РЕЗУЛЬТАТЫ ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕРМОЭМИССИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ТУРБОМАШИННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. В. Колычев ✉, **В. А. Керножицкий**, **А. М. Федоров**

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация*

Настоящая статья посвящена термоэмиссионному охлаждению турбомашинных преобразователей космических аппаратов. Разработка защищена патентами на изобретения и полезные модели. Причем патент на изобретение №2573551 входит в список «Сто лучших изобретений России» за 2015 год. Разработана экспериментальная установка, на которой проведены первичные экспериментальные исследования с использованием тепловизора. В ходе тепловизионных исследований зафиксировано наличие теплового эффекта (охлаждения или нагрева). В качестве образцов применялись вольфрамовые электроды из лантанированного вольфрама диаметром 1 мм и длиной 175 мм, вольфрамовые электроды с обработкой (ионной имплантацией лантана и церия с дозами 10^{16} 1/см²), проволока ХН78Т диаметром 1 мм, образцы из боридной керамики, пластинки и стержни из 20Х25Н20С2. Так, для вольфрамовых электродов из лантанированного вольфрама без обработки преобладает снижение температуры на 10–30 °С, для проволоки ХН78Т преобладает повышение температуры в среднем также на 10–30 °С в аналогичных условиях. На лантанированном вольфраме с обработкой стабильно наблюдалось снижение температуры на 45–55 °С, единожды зафиксировано снижение на 91 °С. Для образцов из гексаборида лантана (LaB₆) фиксировалось повышение температуры. Предложен ряд гипотез, объясняющих наблюдаемый высокий эффект термоэмиссионного (термополевого) охлаждения. Однако, для доказательства (или опровержения) необходимо проведение высокоточных измерений химического состава поверхности всех испытанных и неиспытанных образцов.

Ключевые слова: термоэмиссионное охлаждение, турбомашинный преобразователь, космический аппарат.

Введение

Одним из основных направлений повышения экономичности и снижения габаритов турбомашинных преобразователей (ТП) является увеличение температуры рабочего газа перед турбиной [1–12]. Для этого необходимо совершенствование методов охлаждения элементов ТП, например, лопаток турбин (ЛТ), что достаточно проблематично осуществить применительно к космическому аппарату (КА). С другой стороны, термоэмиссионное охлаждение (ТО) может достигать 700–800 °С на других устройствах (сварочные электроды, термоэмиссионные преобразователи) [13–16].

Поэтому актуальным является разработка ТО ЛТ ТП [17–22]. Для обеспечения ТО ЛТ предполагается нанести на ЛТ специальное термоэмиссионное покрытие, либо разработать керамический материал/сплав с высокой эмиссией электронов при нагреве.

В случае нагрева в рабочих условиях [17–22] с поверхности ЛТ с покрытием начнут выходить «горячие» электроны, забирая с собой тепло. ЛТ в данном случае являются катодом. Таким образом, электронами отводится тепло, что способствует поддержанию температуры ЛТ на уровне, обеспечивающим длительную их эксплуатацию. За турбиной располагают элемент анод, электрически последовательно через источник напряжения связанный с катодом. Анод воспринимает «горячие» электроны эмиссии из потока рабочего тела. Попадая на анод, горячие электроны релаксируют на

✉ vakern@mail.ru

© Колычев А. В., Керножицкий В. А.,
Федоров А. М., 2019

его кристаллической решетке, т. е. охлаждаются. При помощи источника напряжения «остывшие» электроны попадают на катод и цикл охлаждения повторяется заново. Смысл заключается в том, что тепло с трудно охлаждаемых ЛТ «размазывается» по аноду, отвести тепло от которого менее проблематично, чем от ЛТ.

Таким образом, обеспечив определенную работу выхода электрона с ЛТ и компенсацию пространственного заряда (плазма или поле) [23], можно обеспечить охлаждение ЛТ ТП без применения специальных систем и каналов охлаждения. Это существенно упрощает конструкцию ТП, повышает надежность и ресурс ТП и КА в целом.

