются посредством литья по выплавляемым моделям.

На рис. 1 красными стрелками показано направление нагрева, черными – направление движение воздуха-охладителя. Возрастающим слева направо контуром обозначена охлаждающая пленка воздуха.

Наклонные каналы, соединяющие внутренние полости с окружающей средой на рис. 1б, 1в и 1д, увеличивает поверхность теплосъема. На рис. 1г показаны вертикальные каналы, поверхность теплосъема увеличена за счет большего количества этих каналов и более плотного их расположения.

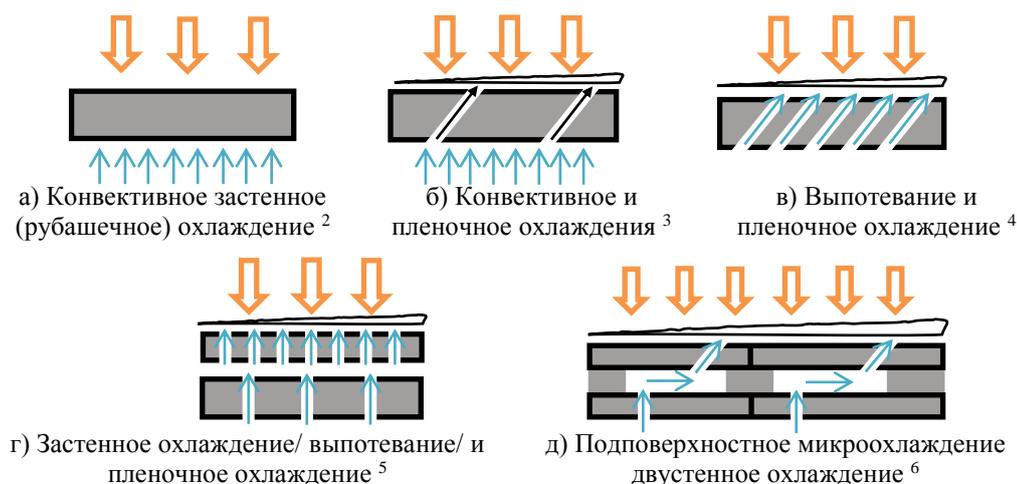


Рис. 1. Системы охлаждения лопаток современных газотурбинных установок.¹

Камеры сгорания обычно используют эффузионное охлаждение или его комбинацию с конвекционным и плёночным охлаждением, аналогично охлаждению передней кромки лопаток турбин.

Данный метод известен как двухстенное или пристенное охлаждение и помещает охлаждающие каналы внутри стенки, тем самым перемещая охлаждающее рабочее тело ближе к источнику тепла.

Другим направлением является повышение жаропрочности материалов основы лопаток турбин [7-8].

Например, в [9] описан новый сплав, названный AGAT, который имеет меньшую плотность и большую стойкость к окислению при схожих с никелевый суперсплавом CMSX-10 [7-9] прочностных свойствах.

В настоящий момент одними из самых современных сплавов являются сплавы с добавлением рения и рутения, например, TMS-238, TMS-138A, TMS-196 [10]. Однако, такие сплавы характеризуются очень высокой стоимостью.

Одним из направлений повышения стойкости лопаток турбины, выполненных из никелевых сплавов и суперсплавов, в условиях повышения температуры перед турбиной, является разработка и создание термобарьерных покрытий [14,15], например, на основе оксида алюминия (Al_2O_3) [14], оксида циркония (ZrO_2) [15,16] и др.

Перспективным направлением выглядит применение керамических материалов [11-12]. Они характеризуются высокой стойкостью к окислению и сопротивлению ползуче-

сти. Но при этом имеют проблемы, связанные с низкой трещиностойкостью.

Так, в [11] анализируется керамический материал на основе карбида кремния (SiC) усиленный боридом гафния (HfB_2) и боридом циркония (ZrB_2), а в [12] – керамика на основе борида титана (TiB_2). В [13] описывается карбидокремниевая (SiC/SiC) керамика. Достоинством данных материалов является их способность работать при высоких температурах без дополнительного охлаждения. Материалы на основе боридов [12] имеют электрическую проводимость, что теоретически позволяет организовать их термоэмиссионное охлаждение за счет специального покрытия.

Описанные выше проблемы стимулируют поиск методов охлаждения, основанных на новых в данной предметной области физических принципах, применение которых позволит произвести существенное повышение температуры газов перед турбиной, по сравнению с существующими методами.

Существуют и другие подходы к увеличению КПД ЭГТУ. Например, перспективным выглядит создание детонационных камер сгорания (КС), которые теоретически должны превосходить по КПД на 20-25 % КС обычных ЭГТУ [17-18]. Основные надежды связываются с ротационным детонационным двигателем (rotational detonation engine – RDE) [17-21]. Например, в Японии [20] испытана модель дискообразной RDE – газотурбинной установки. Проводятся эксперименты и в США [21]. Однако на сегодняшний день реализация RDE сталкивается с проблемой инициации и поддержания детонационного

горения, а также необходимостью обеспечения детонационного режима горения по всему объему КС, что пока сделать никому не удается.

Другим направлением обеспечения высокого КПД ЭГТУ является организация и поддержание горения бедных и сверхбедных топливоздушных смесей, а также смесей, в которых присутствуют различные примеси, например, водяной пар. Кроме этого, для снижения вредных выбросов окислов азота NO_x в атмосферу приходится уменьшать температуру сгорания и количество горючего в топливоздушной смеси.

Горение «трудных» топливных смесей часто приводит к возникновению аварийных ситуаций, связанных с проскоком пламени и возникновению вибрационного горения [23].

Перспективными с точки зрения инициации и поддержания горения бедных тепло-воздушных смесей являются плазменные методы [17-18, 22-35].

