

## О МАТЕРИАЛАХ ЛОПАТОК ТУРБИН ГАЗОТУРБИННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СИСТЕМОЙ ИХ ОХЛАЖДЕНИЯ

**А. В. Колычев, В. А. Керножицкий, Л. П. Юнаков,  
А. А. Левихин**

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

*В настоящей статье приведены расчетные оценки эффекта от применения разрабатываемого в БГТУ «ВОЕНМЕХ» термоэмиссионного способа охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических летательных аппаратов.*

*Актуальность разработки термоэмиссионного способа охлаждения подтверждается тем, что сейчас в Российской Федерации ведется разработка транспортно-энергетического модуля, в основе которого положен принцип газотурбинного преобразования. В данном случае предполагается, что лопатки турбины будут выполнены из керамических материалов, функционирующих в среде инертных газов, нагретых от бортового источника тепловой энергии. Одной из проблем при этом является возникновение температурных градиентов, напряжений и деформаций, что может привести к возникновению трещин.*

*Однако, если выполнить керамические лопатки из металлоподобных соединений (бориды, карбиды, сплавы боридов и карбидов) с применением термоэмиссионного способа охлаждения, то появляется возможность существенного (более, чем в два раза) снижения как температуры лопаток турбин, так и температурных перепадов, и напряжений в конструкции лопаток турбин.*

*В статье также показано, что снижение температурных напряжений в конструкции горячих элементов при эквивалентной тепловой нагрузке достигается за счет фундаментальных свойств термоэлектронной эмиссии, а именно благодаря зависимости интенсивности термоэлектронной эмиссии и электронного охлаждения от температуры.*

*Ключевые слова: термоэлектронная эмиссия, гидродинамический термоэмиссионный преобразователь, высокоскоростные потоки слабоионизированной плазмы.*

В наших предыдущих статьях мы описывали разрабатываемый в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионный способ охлаждения (ТСО) [1–3] лопаток турбин (ЛТ) газотурбинных преобразователей (ГП) [4]. В основу ТСО положено явление термоэлектронной эмиссии – испускание электрона нагретым металлом [5–9].

Сейчас ведется разработка газотурбинного преобразователя тепловой энергии транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) в электрическую. Предполагается, что функционирование ГП ТЭМ будет основано на применении керамических материалов [4]. Это обусловлено тем, что изделия из керамических материалов характеризуются

высокой удельной жесткостью и прочностью, тугоплавкостью, жаростойкостью и др. Но все они имеют один существенный недостаток – высокая хрупкость или низкая трещиностойкость [11–15]. Основной причиной низкой трещиностойкости, как известно, является термические напряжения, вызванные разницей температур, когда менее нагретые участки препятствуют расширению более нагретых.

Среди перспективных керамических материалов лопаток турбин можно выделить материалы на основе C-SiC, SiC-SiC [12], Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> [15], карбидов, боридов [14] и нитридов [13].

Указанные материалы характеризуются высокими прочностными свойствами при нагреве. Однако, для реализации ТСО необходимы материалы с низким удельным электрическим сопротив-

лением, к которым можно отнести ряд материалов на основе боридов [14] и карбидов, характеризующихся металлической проводимостью. В этом случае проблема образования трещин керамических турбин на основе карбидов и боридов может быть решена путем обеспечения их термоэмиссионного охлаждения.

Иными словами, поскольку основной проблемой обеспечения долговечности керамических турбин является образование трещин, вызванных возникновением температурных напряжений и деформаций при многократных циклах нагрева и охлаждения, а эффективность ТСО экспоненциально зависит от температуры [5–11], то реализация ТСО лопаток керамических турбин является целесообразной.

Для оценки величины снижения температуры и температурных напряжений керамической (или из никелевых сплавов) ЛТ в зависимости от температуры начального нагрева воспользуемся следующим равенством:

$$q_{изл\_1} = q_{изл\_2} + q_{эл\_охл} \quad (1)$$

где  $q_{эл\_охл}$  – электронное охлаждение при термоэмиссии,  $q_{изл\_1}$  – теплоотвод излучением без термоэмиссионного охлаждения,  $q_{изл\_2}$  – теплоотвод излучением с термоэмиссионным охлаждением.

Для расчета величины электронного охлаждения ЛТ ГП (из боридной керамики) существует зависимость [5–11].

