

ТЕРМОЭМИССИОННЫЙ СПОСОБ И УСТРОЙСТВО ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН ГАЗОТУРБИННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДЛИТЕЛЬНЫМ СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ

А. В. Колычев, В. А. Керножицкий

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

Описаны термоэмиссионный способ и устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических аппаратов, основанные на новом физическом принципе – явлении термоэлектронной эмиссии, испускании электронов нагретым металлом. Реализация термоэмиссионного способа и устройства охлаждения лопаток турбин позволяет повысить температуру рабочего тела перед турбиной до 2600–2700 К для органических топлив и выше для других рабочих тел и источников тепловой энергии (достигается при величине работы выхода электронов 1,6–1,7 эВ), увеличить КПД газотурбинных преобразователей космических аппаратов до 43–44 %, снизить в два-три раза температурные напряжения в лопатках турбин газотурбинных преобразователей, снизить стоимость их изготовления и эксплуатации, а также дает возможность проводить диагностику теплового состояния турбины и других высокотемпературных элементов непрерывно в режиме реального времени. Все это обеспечивает потенциал для создания космических аппаратов повышенной энергоемкости с длительным сроком активного существования.

Ключевые слова: термоэлектронная эмиссия, лопатки турбины, газотурбинный преобразователь, эмиссионный слой, работа выхода, электронный контур охлаждения.

Введение

В настоящее время в Российской Федерации идут разработки транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса с газотурбинным преобразователем (ГП) тепловой энергии в электрическую энергию. Аналогичные разработки ведутся в ряде стран. Кроме того, в ближайшем будущем возникнет необходимость создания крупногабаритных спутниковых платформ с длительным сроком активного существования, где также может потребоваться ГП.

Одной из основных проблем разработки и создания космических летательных аппаратов с ГП является обеспечение длительного ресурса турбины ГП и ее элементов, например лопаток турбин.

При разработке ГП космических аппаратов необходимо стремиться к максимальному уменьшению его массы при сохранении высокого уров-

ня надежности в течение заданного промежутка времени (15–25 лет).

Газотурбинный преобразователь требуемой массы должен иметь высокий КПД. Этого можно достигнуть путем увеличения температуры рабочего тела перед турбиной. Однако в этом случае возникает проблема охлаждения элементов турбины, например, рабочих и сопловых лопаток [1–4]. Существующие методы охлаждения лопаток турбин достаточно сложны и дорогостоящи, при этом вопрос об обеспечении заданного уровня надежности ГП в течение 15–25 лет непрерывной работы остается открытым. Необходим поиск новых технических решений, направленных на увеличение надежности и долговечности ГП и обеспечивающих уменьшение массы и стоимости конструкции ГП и космического летательного аппарата (КЛА) в целом.

Кроме того, для надежного функционирования ГП космического аппарата требуется непрерывная диагностика теплового состояния элементов турбины ГП.

Способ и устройство охлаждения лопаток турбины на основе явления термоэлектронной эмиссии

Решить указанные проблемы могут разрабатываемые в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова термоэмиссионный способ и устройство охлаждения (ТСУО) лопаток турбин ГП и других высокотемпературных элементов, суть которых заключается в следующем. Лопатки турбин ГП покрывают эмиссионным слоем из материала с низким значением работы выхода электронов при высокой температуре. При нагреве лопаток будет происходить термоэлектронная эмиссия, т. е. с их поверхности начнут выходить «горячие» электроны, забирая с собой теплоту. Лопатки с эмиссионным слоем в данном случае являются катодом. Таким образом, электронами отводится теплота, что способствует поддержанию температуры лопаток на уровне, обеспечивающем их длительную эксплуатацию. При этом эмиссия электронов происходит в поток рабочего тела.

Поскольку электроны являются носителями заряда, то полученную ими энергию при нагреве катода можно использовать для совершения полезной работы на электрической нагрузке. Для этого за турбиной с эмиссионным слоем располагают элемент – анод, последовательно соединенный с катодом через полезную электрическую нагрузку. Анод воспринимает «горячие» электроны эмиссии из потока рабочего тела. С анода «горячие» электроны переходят на электрическую нагрузку и совершают на ней полезную работу. На электрической нагрузке электроны отдают полученную при нагреве ка-

тода тепловую энергию и при этом охлаждаются. Далее «остывшие» электроны вновь оказываются на лопатках турбины, и цикл охлаждения повторяется. При этом электроны попадают на быстровращающийся вал через токосъем, например механический в виде электрических щеток. Таким образом, система охлаждения лопаток ГП дополнительно генерирует электрическую энергию, что тоже повышает его КПД. Кроме того, увеличиваются надежность и долговечность ГП, одновременно снижается стоимость их изготовления и эксплуатации.