Среди них представляют интерес экономичные методы, основанные на подкритических стримерных СВЧ разрядах [17-18,35]. Данную технологию можно применять, как для микротурбин [35], так и для более крупных установок [17]. В [35] экспериментально получено устойчивое зажигание особо бедной топливно-воздушной смеси с концентрацией топлива меньше предела воспламенения при нормальных условиях [35].

В настоящей работе исследуется новый для газотурбинной техники метод термоэмиссионного охлаждения (ТЭО), который с одной стороны может дополнить существующие методы охлаждения (обеспечить дополнительный отвод тепла), а с другой – дополнить плазменные методы поджига и поддержания горения, для более эффективной реализации которых необходимо наличие так называемых запальных электронов. Наличие в потоке запальных электронов позволяет уменьшить время протекания процесса воспламенения и более эффективно передавать потоку энергию СВЧ-излучения. В случае же ТЭО происходит существенное повышение концентрации заряженных частиц вблизи поверхности ТЭО [17-18,35], увеличивающее тем самым количество «запальных» электронов.

Стоит также отметить, что температура современных сплавов лопаток турбин при их работе достигает величин порядка 1530 К, температура термобарьерных и защитных

покрытий – 1800 К [3]. При этом температура газа перед турбиной лучших современных ЭГТУ находится на уровне 1850-2000К. Такие температуры, как показало применение ТЭО в ускорительной технике, оптимальны для работы покрытия с низкой работой выхода электронов.

Принципиальная схема ТЭО приведена на рис. 2. На рис. 2 серым обозначен сплав - материал основы, красным – направление нагрева лопатки турбины, синим – термоэмиссионное покрытие, синими стрелками – термоэлектроны, черными стрелками – направление движения воздуха (хладагента).

При нагреве лопатки турбины с поверхности покрытия происходит термоэмиссия электронов \bar{e} , которая сопровождается эффектом охлаждения материалы основы лопатки турбины. В результате ТЭО-покрытие и материал основы (лопатка турбины) охлаждаются. Уменьшение температуры за счет ТЭО может достигать 1000° С.

Новизна метода заключается в том, что основными носителями тепла являются электроны (электронный газ), который как хладагент обладает новыми свойствами.

Электронный газ имеет более высокую подвижность, по сравнению с молекулами и атомами классических жидкостей и газов, электроны обмениваются энергией не только через столкновения, но и через электрическое поле, что позволяет им собирать тепло в объеме кристалла материала, а не по поверхности.

Небольшой размер электронов позволяет производить охлаждение тонких элементов, создание каналов охлаждения в которых очень сложно или невозможно.

Все указанные свойства позволяют получить новый технический эффект снижения температуры и температурных напряжений элементов газотурбинных установок без необходимости создания специальных каналов охлаждения.

Кроме того, ТЭО может дополнить существующие методы охлаждения, потому как пути движения термоэлектронов находятся в самой структуре материала лопатки турбины.

Стоит также добавить, что появляется возможность проводить диагностику нагрева как всей лопатки, так и наиболее ее важных участков (например, в областях передней и задней кромок) по току термоэмиссии. Чем выше нагрев, тем выше ток.

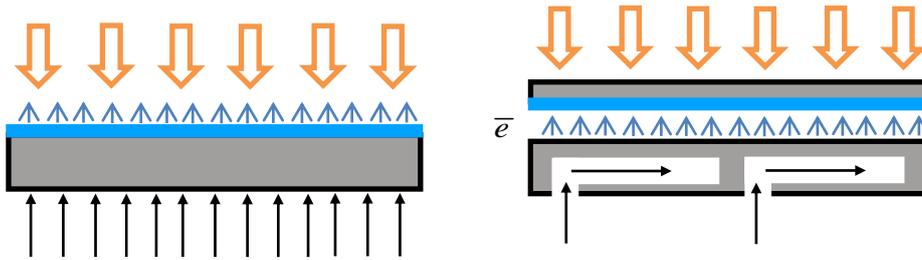


Рис. 2. Схема реализации термоэмиссионного охлаждения лопаток современных газотурбинных установок.⁷

МОДЕЛИ И МЕТОДЫ

Основное отличие настоящей работы от известных публикаций заключается в том, что впервые учтено термоэмиссионное охлаждение поверхности лопатки турбины при очень низких значениях работы выхода электрона.

Эффективный КПД ЭГТУ напрямую зависит от температуры газа перед турбиной. В общем случае он выражается через коэффициент полезной работы ϕ и термический КПД $\eta_{ГТУ}$ следующей зависимостью:

$$\eta_s = \phi \cdot \eta_{ГТУ} \quad (1)$$

где η_s – эффективный КПД ЭГТУ, $\phi = 1 - \tau \pi^m$ – коэффициент полезной работы, $\eta_{ГТУ} = 1 - 1/\pi^m$ – термический КПД, $\tau = T_1/T_2$, $\pi = p_2/p_1$ – степень повышения давления, p_2 – давление на выходе из компрессора, p_1 – давление на входе компрессора, T_2 – температура в камере сгорания (перед турбиной), T_1 – температура на входе ЭГТУ, $m = (\gamma - 1)/\gamma$, γ -показатель адиабаты как физический параметр газа [2].

Тогда эффективный КПД будет равен:

$$\eta_s = (1 - \tau \pi^m) \cdot (1 - 1/\pi^m) \quad (2)$$

Для современных ЭГТУ $\pi = 20-50$, а $m = 0.25$ для $k = 1.33$, $T_1 = 300$ К. Тогда принимая $\pi = 35$ выражение (2) сильно упрощается:

$$\eta_s = (1 - \tau \pi^m) \cdot (1 - 1/\pi^m) = 0.58 - 423/T_2 \quad (3)$$

Как видно из рис. 3, эффективный КПД простого цикла современных ЭГТУ находится на уровне 34-36 %, но рост температуры газа перед турбиной до 2700 К позволит увеличить эффективный КПД до уровня 43-44% Это на 8 % выше лучших современных образцов.