Мировая новизна и работоспособность метода подтверждена патентами, один из которых входит в список «Сто лучших изобретений России» за 2015 год, что подтверждено дипломом Роспатента. По данной тематике в США опубликована одна статья и один патент [24; 25].

В рамках инициативных работ была разработана и создана небольшая экспериментальная установка для проведения первичных экспериментальных исследований.

1. Краткое описание экспериментальной установки

Актуальный облик и схема разработанной и созданной экспериментальной установки (названной ЛО-4) представлены на рис. 1.

Рис. 1. Схема установки ЛО-4:

- 1 – катод; 2 – анод; 3 – источник напряжения;
- 4 – трансформатор, 5 – ЛАТР; 6 – устройство контактного нагрева; 7 – источник рабочего тела;
- 8 – канал движения рабочего тела (из шамотных кирпичей с рабочей температурой 1300 °С);
- 9 – регулятор тока нагрева; 10, 11 – амперметры;
- 12 – тепловизор; К1, К2, К3, К4 – контролируемые параметры

ЛО-4 работает следующим образом. При движении рабочего тела происходит нагрев катода и анода. В результате с прогретой поверхности катода начинают выходить горячие электроны, и за счет разности потенциалов в частично ионизированном рабочем теле (продукты горения пропана) вышедшие электроны переходят на анод. В результате в цепи фиксируется ток. Нагрев катода дополнительно производится за счет протекания по нему электрического тока с силой в 35 А.

2. Тепловизионные исследования

Для получения дополнительной информации и для предварительного ознакомления с особенностями тепловизионных исследований было решено за счет собственных средств провести тепловизионное исследование теплового состояния имеющихся образцов. Для этого были оплачены услуги по проведению тепловизионных исследований с компетентным специалистом в этой области и с тепловизором, откалиброванным на максимальную температуру 1200 °С.

В случае тепловизионных измерений существует множество нюансов восприятия матрицей тепловизора теплового (ИК) излучения, связанных с движением рабочего тела. В данном случае газ с высокой температурой тоже излучает в ИК-диапазоне, и вполне вероятно, что на один элемент матрицы будет поступать поток излучения как от рабочего тела, так и от образцов. Поэтому для тепловизионных исследований было решено проводить измерения температуры нагреваемых, в том числе и при помощи устройства контактного нагрева (УКН), образцов при различных значениях подводимого напряжения.

Произведены измерения температуры образцов при различных напряжениях и при различных токах УКН.

Контролируемые параметры: ток нагрева (УКН) $I_{УКН}$, напряжение U .

Измеряемые параметры: температура с включенным напряжением $T_{УКН}$, температура с разомкнутым $T_{имп}$.

Измерения производились на тепловизоре Fluke Ti400 (температурный диапазон до 1200 °С, внесена в реестр средств измерений за № 56816-14) с диапазоном измерений от –20 °С до 1200 °С.

К тепловизионным исследованиям была приобретена газовая горелка KEMPER 880 с температурой газа на уровне 1900–2000 °С. Основным ее достоинством является стационарность, то есть отсутствуют такие возмущающие факторы, как дрожание и дрейф от держащих горелку рук.

В качестве образцов применялись: вольфрамовые электроды из лантанированного вольфрама (ЛВ) диаметром 1 мм и длиной 175 мм, ЛВ с обработкой, проволока ХН78Т диаметром 1 мм, образ-

цы из боридной керамики, пластинки и стержни из 20Х25Н20С2.

Тепловизор фокусировался на небольшой области и производил съемку этой области в видимом и ИК-диапазоне. В случае отсутствия пламени максимальная температура находилась на катоде. В случае наличия пламени горелки максимальная температура могла фиксироваться на аноде по причине нагрева газовой горелкой, при том, что геометрические габариты у него выше, чем у катода. Кроме того, перенос тепловой энергии с катода на анод также мог дополнительно увеличить температуру анода. Поэтому в случае пламени тепловой эффект на катоде также мог быть отрицательным (охлаждение). Кроме того, сам факел пламени излучал некоторую тепловую энергию и некоторым образом «перенагружал» матрицу тепловизора.