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

где  $e$  – заряд электрона,  $1.6 \cdot 10^{-19}$  [Кл];  $\Phi_{вых}$  – работа выхода эмиссионного слоя, [эВ];  $T_{ЛТ}$  – температура эмиссионного слоя рельс, [К];  $j$  – плотность межэлектродного тока, [А/см<sup>2</sup>];  $k$  – постоянная Больцмана,  $1.38 \cdot 10^{-23}$  [Дж/К].

При этом величина отвода тепла излучением равна:

$$q_{изл\_1} = \varepsilon \sigma T_1^4 \quad \text{и} \quad q_{изл\_2} = \varepsilon \sigma T_2^4 \quad (3)$$

где  $\varepsilon$  – степень черноты поверхности кромки;  $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-12}$  Вт/(см<sup>2</sup>·К<sup>4</sup>) – постоянная Стефана-Больцмана;  $T$  – температура с термоэмиссией и без термоэмиссии, [К].

Выражение для расчета плотности тока эмиссии  $j$ , полученное в 1928 году О.У. Ричардсоном и С. Дешманом имеет вид [5–11]:

$$j = A_0 (1-R) T_{ЛТ}^2 e^{\frac{e\Phi_{вых}}{kT_{ЛТ}}} \quad (4)$$

где  $A_0 = 120$  А/(см<sup>2</sup>·К<sup>2</sup>) – универсальная термоэмиссионная постоянная,  $R = 0.1$  – средний по энергиям коэффициент отражения.

На основе имеющихся зависимостей появляется возможность оценить величину снижения температуры ЛТ при различных работах выхода

и соответствующие этому снижению плотности тока эмиссии с ЛТ.

На рис. 1 представлена зависимость температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для значения  $\Phi_{вых} = 2.7$  эВ и  $\varepsilon = 0.8$ , которая соответствует  $\varepsilon$ , характерной для боридов. Для тех же значений  $\Phi_{вых}$  и  $\varepsilon$  на рис. 2. представлена зависимость величины этого снижения от температуры без термоэмиссии.

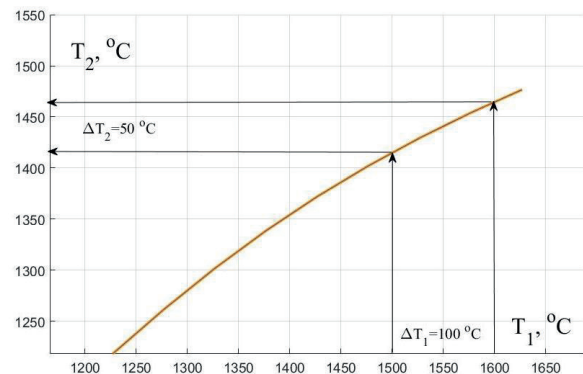


Рис. 1. График зависимости температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{вых} = 2.7$  эВ и  $\varepsilon = 0.8$  (для боридов)

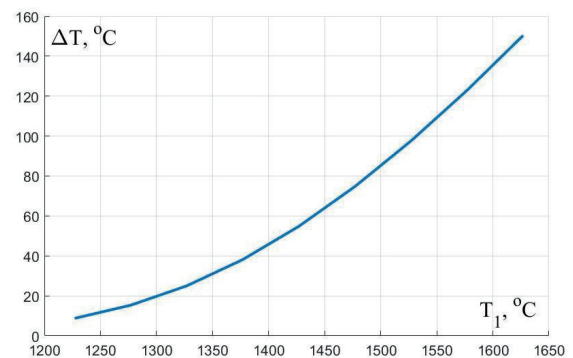


Рис. 2. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{вых} = 2.7$  эВ и  $\varepsilon = 0.8$  (для боридов)

Как видно из рис. 1 и 2 величина снижения может достигать в данном случае величины порядка 140 °C при начальной температуре в 1600 °C. При этом на участках без термоэмиссии возникает перепад температур порядка 100 градусов. С термоэмиссией этот же перепад уменьшается до 50 градусов, что означает снижение температурных напряжений в конструкции примерно в два раза [16] с одновременным улучшением прочностных характеристик при более низкой температуре без учета изменения модуля Юнга и коэффициента линейного термического расширения. Снижение температурных напряжений (деформаций) приводит к увеличению ресурса при той же тепловой нагрузке на элементы ГП. Стоит добавить, что выборочное снижение работы выхода позволило еще

уменьшить разность температур в конструкции вплоть до полного выравнивания температур.

На рис. 3 изображена зависимость величины снижения температуры ЛТ от плотности тока эмиссии.