Для проведения численных оценок теплового состояния лопаток турбины с ТЭО принимались следующие допущения:

- весь ток термоэмиссии проходит в плазму рабочего газа;
- в тепловом балансе учитываются только ТЭО, излучение, нагрев проходящим электрическим током и нагрев со стороны потока рабочего газа.

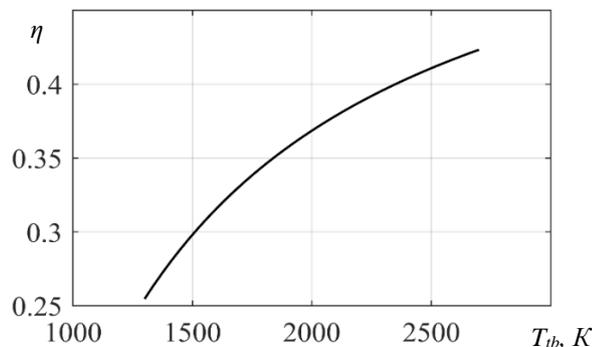


Рис. 3. Зависимость эффективного КПД от температуры газа для современных газотурбинных установок.⁸

^{7,8} Appendix 1

- отсутствует разрушение покрытия под действием механических и термических нагрузок, т.е. покрытие считается абсолютно прочным.
- лопатка внутри сплошная без специальных каналов охлаждения (данное допущение напрямую справедливо для микротурбин);
- поверхность покрытия имеет постоянное значение работы выхода электронов;
- ТЭО происходит только с внешней поверхности лопатки турбины

Уравнение теплового баланса на лопатке турбины в общем виде выглядит следующим образом:

$$q_{gas} = q_{TEEC} + q_{rad} \quad (4)$$

где q_{gas} , q_{TEEC} , q_{rad} - нагрев газом, термоэмиссионное охлаждение и охлаждение излучением.

Термоэмиссионное охлаждение вычисляется по следующей зависимости:

$$q_{TEEC} = j \left(\Phi + \frac{2kT_{tb}}{e} \right) \quad (5)$$

где e - заряд электрона, $1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл; Φ - общая работа выхода электронов эмиссионного слоя, эВ; T_{tb} - температура лопатки турбины, К; j - плотность тока эмиссии, А/м²; k - постоянная Больцмана, $1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К.

Плотность тока термоэмиссии подсчитывается по закону Ричардсона-Дешмана [42]:

$$j = A_0 (1-R) \exp \left(\frac{-11600 \cdot \Phi}{T_{tb}} \right) \quad (6)$$

где $T_{cc} = T_3 = 120 \cdot 10^4$ А/(м²·К²) - универсальная термоэмиссионная постоянная; $R = 0,1$ - средний по энергиям коэффициент отражения.

$$q_{gas} = \alpha \cdot (T_{cc} - T_{tb}), \quad (7)$$

где A_0 - температура газа перед турбиной, α - коэффициент теплоотдачи. При этом величина отвода тепла излучением составляет:

$$q_{rad} = \varepsilon \sigma T_{tb}^4 \quad (8)$$

где ε - степень черноты поверхности ТЭО-покрытия, $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К⁴) - постоянная Стефана - Больцмана. Тогда эффективный те КПД газовой турбины может быть рассчитан по следующей зависимости:

$$\eta_{\varepsilon} = 0,58 - \frac{A}{f(\Phi, T_{tb})}$$

$$f(\Phi, T_{tb}) = B \cdot f_1(\Phi, T_{tb}) + C \cdot T_{tb}^4 + D \cdot T_{tb} \quad (9)$$

$$f_1(\Phi, T_{tb}) = T_{tb}^2 \cdot \Phi \cdot \exp \left(\frac{-11600 \cdot \Phi}{T_{tb}} \right)$$

где $A = 423 \cdot \alpha = 1,7 \cdot 10^6$, $B = 140,4 \cdot 10^4$, $C = 2,84 \cdot 10^{-8}$, $D = \alpha = 4000 - 5000$.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЯ

На рис. 4 представлен график зависимости эффективного КПД ЭГТУ от температуры лопатки турбины и работы выхода электрона. При помощи выражения (9) можно определить эффективный КПД ЭГТУ, задавшись температурой лопатки и величиной работы выхода электронов. Данное выражение интересно тем, что КПД привязывается к температуре лопатки турбины и к работе выхода электронов, которые косвенно указывают на температуру перед турбиной. По-видимому, данное выражение можно применять до значений $\eta_{\varepsilon} = 43 - 44$ %. Далее для более детального определения температурных характеристик, получаемых в результате применения ТЭО, были произведены дополнительные расчеты.

Профиль лопатки турбины (представлен на рис. 5) и распределение коэффициента теплоотдачи по ободу (рис. 6) брались из [36]. Причем коэффициент теплоотдачи был преобразован с учетом того, что лопатка в расчетах сплошная, а в [36] - с каналами охлаждения и открытой кромкой, через которую выходит воздух.

На рис. 10 показано распределение температуры по поверхности лопатки с ТЭО. Представлены кривые распределения температуры лопатки турбины для трех различных температур газа перед турбиной: 1800 К (сплошные кривые), 2000 К (пунктирные кривые), 2700 К (кривая точками). Данные температуры характерны для современных и перспективных газовых турбин.