Принципиальная схема реализации описанного ТСУО лопаток турбины представлена на рис. 1, устройство охлаждения – на рис. 2.

Определяющей характеристикой эмиссионного слоя является *работа выхода $A_{\text{вых}}$ электрона из металла*. Ее влияние на температуру при соответствующей тепловой нагрузке сплошных лопаток турбины показано на рис. 3 [5–7].

Как видно из рис. 4, значения температуры лопаток турбины от величины работы выхода электронов материала эмиссионного слоя при тепловых потоках к лопаткам турбины в пределах 3 МВт/м² увеличивались, следовательно, путем подбора или разработки материала эмиссионного слоя с низкой работой выхода можно получить температуру лопаток турбины на уровне 400 К, что является основой для обеспечения ресурса ГП КЛА на уровне не ниже требуемого (15–25 лет).

Для оценки характеристик предлагаемого ТСУО лопаток турбины применялись зависимости для плотности тока эмиссии и тепловых потоков электронного охлаждения [5, 6].

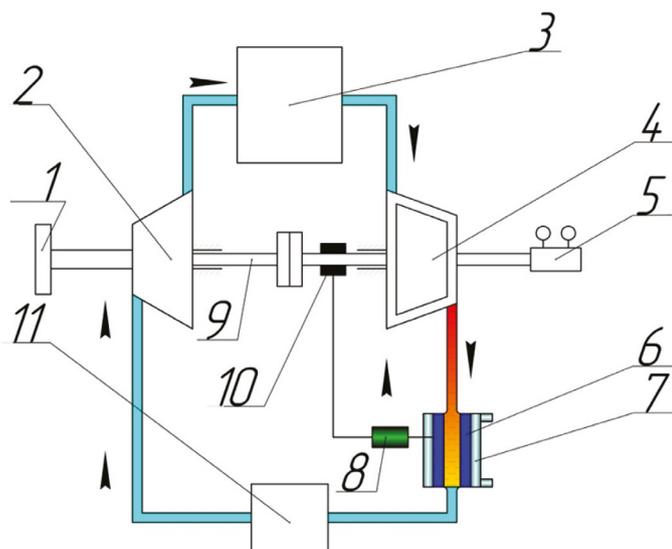
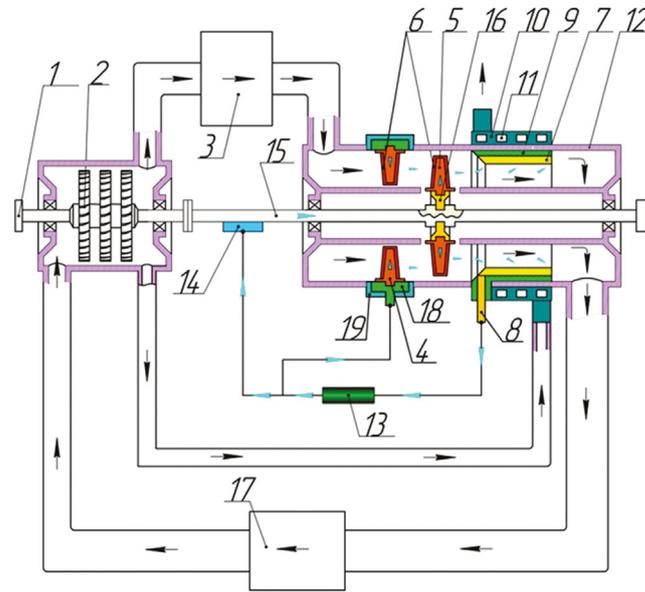


Рис. 1. Схема реализации предлагаемого ТСУО лопаток турбины ГП:
1 – стартер; 2 – компрессор; 3 – источник тепловой энергии (например, камера сгорания);
4 – турбина, на лопатки которой нанесен эмиссионный слой; 5 – полезная механическая нагрузка; 6 – анод турбины; 7 – система охлаждения анода; 8 – электрическая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