Методика измерений выглядела следующим образом:

1. Производился нагрев образца (пламенем, током и пламенем с током).
2. Производилась фокусировка и фиксация температуры тепловизором (количество излучения) в установившемся режиме.
3. Подключалось напряжение.
4. Производилась фокусировка и фиксация тепловизором установившейся температуры (количество излучения) в режиме с напряжением.
5. Изменялось напряжение.
6. Производилась фокусировка и фиксация тепловизором установившейся температуры (количество излучения) в режиме с напряжением.
7. Повторялись п. 5 и п. 6.

Применение напряжения было обусловлено необходимостью компенсации пространственного заряда при термоэмиссии. Напряжение регулировалось в пределах от 1 до 17 кВт.

Так были получены изображения рабочей области в ИК-диапазоне и в видимом диапазоне длин волн для случая без напряжения (разомкнутой цепи) и с напряжением. На них в специальной программе Fluke SmartView можно отследить в области температуру и распределение температуры. Также можно подобрать (изменить) интегральную степень черноты для образцов для лучшего соответствия известным данным. Основным является количество излучения (условно), фиксируемое матрицей тепловизора.

Примеры изображений приведены на рис. 2–6. Для ЛВ снижение составляло в среднем 10–30 °С в случае, когда не было пламени. Для ХН78Т в целом динамика изменения была разнонаправленной с преобладанием повышения температуры при разряде.

Примечателен случай на рис. 3. Удивительно, но область с излучением, которому соответствовало 660 °С, находится немного дальше от области с разрядом, ближе к медному фиксатору.

В области катода, наиболее близкой к аноду (область разряда), максимальная температура (катода) имела значение 656,3 °С, тогда как без разряда – 662 °С, что может свидетельствовать о наличии охлаждения в месте протекания разряда. Однако это также может быть объяснено колебаниями параметров пламени газовой горелки.

Далее были проделаны опыты с керамикой LaB₆. К сожалению, контактный прогрев не дал

Рис. 2. Сравнение двух термограмм для образцов (вольфрамового электрода) с разрядом (слева верхнее и нижнее изображения) и без разряда (справа верхнее и нижнее изображения)

существенного увеличения температуры по причине металлической проводимости LaB_6 и относительно крупных размеров ($60 \times 8 \times 1$ мм). Поэтому прогрев осуществлялся горелками. В целом на LaB_6 также в основном фиксировалось и снижение, и повышение температуры, что может быть объяснено колебанием пламени горелки.

Пластины и стержень из 20Х25Н20С2 с обработкой и без нее продемонстрировали устойчивую тенденцию к повышению температуры с увеличением напряжения.

ЛВ с обработкой стабильно демонстрировали эффект термоэмиссионного (термополево-

го) охлаждения практически во всех опытах. При этом максимальная величина снижения температуры выросла и достигала на нескольких образцах $50\text{--}55^\circ\text{C}$. Это может быть свидетельством того, что проведенная обработка действительно имеет существенное влияние на термоэмиссию (термополевою эмиссию). При этом пока сложно определить основной фактор. Стоит отметить, что с ЛВ разряд происходил с различных участков поочередно.

Как следствие, изменялось положение точки максимума температуры при его абсолютном понижении. Так происходило в опыте на рис. 5. В целом по образцу снижение составляло свыше 51°C .

194

Рис. 3. Максимальная температура ХН78Т в режиме с напряжением (справа, $662,6^\circ\text{C max}$) и без напряжения (слева, $660,4^\circ\text{C max}$)

Рис. 4. Опыт с LaB_6 с разрядом (справа) и без разряда (слева). Фокус на катоде из гексаборида лантана

В этом контексте стоит отметить опыт, в котором в центральной области снижение составило величину порядка 91 (!) °C (рис. 6).

Т. е. и в данном случае максимальная температура при низких напряжениях находилась ближе к центру образца. Но при увеличении напряжении она сместилась правее, что также является доводом в пользу термоэмиссионного (термополевого) охлаждающего эффекта разрядов, происходящих попеременно на различных участках (согласно визуальным наблюдениям). Действительно, как известно, при разрядах источниками электронов являются эмиссионные процессы [23].