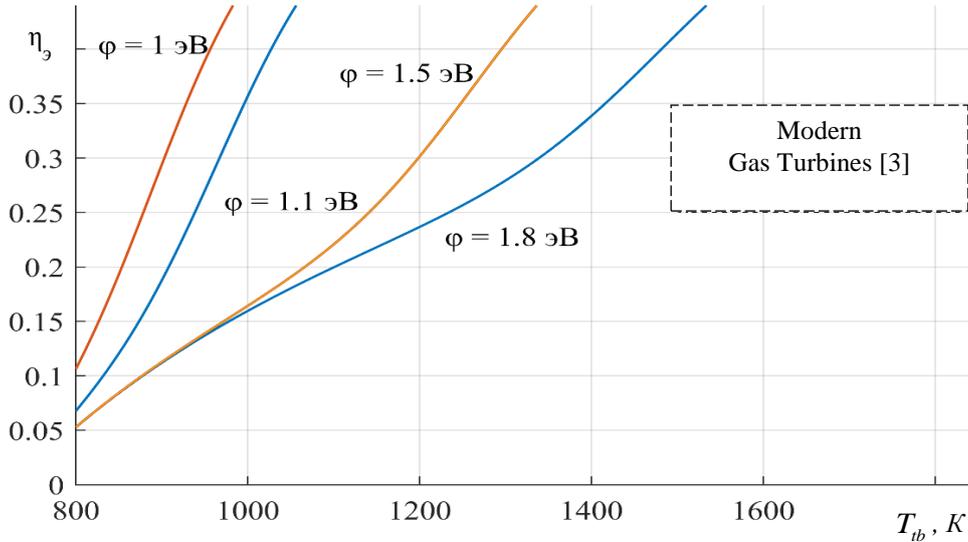


Рис. 4. График зависимости эффективного КПД от температуры лопатки турбины T_{ib} при различных значениях работы выхода электронов ϕ .⁹

Решалось трехмерное нестационарное уравнение теплопроводности с граничными условиями второго рода (5) – (8) и с источниками объемного тепловыделения (нагрев проходящим электрическим током). Результаты представлены на рис. 7 – 10.

На рис. 7 цифрой 1 обозначена температура сплошной лопатки турбины без ТЭО, цифрой 2, 3, 4 сплошные линии зависимости тем-

пературы лопатки турбины с ТЭО и с работами выхода электронов 1.8 (2), 1.5 (3) и 1.0 (4) эВ и без учета нагрева проходящим по лопатке турбины током. Пунктирные линии 5, 6 и 7 обозначают температуру лопатки турбины с ТЭО с работами выхода электронов 1.8 (5), 1.5 (6) и 1.0 (7) эВ соответственно и с учетом нагрева проходящим током.

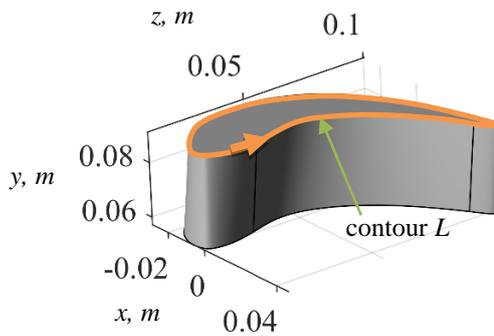


Рис. 5. Расчетная область – лопатка турбины.¹⁰

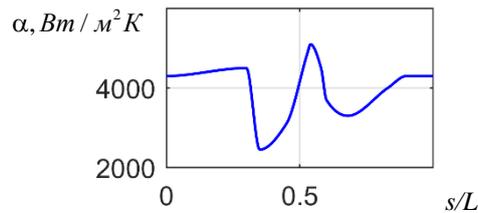


Рис. 6. Изменение коэффициента теплоотдачи α по длине контура L лопатки турбины.¹¹

^{9,10,11} Appendix 1

На рис. 8 (I) представлен суммарный ток термоэмиссии, который поступает в лопатку с нижней ее части. Как видно из рис. 8, чем ниже работа выхода электронов, тем выше суммарный ток, но и выше охлаждение. Однако, чем ниже работа выхода электронов,

тем выше становится нагрев лопатки проходящим током и, следовательно, уменьшается различие между температурами лопаток турбины для различных работ выхода электронов, что можно заметить на рис. 8 для работы выхода электронов 1 эВ и 1.5 эВ.