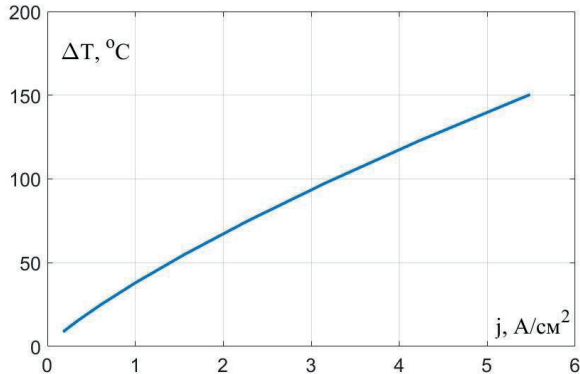


Рис. 3. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от плотности тока термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2.7$  эВ и  $\epsilon = 0.8$  (для боридов)

Как видно из рис. 3 средняя плотность тока эмиссии при заданных температурах составляет величину порядка  $5 \text{ A/cm}^2$ . При такой плотности тока и температуре скорость испарения катода составляет величину порядка  $10^{-9} \text{ г/(см}^2 \cdot \text{с)}$  [11]. Это означает, что за 30000 часов потери ЛТ составят величину порядка 0.3 г с одного  $\text{см}^2$ . Или 1 г за время около 100000 часов, что соответствует уходу с  $1 \text{ см}^2$  порядка 0.25 см толщины материала, а это не представляет серьезной проблемы. Если материал с аналогичными прочностными характеристиками будет иметь меньшую работу выхода, то та же плотность тока и теплового потока электронного охлаждения достигаются при более низких температурах, что означает еще меньшую эрозию и существенно больший ресурс термоэмиссионных ЛТ. Так, на рис. 4 и 5 изображены графики зависимостей температур с термоэмиссией и без термоэмиссии для двух разных значений

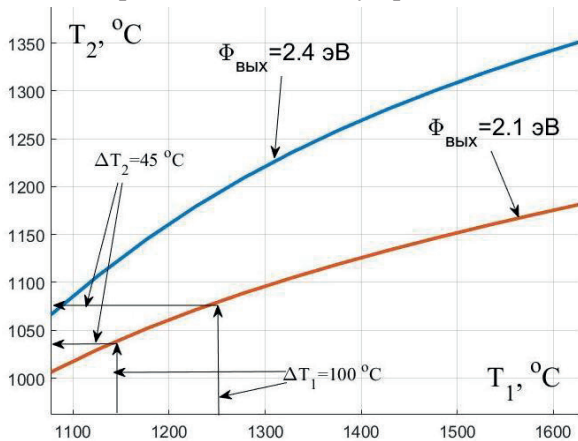


Рис. 4. График зависимости температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2.1$  эВ и  $\Phi_{\text{вых}} = 2.4$  эВ и  $\epsilon = 0.6$  (для никелевых сплавов)

$\Phi_{\text{вых}} = 2.1$  эВ и  $\Phi_{\text{вых}} = 2.4$  эВ и  $\epsilon = 0.6$ , характерной для никелевых сплавов.

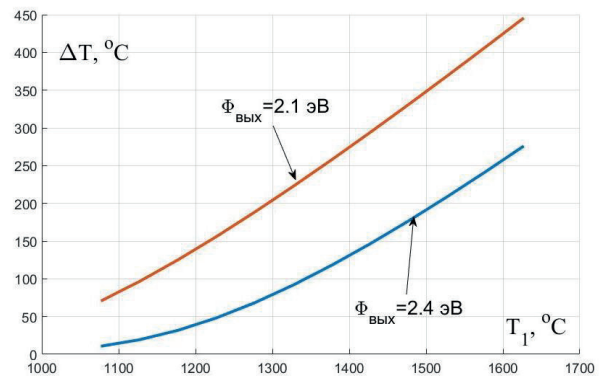


Рис. 5. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2.1$  эВ и  $\Phi_{\text{вых}} = 2.4$  эВ и  $\epsilon = 0.6$  (для никелевых сплавов)

Как видно из рис. 4 и 5, за счет снижения работы выхода появляется возможность уменьшить температуру уже на величину порядка 300-400 градусов, а для никелевых сплавов – на 180 градусов при схожих плотностях тока эмиссии, изображенных на рис. 6.