В условиях опытов, по-видимому, эмиссионным процессом, обеспечивающих разряд, является термополевая эмиссия, которая сопровождается тепловым эффектом термоэмиссионного охлаждения (в т. ч. туннелирование термоэлектронов).

Происходило поочередное контрагирование с различных участков ЛВ. Видимо, при каждом контрагировании происходил выход термоэлектронов с эффектом электронного охлаждения. Токи были относительно небольшими (до 5 мА), однако они происходили из небольшой области (катодного пятна). Само катодное пятно изменяло свое местоположение по поверхности ЛВ. Такое

Рис. 5. Соотношение максимальных температур при различных напряжениях

Рис. 6. Изменение температуры вольфрамового электрода с обработкой в пламени и при контактном нагреве

поведение разрядов наблюдалось только на ЛВ. На других образцах катодное пятно находилось в одном месте материала и не изменяло своего положения в течение всего времени разряда.

Вероятно, основную роль играет рельеф электродов, который хоть и носит случайный характер, но все-таки приводит к охлаждению (вероятно термополевому = термоэмиссия + полевая эмиссия). В данном случае происходил как выход термоэлектронов над потенциальным барьером (термоэмиссия), так и их туннелирование. Либо существенную роль могут играть другие физические эффекты, связанные со структурой материала и его составом. Этот вопрос требует дополнительной проработки.

Дальнейшим направлением исследований является модернизация стенда в части усовершенствования источника напряжения, источника пламени (контроль параметров), измерительных средств (ИК-камера с фильтром пламени) и др. Это необходимо для повышения достоверности опытов.

Кроме того, необходимо проведение комплексных измерений химического состава и структуры поверхности образцов с модификацией и без нее для выявления основного фактора, влияющего на величину электронного охлаждения.

Результаты проведенных исследований свидетельствуют о необходимости проведения дальнейших исследований с новой аппаратурой.

Заключение

1. В ходе тепловизионных исследований установлено, что в зависимости от типа образ-

цов преобладает тепловой эффект охлаждения или нагрева катода. Кроме того, есть множество факторов, которые также могут оказывать существенное влияние на тепловой эффект, например, наличие или отсутствие пламени, его параметров и ориентации относительно катода, соотношение наиболее приближенных областей катода и анода, первичные деформации образцов, величины напряжения, расстояния между электродами и др.

2. В ходе тепловизионных исследований зафиксировано преобладание теплового эффекта охлаждения или нагрева в зависимости от типа образца. Так, для ЛВ без обработки преобладает снижение температуры на 10–30 °С, для проволоки ХН78Т преобладает повышение температуры в среднем также на 10–30 °С в аналогичных условиях. На ЛВ с обработкой стабильно наблюдалось снижение температуры на 45–55 °С. При этом на одном из ЛВ с обработкой наблюдалось снижение температуры на 91 °С. ЛВ – это единственный материал, на котором стабильно фиксировалось снижение температуры как с пламенем, так и с контактным нагревом.

3. Для образцов из LaB₆ фиксировалось и снижение, и повышение температуры. Видимо, в данном случае основное влияние оказывает нестабильность пламени газовой горелки, контроль которого не производился.

4. Есть ряд гипотез, объясняющих наблюдаемый высокий эффект термоэмиссионного (термополевого) охлаждения. Однако, для доказательства (или опровержения) необходимо проведение высокоточных измерений химического состава поверхности всех испытанных и неиспытанных образцов.

Список литературы

- [1] Иноземцев А. А., Нихамкин М. А., Сандрацкий В. Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М. : Машиностроение, 2008. Т. 2. 366 с.
- [2] Трянов А. Е. Особенности конструкции узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок : учеб. пособие. Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва, 2011. 202 с.
- [3] Фалалеев С. В. Современные проблемы создания двигателей летательных аппаратов : электрон. учеб. пособие. Самара : Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королёва, 2012.
- [4] Нестеренко В. Г., Матушкин А. А. Конструктивные методы совершенствования системы пленочного охлаждения рабочих лопаток турбин ВРД // Труды МАИ. 2010. № 39. С. 2.
- [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. С. 8.