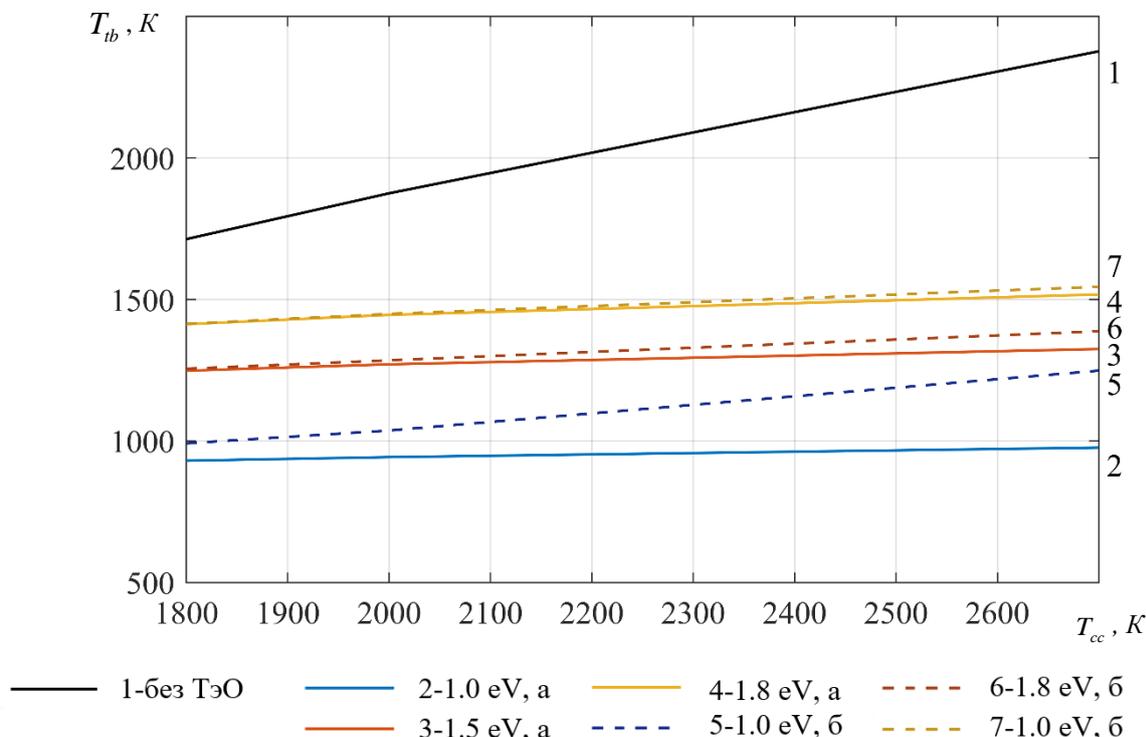


Рис. 7. График зависимости температуры лопатки турбины от температуры камере сгорания: контрольный случай без термоэмиссионного охлаждения и с охлаждением. Первое число в легенде – работа выхода, второе – без нагрева электрическим током (а), с электрическим током (б).¹²

На рис. 9 изображены кривые распределения температуры по поверхности сплошной лопатки турбины в случае отсутствия ТЭО. Кривая 1 соответствует температуре газа перед турбиной в 2700 К, кривая 2 – 2000 К, кривая 3 – 1800 К. На рис. 9 также отмечен максимальный перепад температур по контуру лопатки турбины, который в данном случае составляет 110 К.

На рис. 10 показано распределение температуры по поверхности лопатки с ТЭО. Представлены кривые распределения температуры лопатки турбины для трех различных температур газа перед турбиной: 1800 К (сплошные кривые), 2000 К (пунктирные кривые), 2700 К (кривая точками). Максимальный перепад температур по контуру лопатки турбины в данном случае находится на уровне 50-60 К.

Из графиков рис. 7-10 можно сделать следующие промежуточные выводы.

Температура лопатки турбины при наличии одного только излучения находится на уровне порядка 2300 К при температуре рабочего тела 2700 К, что является неприемлемым с точки зрения существующих материалов.

При наличии ТЭО температура лопатки турбины существенно уменьшается и зависит от величины работы выхода электронов.

Суммарный ток, создаваемый термоэлектронами, достигает величины 3500 А с одной лопатки. Как видно из рис. 9 и 10 максимальные температурные перепады ΔT при ТЭО уменьшаются с 110 до 60 К. В целом это означает уменьшение на 40-45 % температурных напряжений в лопатке, которые могут достигать половины все напряжений, возникающих в ней. Таким образом, применение ТЭО может привести к уменьшению не только температуры, но и суммарных напряжений на 20%. Такое падение напряжений может

¹² Appendix 1

привести к росту ресурса почти на порядок [39], а это может повлиять на суммарный