С точки зрения реализации ГП с ТСУО лопаток турбины в космических аппаратах с длительным сроком активного существования необходимо подобрать эмиссионный слой с такой работой выхода, которая обеспечивала бы заданное снижение температуры лопаток или увели-

чение тепловой нагрузки на лопатки турбины. Появляется возможность путем подбора материала эмиссионного слоя, наносимого на лопатки турбины, существенно повысить ее надежность и КПД и одновременно снизить стоимость изготовления лопаток и эксплуатации ГП в целом [5–7].



← Движение рабочего тела
 → Движение электрического тока

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

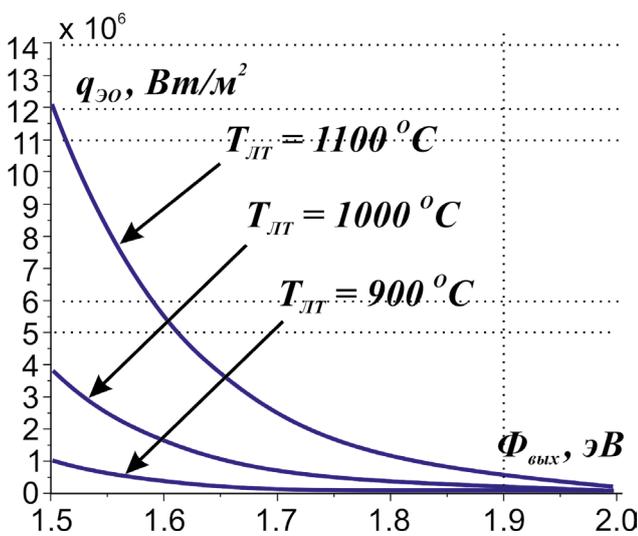


Рис. 3. Зависимость величины тепловых потоков электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии от величины работы выхода электронов металла при различных температурах поверхности

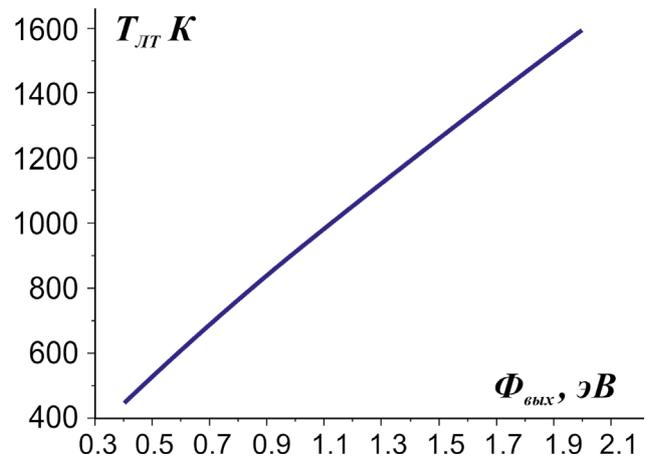


Рис. 4. Зависимость температуры лопаток турбины от величины работы выхода электронов металла при тепловой нагрузке в пределах 3 МВт/м²

Достоинства и перспективы использования термоэмиссионного способа охлаждения

Реализация разработанной технологии позволит достигнуть следующих возможностей при создании и эксплуатации объектов газотурбинной техники КЛА:

1. Возможность повышения температуры рабочего тела (газа) перед турбиной до максимальной температуры сгорания органических топлив 2600–2700 К и выше (для других источников тепловой энергии) при максимальной температуре лопаток турбин в 300–400 К, что обусловлено большим количеством тепловой энергии (1,5–9,0 МВт и до 100 МВт с 1 м²), отводимой электронами при термоэлектронной эмиссии.

2. Рост КПД простого цикла ГТУ и ГД до 43–44 % как за счет возможности повышения температуры рабочего тела (газа) (см. п. 1), так и за счет дополнительной электрогенерации, а также за счет отсутствия необходимости отбора воздуха от компрессора.