- [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. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей. Самара : СНЦ 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] Безверхний Н. О., Бобашев С. В., Колычев А. В., Монахов Н. А., Поняев С. А., Сахаров В. А. Исследование эффекта электронного охлаждения. Обзор современного состояния работ // Журнал технической физики. 2019. Т. 89. Вып. 3. С. 323–328.
- [14] Ушаков Б. А., Никитин В. Д., Емельянов И. Я. Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М. : Атомиздат, 1974. 288 с.
- [15] Квасников Л. А., Кайбышев В. З., Каландаришвили А. Г. Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. М. : МАИ, 2001. 208 с.
- [16] Фоменко В. С. Эмиссионные свойства материалов. Киев : Наукова думка, 1981. 338 с.
- [17] Колычев А. В., Керножицкий В. А. Способ охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки. Пат. № 2573551, Российская Федерация, 2016, бюл. № 2.
- [18] Колычев А. В., Керножицкий В. А. Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2578387, Российская Федерация, 2016, бюл. № 9.
- [19] Колычев А. В., Керножицкий В. А., Охочинский М. Н. Устройство охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки. Пат. № 151082, Российская Федерация, 2015, бюл. № 8.
- [20] Колычев А. В., Керножицкий В. А. Концепция создания газотурбинных установок на основе применения термоэмиссионных методов охлаждения лопаток турбины // Энергетика Татарстана. 2015. № 3 (39). С. 16–19.
- [21] Колычев А. В., Керножицкий В. А. Оценка максимальной температуры рабочего тела (газа) перед турбиной и КПД газотурбинных установок и газотурбинных двигателей с термоэмиссионной системой охлаждения // Энергетика Татарстана. 2016. № 2 (42). С. 35–38.
- [22] Колычев А. В., Керножицкий В. А. Термоэмиссионный метод охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 5 (53). С. 10.
- [23] Рейзер Ю. П. Физика газового разряда. М. : Наука, 1992. 536 с.
- [24] Uribarri L. A., Allen E. H. Electron Transpiration Cooling for Hot Aerospace Surfaces // 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (AIAA 2015-3674), 2015. doi: 10.2514/6.2015-3674
- [25] Allen E. H., Uribarri L. A. Emissive composite materials and methods for use thereof. Patent US 10197323, 2019.

RESULTS OF PRELIMINARY EXPERIMENTAL STUDIES OF THERMAL ELECTRON COOLING OF TURBOMASHINERY CONVERTERS OF SPACECRAFTS

A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy, A. M. Fedorov
*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov
Saint Petersburg, Russian Federation*

This article is devoted to thermionic cooling of turbomachine converters of spacecraft. Development is protected by patents for inventions and utility models. Moreover, the patent for the invention no. 2573551 is included in the list of Hundred Best Inventions of Russia of 2015. An experimental setup was developed on which primary experimental studies using a thermal imager were carried out. During thermal imaging studies, the presence of a thermal effect (cooling or heating) was recorded. The samples used were tungsten electrodes made of lanthanum tungsten with a diameter of 1 mm and a length of 175 mm, tungsten electrodes with processing (by ion implantation of lanthanum and cerium with doses of 10^{16} 1/cm²), XH78T wire with a diameter of 1 mm, samples made of boride ceramics, plates and rods made of 20X25H20C2. Thus, for tungsten electrodes

made of lanthanum tungsten without treatment, a decrease in temperature by 10–30 °C prevails, for an XH78T wire, an increase in temperature on average also by 10–30 °C prevails under similar conditions. On lanthanum tungsten with treatment, a temperature decrease of 45–55 °C was stably observed; a decrease of 91 °C was recorded once. For samples from lanthanum hexaboride (LaB_6), an increase in temperature was recorded. A number of hypotheses have been proposed that explain the observed high effect of thermionic (thermal field) cooling. However, to prove (or refute), it is necessary to conduct high-precision measurements of the chemical composition of the surface of all tested and untested samples.

Keywords: thermoemission cooling, turbomachinery converter, spacecraft.