объем работы (и прибыли), проведенный одной газовой турбиной

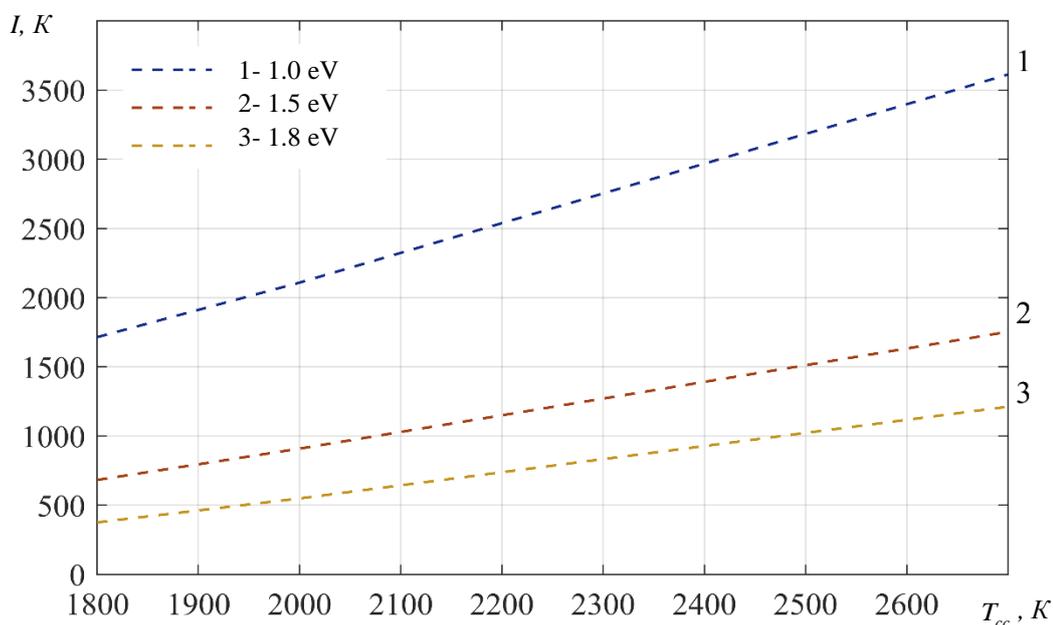


Рис. 8. Ток термоэмиссии при термоэмиссионном охлаждении лопатки турбины.¹³

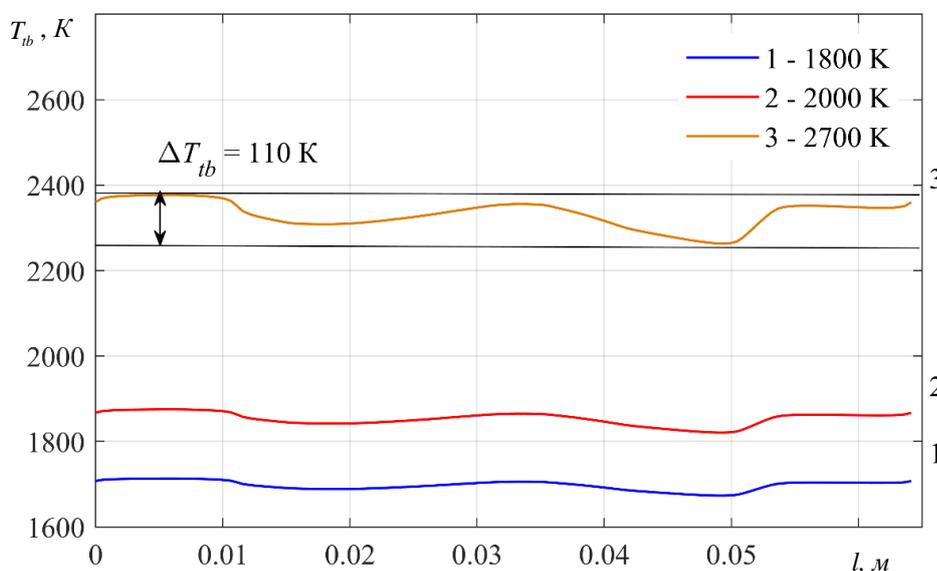


Рис. 9. Распределения температур по нижнему контуру лопатки турбины без термоэмиссионного охлаждения.¹⁴

III. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выявлен ряд интересных закономерностей, характерных для применения ТЭО лопатки турбины.

ТЭО позволяет получить низкую температуру лопатки турбин при существенной тем-

пературе газа перед турбиной (до 2700 К). Это позволит применять существующие сплавы в ЭГТУ при росте КПД на 8-10% по сравнению с существующими ЭГТУ. В целом это означает уменьшение на 40-45 % температурных напряжений в лопатке, которые

могут достигать половины все напряжений, возникающих в ней.

Отмечено существенное уменьшение температуры лопатки турбины без каналов охлаждения микротурбин, в которых охлаждение лопаток (из-за размеров) достаточно проблематично.

ждения по сравнению со случаем отсутствия ТЭО. Это позволит решить проблему

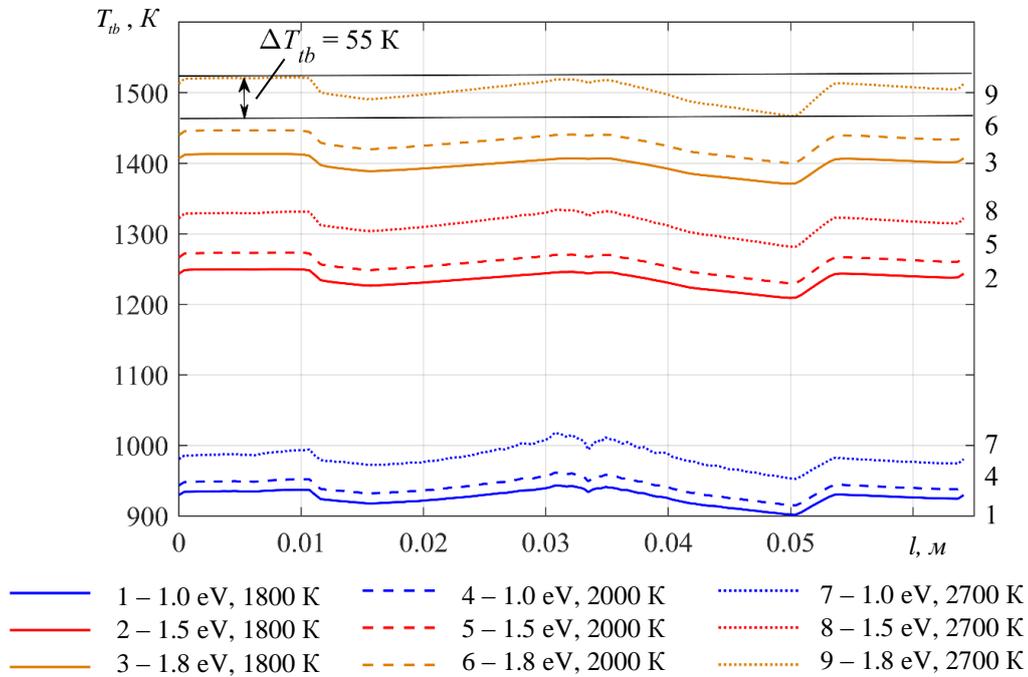


Рис. 10. Распределения температур по нижнему контуру лопатки турбины с термоэмиссионным охлаждением.¹⁵

Температура лопатки турбины при температуре газа перед турбиной 2700 К может достигать величины 1000-1200 К при работе выхода электронов порядка 1 эВ, что намного меньше, чем температура современных лопаток турбины при существенно более низких температурах в камере сгорания (1800-2000 К).

При применении ТЭО уменьшается не только температура, но температурные напряжения, вплоть до 40 %. Метод термоэмиссионного охлаждения может найти свое применение в микротурбинах, крупных энергетических турбинах, авиационных двигателях. Особенно перспективным выглядит вариант применение ТЭО в составе газотурбинного преобразователя транспортно-энергетического модуля. В этих условиях создаются благоприятная среда для ТЭО и имеет смысл направить избыточное тепло на улучшение этой среды в части ТЭО.

Благодарность. Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки

и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего.», № FZWF-2020-0015.

APPENDIX 1 (ПРИЛОЖЕНИЕ 1)

¹Fig. 1. The cooling vanes of modern gas turbines.

²Convective wall cooling

³Convective and film cooling

⁴Exudation and film cooling

⁵Wall cooling/exudation/ and film cooling

⁶Subsurface microcooling double wall cooling

⁷**Fig. 2.** The scheme of realization of the thermionic cooling vanes of modern gas turbines.