3. Снижение или полное исключение температурных напряжений в лопатках турбин по причине, близкой к экспоненциальной зависимости электронного охлаждения при термоэлектронной эмиссии от температуры, являющейся фундаментальным свойством явления термоэлектронной эмиссии, что приводит к более интенсивному отводу тепла электронами от более нагретых поверхностей лопаток турбин, а изменение величины отвода тепла с ростом температуры происходит без задержек с нулевой инерцией. Известно, что в настоящее время температурные напряжения примерно равны механическим напряжениям в лопатках турбин.

4. Снижение стоимости изготовления и эксплуатации ГТУ и ГД за счет существенного упрощения конструкции ЛТ, при котором исключается необходимость создания каналов охлаждения воздухом. При этом с учетом п. 3 появляется возможность создавать основные элементы ГТУ и ГД при помощи 3D-принтеров, печатающих металлами и сплавами.

5. Диагностика теплового состояния турбины и других высокотемпературных элементов в режиме реального времени на основе измерения электротехнических параметров, зависящих от количества воспринимаемых анодом электронов эмиссии.

6. Масштабирование технологии на основе независимости явления термоэлектронной эмиссии от размеров охлаждаемых элементов позволяет применять предлагаемый термоэмиссионный способ и устройство охлаждения лопаток турбин ГП на КЛА любой размерности, в том числе на-

носпутниках и микроспутниках. Это позволит повысить срок их службы в 2–3 раза по сравнению с лучшими мировыми образцами и обеспечить их характеристики не хуже более крупных КЛА.

7. Большой ресурс ГП с ТСУО позволит создавать крупногабаритные орбитальные платформы с изменяемыми модулями полезных нагрузок и бортовых обеспечивающих систем.

Мировая новизна и работоспособность метода подтверждены 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 получено решение о выдаче патента на изобретение по заявке № 2015131403.

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

Заключение

В настоящей статье сформулированы аспекты создания ГП космических аппаратов с длительным сроком активного существования и предложено решение этих проблем на основе разрабатываемого в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова ТСУО лопаток турбин и других теплонапряженных элементов. Показано, что при относительно низких значениях подводимых тепловых потоков можно достигнуть температуры сплошных лопаток турбины с эмиссионным слоем до 300–400 К путем подбора материала эмиссионного слоя с наиболее низким значением работы выхода. Очевидно, что при больших тепловых потоках и высоких температурах лопаток турбин, когда плотность тока эмиссии и интенсивность электронного охлаждения возрастают согласно зависимости, близкой к экспоненциальной, можно достигнуть еще большего снижения температуры. Предложенный способ охлаждения обладает свойствами, которые позволяют увеличить КПД, надежность и долговечность ГП космического аппарата, обеспечив при этом их безаварийное функционирование в течение 15–25 лет без технического обслуживания. К таким свойствам относится и возможность непрерывной диагностики нагрева лопаток турбин и других высокотемпературных элементов за счет измерения электротехнических параметров, значения которых пропорциональны числу воспринимаемых анодом (анодами) электронов из потока рабочего тела.

Список литературы

1. Трянов А. Е. Особенности конструкции узлов и систем авиационных двигателей и энергетических установок : учеб. пособие. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та им. С. П. Королёва, 2011. 202 с.
2. Фалалеев С. В. Современные проблемы создания двигателей летательных аппаратов. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та им. С. П. Королёва, 2012. 106 с.
3. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / В. П. Данильченко, С. В. Лукачев, Ю. Л. Ковылов [и др.]. Самара : Изд-во СНЦ РАН, 2008. 620 с.
4. Иноземцев А. А., Нихамкин М. А., Сандрацкий В. Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М. : Машиностроение, 2008. Т. 2. 366 с.
5. Ушаков Б. А., Никитин В. Д., Емельянов И. Я. Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М. : Атомиздат, 1974. 288 с.
6. Квасников Л. А., Кайбышев В. З., Каландаришвили А. Г. Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. М. : Изд-во МАИ, 2001. 240 с.
7. Фоменко В. С. Эмиссионные свойства материалов. Киев : Наук. думка, 1981. 338 с.
8. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Способ охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2573551, Российская Федерация, 2016, бюл. № 2. 7 с.
9. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2578387 Российская Федерация, 2016, бюл. № 9. 8 с.
10. Колычев А. В., Керножицкий В. А., Охочинский М. Н. Устройство охлаждения лопаток турбины газотурбинной установки. Пат. № 151082 Российская Федерация, 2015, бюл. № 8. 8 с.