References

- [1] Inozemtsev A. A., Nikhamkin M. A., Sandratskiy V. L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Fundamentals of aircraft engine and power plant design]. Moscow, Mashinostroenie, 2008. vol. 2. 366 p. (In Russian)
- [2] Tryanov A. E. *Osobennosti konstruksii uzlov i sistem aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Design specifics of aircraft engine and power plant units and systems]. Samara, Korolev Samara State Aerospace University, 2011. 202 p. (In Russian)
- [3] Falaleev S. V. *Sovernennye problemy sozdaniya dvigatelej letatel'nykh apparatov* [Modern problems of creating aircraft engines]. Samara, Korolev Samara State Aerospace University, 2012.
- [4] Nesterenko V. G., Matushkin A. A. *Konstruktivnye metody sovershenstvovaniya sistemy plenchnogo ohlazhdeniya rabochih lopatok turbin VRD* [Constructive methods for improving the film cooling system of rotor blades for turbojet engines WFD] // Transactions of MAI, 2010, no. 39, p. 2. (In Russian)
- [5] Vasiliev B. E., Maharramova L. A. *Formirovanie uravnenij polzuchesti splavov dlya raschetov kinetiki napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya vysokotemperaturnykh lopatok turbin* [Formation of creep equations for alloys for calculating the kinetics of the stress-strain state of high-temperature turbine blades] // Aerospace MAI Journal, 2012, vol. 19, no. 4, pp. 100–108. (In Russian)
- [6] Maharramova L. A., Vasiliev B. E. *Vliyanie orientatsii monokristalla na napryazhenno-deformirovannoe sostoyanie i prochnost' lopatok gazovykh turbin* [Influence of single crystal orientation on the stress-strain state and strength of gas turbine blades] // Aerospace MAI Journal, 2012, vol. 19, no. 5, pp. 89–97. (In Russian)
- [7] Shcherbakov M. A., Vorobyov D. A. *Opreделение koefitsienta teplootdachi na pere lopatki turbiny na neraschyotnykh rezhimakh raboty* [Determination of the heat transfer coefficient on the turbine blades at off-design operating modes] // Aerospace MAI Journal, 2013, vol. 20, no. 3, pp. 95–103. (In Russian)
- [8] Vikulin A. V., Yaroslavl'tsev N. L., Zemlyanaya V. A. *Metodologiya dovodki teplonapryazhennykh detalej gazoturbinnnykh dvigatelej* [Methodology for fine-tuning of heat-stressed parts of gas turbine engines] // Transactions of MAI, 2016, no. 88, p. 8. (In Russian)
- [9] Chesnova V. A. *Razrabotka perspektivnoy tekhnologii sozdaniya i teplovogo proektirovaniya teplonapryazhennykh detalej turbin aviacionnykh gazoturbinnnykh dvigatelej i gazoturbinnnykh ustanovok* [Development of a promising technology for the creation and thermal design of heat-stressed parts of turbines for aircraft gas turbine engines and gas turbine units] // Aerospace MAI Journal, 2014, vol. 21, no. 4, pp. 93–108. (In Russian)
- [10] Melnikova G. V., Shorr B. F., Salnikov A. V., Nigmatullin R. Z. *Avtomatizirovannaya dinamicheskaya optimizatsiya rabochih lopatok turbin gazoturbinnnykh dvigatelej* [Automated dynamic optimization of the working blades of turbines of gas turbine engines] // Aerospace MAI Journal, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 76–85. (In Russian)
- [11] Danilchenko V. P. *Proektirovanie aviacionnykh gazoturbinnnykh dvigatelej* [Design of aircraft gas turbine engines]. Samara, SSC RAS, 2008, 620 p. (In Russian)
- [12] Babkin V. I. *Rol' i mesto nauki v innovacionnom razvitii aviacionnogo dvigatelestroeniya. Doklad na plenarnom zasedanii nauchno-tekhnicheskogo kongressa po dvigatelestroeniyu v ramkah MFD-2016 Moskva, 19 aprelya 2016 g.* [The Role and Place of Science in the Innovative Development of Aircraft Engine Engineering. Report at the plenary meeting of the scientific and technical congress on engine building as part of the MFD-2016 Moscow, April 19, 2016] // Engine, 2016, no. 3 (105), pp. 6–12. (In Russian)
- [13] Bezverkhniy N. O., Bobashev S. V., Kolychev A. V., Monakhov N. A., Ponyaev C. A., Sakharov V. A. *Issledovanie effekta elektronnoho ohlazhdeniya. Obzor sovremennogo sostoyaniya rabot* [Investigation of the effect of electron cooling. Overview of the current state of work] // Journal of Technical Physics, 2019, vol. 89, issue 3, pp. 323–328. (In Russian)
- [14] Ushakov B. A., Nikitin V. D., Emelyanov I. Ya. *Bases of thermoemission transformation of energy* [Fundamentals of thermionic energy conversion]. Moscow, Atomizdat, 1974, 288 p. (In Russian)