⁸**Fig. 3.** The dependence of the effective efficiency of gas temperature for a modern gas turbine plants.

¹¹**Fig. 6.** The change of the heat transfer coefficient α along the length of contour L of the turbine blade.

¹²**Fig. 7.** Graph of the dependence of the turbine blade temperature on the temperature of the combustion chamber: control case without thermal emission cooling and with cooling. The first number in the legend is the work function, the second – without electric heating (a) with electric current (b).

¹³**Fig. 8.** Current of thermal emission when the thermionic cooling of turbine blades.

¹⁴**Fig. 9.** The temperature distribution along the lower contour of the turbine blade without thermionic cooling.

¹⁵**Fig. 10.** The temperature distribution along the lower contour of the turbine blade with a thermionic cooling.

⁹**Fig. 4.** Graph of effective efficiency to the temperature of the blades of the turbine T_{th} for different values of the work function of electron ϕ .

¹⁰**Fig. 5.** Analysis area – the turbine blade.

ЛИТЕРАТУРА (REFERENCES)

1. Nourin F., Amano R. S. Review of Gas Turbine Internal Cooling Improvement Technology //Journal of Energy Resources Technology. – 2020. – C. 1-22.
2. Sahin V. V. Ustrojstvo i dejstvie energeticheskikh ob"ektov [Device and action of power installations]. Sankt-Peterburg, 2008. 195 p.
3. Bunker R. S. Evolution of turbine cooling //Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – American Society of Mechanical Engineers, 2017. – T. 50770. – C. V001T51A001.
4. Shiau, C. C., Chen, A. F., Han, J. C., & Krewinkel, R. (2019, June). Detailed Heat Transfer Coefficient Measurements on a Scaled Realistic Turbine Blade Internal Cooling System. In Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air (Vol. 58646, p. V05AT16A001). American Society of Mechanical Engineers.
5. Wang, J., Du, C., Wu, F., Li, L., & Fan, X. (2019). Investigation of the vortex cooling flow and heat transfer behavior in variable cross-section vortex chambers for gas turbine blade leading edge. International Communications in Heat and Mass Transfer, 108, 104301.
6. Fan, X., Li, L., Zou, J., & Zhou, Y. (2019). Cooling methods for gas turbine blade leading edge: Comparative study on impingement cooling, vortex cooling and double vortex cooling. International Communications in Heat and Mass Transfer, 100, 133-145.
7. Wang R., Zhang B., Hu D., Jiang K., Liu H., Mao J., Jing F. & Hao X. (2019). Thermomechanical fatigue experiment and failure analysis on a nickel-based superalloy turbine blade. Engineering Failure Analysis, 102, 35-45.
8. Wee S., Do J., Kim K., Lee C., Seok C., Choi B. G., Choi Y.S. & Kim W. (2020). Review on Mechanical Thermal Properties of Superalloys and Thermal Barrier Coating Used in Gas Turbines. Applied Sciences, 10(16), 5476.
9. Rame J., Caron P., Locq, D., Lavigne O., Suave L. M., Jaquet V., Perrut M., Delautre J., Saboundji A. & Guedou, J. Y. (2020). Development of AGAT, a Third-Generation Nickel-Based Superalloy for Single Crystal Turbine Blade Applications. In Superalloys 2020 (pp. 31-40). Springer, Cham.
10. Sulzer, S., Hasselqvist, M., Murakami, H., Bagot, P., Moody, M., & Reed, R. (2020). The Effects of Chemistry Variations in New Nickel-Based Superalloys for Industrial Gas Turbine Applications. Metallurgical and Materials Transactions A, 51(9), 4902-4921.
11. Vaferi, K., Vajdi, M., Nekahi, S., Nekahi, S., Moghanlou, F. S., Asl, M. S., & Mohammadi, M. (2020). Thermo-mechanical simulation of ultrahigh temperature ceramic composites as alternative materials for gas turbine stator blades. Ceramics International.
12. Liu Z., Karimi I. A., He T. A novel inlet air cooling system based on liquefied natural gas cold energy utilization for improving power plant performance //Energy Conversion and Management. – 2019. – T. 187. – C. 41-52.
13. Boyle R. J., Parikh A. H., Nagpal V. K. Design Considerations for Ceramic Ma-