История статьи

Поступила в редакцию 29 мая 2017 г.

Принята к публикации 27 июня 2017 г.

THERMIONIC METHOD AND DEVICE OF COOLING TURBINE BLADES OF SPACECRAFT GAS TURBINE CONVERTERS WITH LONGTIME LIFECYCLE

A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russian Federation*

We describe a thermionic method and device for cooling turbine blades of spacecraft gas turbine converters, based on a new physical principle called thermionic emission, i.e. electrons being emitted by heated metal. This device will allow the reliability and durability of turbine blades of gas turbine converters to be enhanced, and their efficiency factor to be significantly increased, leading to the possibility of creating different mass-class spacecraft with higher power consumption and with longtime lifecycle. The thermoionic way and device of cooling of the shovels of turbines of the gas-turbine converters of spacecrafts based on the new physical principle — the phenomenon of a thermionic emission, emission of electrons are described by heated metal. These way and the device will allow to increase reliability and durability of shovels of turbines of gas-turbine converters of spacecrafts of any dimension, and also to considerably increase their efficiency, having provided a possibility of creation of spacecrafts of the increased power consumption with the long term of the fissile existence. Realization of a thermoionic way and the device of cooling of shovels of turbines allows to increase temperature of a working body in front of the turbine till 2600 ... 2700 K for organic fuels above for other working bodies and sources of thermal energy (it is reached at the size of a work function of electrons about 1.6 ... 1,7 eV), to increase efficiency of gas turbine converters of spacecraft to 43-44%, to reduce by two-three times temperature stresses in turbine blades, to reduce the cost of manufacture and operation of turbine blades of gas turbine converters of spacecraft, and also to carry out diagnostics of a thermal condition of the turbine and other high-temperature elements continuously in real time.

Keywords: thermionic emission, turbine blades, gas turbine converter, emission layer, work function, electronic cooling loop.

References

1. Tryanov A. E. *Osobennosti konstruktсии uzlov i sistem aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Design specifics of aircraft engine and power plant units and systems]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2011. 202 p. (In Russian)

2. Falaleev S. V. *Sovremennyye problemy sozdaniya dvigateley letatelnykh apparatov* [Contemporary challenges in creating aircraft engines]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2012. 106 p. (In Russian)
3. Danilchenko V. P. *Proektirovanie aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley* [Aviation gas turbine engine design]. Samara, Samara Scientific Centre of the Russian Academy of Sciences Publ., 2008. 620 p. (In Russian)
4. 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 Publ., 2008. Vol. 2. 366 p. (In Russian)
5. Ushakov B. A., Nikitin V. D., Emelyanov I. Ya. *Osnovy termoemissionnogo preobrazovaniya energii* [Fundamentals of thermionic energy conversion]. Moscow, Atomizdat Publ., 1974. 288 p. (In Russian)
6. Kvasnikov L. A., Kaybyshev V. Z., Kalandarishvili A. G. *Rabochie protsessy v termoemissionnykh preobrazovatelyakh yadernykh energeticheskikh ustanovok* [Working processes in thermionic converters of nuclear power plants]. Moscow, MAI Publ., 2001. 240 p. (In Russian)
7. Fomenko V. S. *Emissionnye svoystva materialov* [Emission properties of materials]. Kiev, Naukova Dumka Publ., 1981. 338 p. (In Russian)
8. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A. (RU) *Sposob okhlazhdeniya lopatok turbin gazoturbinnnykh ustanovok* [A method of turbine blade cooling for gas turbine installations]. Patent RU 2573551, 2016, bulletin no. 2. 7 p.
9. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A. (RU) *Ustroystvo okhlazhdeniya lopatok turbin gazoturbinnnykh ustanovok* [A device for cooling turbine blades of gas turbine installations]. Patent RU 2578387, 2016, bulletin no. 9. 8 p.
10. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A., Okhochinskiy M. N. (RU) *Ustroystvo okhlazhdeniya lopatok turbiny gazoturbinnoy ustanovki* [A device for cooling turbine blades in a gas turbine installation]. Patent RU 151082, 2015, bulletin no. 8. 8 p.

Article history

Received 29 May 2017

Accepted 27 June 2017