- [15] Kvasnikov L. A., Kaybyshev V. Z., Kalandarishvili A. G. *Rabochie processy v termoemissionnyh preobrazovatelyah yadernyh energeticheskikh ustanovok* [Working processes in thermionic converters of nuclear power plants]. Moscow, MAI, 2001, 208 p. (In Russian)
- [16] Fomenko V. S. *Emissionnye svoystva materialov* [Emission properties of materials]. Kiev, Naukova Dumka, 1981. 338 p. (In Russian)
- [17] Kolychev A. V., Kernozhitsky V. A. *Sposob ohlazhdeniya lopatok turbiny gazoturbinoj ustanovki* [Method for cooling turbine blades of a gas turbine installation]. Patent RU 2573551, 2016, bulletin no. 2. (In Russian)
- [18] Kolychev A. V., Kernozhitsky V. A. *Ustrojstvo ohlazhdeniya lopatok turbin gazoturbinnih ustanovok* [Cooling device for turbine blades of gas turbine units]. Patent RU 151082, 2016, bulletin no. 9. (In Russian)
- [19] Kolychev A. V., Kernozhitsky V. A., Ochochinsky M. N. *Ustrojstvo ohlazhdeniya lopatok turbiny gazoturbinoj ustanovki* [Cooling device for turbine blades of a gas turbine installation]. Patent RU 2403692, 2015, bulletin no. 8. (In Russian)
- [20] Kolychev A. V., Kernozhitsky V. A. *Koncepciya sozdaniya gazoturbinnih ustanovok na osnove primeneniya termoemissionnyh metodov ohlazhdeniya lopatok turbiny* [The concept of creating gas turbine plants based on the use of thermionic methods for cooling turbine blades] // *Energetika Tatarstana*, 2015, no. 3 (39), pp. 16–19. (In Russian)
- [21] Kolychev A. V., Kernozhitsky V. A. *Ocenka maksimal'noj temperatury rabocheho tela (gaza) pered turbinoj i kpd gazoturbinnih ustanovok i gazoturbinnih dvigatelej s termoemissionnoj sistemoy ohlazhdeniya* [Estimation of the maximum temperature of the working fluid (gas) in front of the turbine and the efficiency of gas turbine units and gas turbine engines with a thermionic cooling system] // *Energetika Tatarstana*, 2016, no. 2 (42), pp. 35–38. (In Russian)
- [22] Kolychev A. V., Kernozhitsky V. A. *Termoemissionnyj metod ohlazhdeniya lopatok turbin gazoturbinnih preobrazovatelej kosmicheskikh apparatov* [Thermal emission method for cooling turbine blades of gas turbine transformers of spacecraft] // *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, no. 5 (53), p. 10. (In Russian)
- [23] Reiser Yu. P. *Fizika gazovogo razryada* [Physics of gas discharge]. Moscow, Nauka, 1992. 536 p. (In Russian)
- [24] Uribarri L. A., Allen E. H. Electron Transpiration Cooling for Hot Aerospace Surfaces // 20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (AIAA 2015-3674), 2015. doi: 10.2514/6.2015-3674
- [25] Allen E. H., Uribarri L. A. Emissive composite materials and methods for use thereof. Patent US 10197323, 2019.