- trix Composite High Pressure Turbine Blades //Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – American Society of Mechanical Engineers, 2019. – T. 58677. – C. V006T02A014.
14. Zhang X., Deng Z., Li H., Mao J., Deng C., Deng C., Niu S., Chen W., Song J., Fan J., Liu M., Zhou K. & Liu, M. (2020). Al₂O₃-modified PS-PVD 7YSZ thermal barrier coatings for advanced gas-turbine engines. *npj Materials Degradation*, 4(1), 1-6.
 15. Thakare, J. G., Pandey, C., Mahapatra, M. M., & Mulik, R. S. (2020). Thermal barrier coatings—a state of the art review. *Metals and Materials International*, 1-22.
 16. Dudnik, E. V., Lakiza, S. N., Hrechanyuk, I. N., Ruban, A. K., Redko, V. P., Marek, I. O., ... & Hrechanyuk, N. I. (2020). Thermal Barrier Coatings Based on ZrO₂ Solid Solutions. *Powder Metallurgy and Metal Ceramics*, 59(3), 179-200.
 17. Bulat P.V., Denissenko P.V., Volkov K.N. Trends in the development of detonation engines for high-speed aerospace aircrafts and the problem of triple configurations of shock waves. Part I. Research of detonation engines. *Scientific and Technical Journal of Information Technologies, Mechanics and Optics*, 2016, vol. 16, no. 1, pp. 1–21.
 18. Bulat, P. V., & Volkov, K. N. (2016). Detonation Jet Engine. Part 2 Construction Features. *International Journal of Environmental and Science Education*, 11(12), 5020-5033.
 19. Ma, J. Z., Zhang, S., Luan, M., & Wang, J. (2019). Experimental investigation on delay time phenomenon in rotating detonation engine. *Aerospace Science and Technology*, 88, 395-404.
 20. Higashi, J., Nakagami, S., Matsuoka, K., Kasahara, J., Matsuo, A., Funaki, I., & Moriai, H. (2017). Experimental study of the disk-shaped rotating detonation turbine engine. In *55th AIAA aerospace sciences meeting* (p. 1286).
 21. Paxson D. E., Naples A. Numerical and analytical assessment of a coupled rotating detonation engine and turbine experiment //55th AIAA Aerospace Sciences Meeting. – 2017. – C. 1746-
 22. Kim W., Cohen J. Plasma-assisted combustor dynamics control at realistic gas turbine conditions //Combustion Science and Technology. – 2019. – C. 1-20.
 23. Matveev I. B., Serbin S. I., Washchilenko N. V. New combined-cycle gas turbine system for plasma-assisted disposal of sewage sludge //IEEE Transactions on Plasma Science. – 2017. – T. 45. – №. 12. – C. 3100-3104.
 24. Deminskii M. A., Konina K. M., Potapkin B. V. Influence analysis of electronically and vibrationally excited particles on the ignition of methane and hydrogen under the conditions of a gas turbine engine //Journal of Physics D: Applied Physics. – 2018. – T. 51. – №. 12. – C. 125201.
 25. Campo F. G., Heebner J. Development of a Plasma Assisted Lean Premixed Fuel Injector for Gas Turbine Engines //10th International Conference on Plasma Assisted Technologies (ICPAT-10). – 2016. – C. 24.
 26. Mousavi M. A. Gas Turbine Combustion Chamber Analysis with Regard to the Effects of the Plasma Space. – 2017.
 27. Liu S. et al. Experimental and Numerical Investigations of Plasma Ignition Characteristics in Gas Turbine Combustors //Energies. – 2019. – T. 12. – №. 8. – C. 1511.
 28. Kim, G. T., Seo, B. H., Lee, W. J., Park, J., Kim, M. K., & Lee, S. M. (2017). Effects of applying non-thermal plasma on combustion stability and emissions of NO_x and CO in a model gas turbine combustor. *Fuel*, 194, 321-328.
 29. Kim W., Cohen J. Plasma-assisted combustor dynamics control at ambient and realistic gas turbine conditions //Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air. – American Society of Mechanical Engineers, 2017. – T. 50848. – C. V04AT04A037.
 30. Serbin S. I., Kozlovskiy A. V., Burunsuz K. S. Investigations of nonstationary processes in low emissive gas turbine combustor with plasma assistance //IEEE Transactions on Plasma Science. – 2016. – T. 44. – №. 12. – C. 2960-2964.
 31. Drovov, V. G., Drovov, V. V., Ivanov, N. A., Myrishenko, V. V., Skudaev, Y. D., & Hodunaev, A. Y. (2019, June). Development of microwave plasma method for measurement of wear particle parameters in lubricant oil samples from aircraft gas

- turbine engines. In IOP Conference Series: Materials Science and Engineering (Vol. 560, No. 1, p. 012059). IOP Publishing.
32. Jagannath, R. R. (2019). Development of Plasma Assisted Ignition for Wave Rotor Combustion Turbine (Doctoral dissertation, Purdue University Graduate School).
 33. P. Denissenko, M. P. Bulat, I. I. Esakov, L. P. Grachev, K. N. Volkov, I. A. Volobuev, V. Upyrev, P. V. Bulat (2018). Ignition of lean and stoichiometric air-propane mixture with a subcritical microwave streamer discharge. Acta Astronautica, 150, 153-161.
 34. Denissenko P.M., Bulat M. P., Esakov I. I., Grachev, L. P. Volkov, K. N. Volobuev, I. A., Bulat, P. V. (2019). Ignition of premixed air/fuel mixtures by microwave streamer discharge. Combustion and Flame, 202, 417-422.
 35. Bulat Pavel, V., Esakov Igor, I., Grachev Lev, P., Denissenko Petr, V., & Volobuev Igor, A. (2017). On flame front propagation rate in cylindrical tube with multipoint ignition by streamer microwave discharge. Journal Scientific and Technical Of Information Technologies, Mechanics and Optics, 111(5), 956.
 36. Pashaev, A. M., Sadihov, R. A., Samedov, A. S., & Ardil, C. (2018). Numerical Modeling of Temperature Fields in Aviation Gas Turbine Elements. International Journal of Mechanical and Mechatronics Engineering, 9(11), 2039-2046.
 37. Maktouf, W., Ammar, K., Naceur, I. B., & Saï, K. (2016). Multiaxial high-cycle fatigue criteria and life prediction: Application to gas turbine blade. International Journal of Fatigue, 92, 25-35.

Сведения об авторах



Колычев Алексей Васильевич.

Кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетостроение» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Область научных интересов: термоэмиссионное охлаждение, физика плазмы, энергетика.

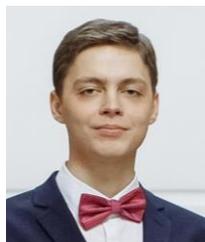
E-mail: anturui@mail.ru



Ренев Максим Евгеньевич.

Аспирант СПбГУ. Область научных интересов: физика плазмы, СВЧ разряды.

E-mail: merenev@mail.ru



Савелов Виталий Андреевич.

Магистрант БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Область научных интересов: плазмагазодинамика, горение, моделирование

E-mail: savel96@mail.ru



Архипов Павел Александрович.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Область научных интересов: энергодвигательные установки летательных аппаратов, энергетика.

E-mail:

arkhipov.voenmeh@gmail.com