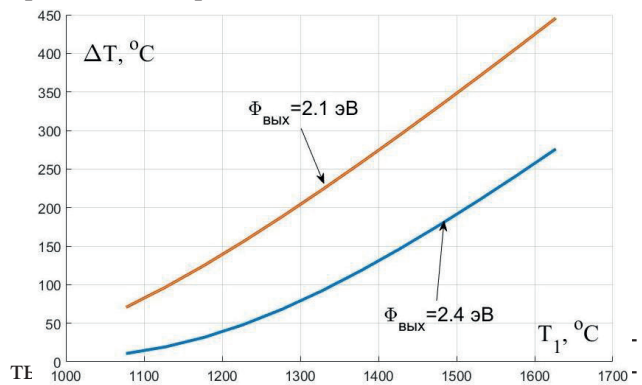


Рис. 6. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от плотности тока термоэмиссии для  $\Phi_{\text{вых}} = 2.1$  эВ и  $\Phi_{\text{вых}} = 2.4$  эВ и  $\epsilon = 0.6$  (для никелевых сплавов)

ние температуры и температурных напряжений. Поскольку уменьшение температуры при тех же нагрузках дает увеличение ресурса, то в данном случае можно утверждать, что повышение ресурса ЛТ ГП космических летательных аппаратов до 100000 часов возможно.

## Выводы

1. В статье рассмотрены варианты материалов керамических турбин и проведено обоснование применения ЛТ на основе боридов и карбидов, которое заключается в возможности решения основных проблем керамических материалов при применении ТСО.

2. В статье приводятся результаты оценок снижения температуры и температурных напряжений при применении ТСО в составе керамических ЛТ и ЛТ из никелевых сплавов.

3. Показано, что при применении ТСО появляется возможность снижения температуры керамических ЛТ вплоть до 400 градусов и выше, при этом температурные напряжения, возникающие в ЛТ, также могут быть уменьшены более чем в 2 раза.

4. В статье представлена оценка эрозии ЛТ с ТСО на основе известных данных о скорости испарения катодов, которая при данных плотностях тока эмиссии и температуры не превысит 0.25 см за 100000 часов.

5. Проведено обоснование возможности увеличения ресурса ЛТ до 100000 часов, что составляет 11 лет и укладывается в требования к срокам эксплуатации ТЭМ без технического обслуживания.

## Список литературы

1. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Способ охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2573551, Российская Федерация, 2016, бюл. № 2. 7 с.
2. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2578387 Российская Федерация, 2016, бюл. № 9. 8 с.
3. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Термоэмиссионный способ и устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических аппаратов с длительным сроком активного существования // Исследования наукограда. 2017. Т. 1. № 2. С. 55–60.
4. Коротеев А. С., Акимов В. Н., Гафаров А. А. Создание и перспективы применения космической ядерной энергетики в России // Полет. 2007. №7. С. 3–15.
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. Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма / под ред. Б. Я. Мойжеса, Г. Е. Пикуса. М. : Наука, 1973.
8. Стаханов И. П., Черновец В. Е. Физика термоэмиссионных преобразователей. М. : Энергоатомиздат, 1985.
9. Фоменко В. С. Эмиссионные свойства материалов. Киев : Наук. думка, 1981. 338 с.
10. Wilson V. C., Podkulski S. P. Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector // NASA contractor report CR-1416. – WASHINGTON, D.C., 1969. 41 p.
11. Кресанов В. С., Малахов Н. П., Морозов В. В. и др. Высокоэффективный эмиттер электронов на основе гексаборида лантана. М. : Энергоатомиздат, 1987. 152 с.
12. Гращенков Д. В., Щеголева Н. Е., Симоненко Е. П., Ермакова Г. В. Высокотемпературный керамический композиционный материал, устойчивый при длительной эксплуатации до 2000 °C с многоуровневой комплексной системой защиты // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2011. № 8. С. 25–28.
13. Руднев А. М., Дикий К. Л. Повышение жаропрочности керамических материалов путем создания волокнистых структур // Вестник СевНТУ. 2011. № 119. С. 50–53.
14. Прямилова Е. Н., Пойлов В. З., Лямин Ю. Б. Термохимическая стойкость керамики на основе боридов циркония и гафния // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Химическая технология и биотехнология. 2014. № 4. С. 55–67.
15. Варрик Н. М., Ивахненко Ю. А., Максимов В. Г. Оксид-оксидные композиционные материалы для газотурбинных двигателей (обзор) // Труды ВИАМ. 2014. № 8. С. 3.
16. Расчет на прочность деталей машин : справочник / И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич; 4-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1993. 640 с.

*История статьи*

*Поступила в редакцию 12 марта 2018 г.*

*Принята к публикации 21 мая 2018 г.*



## ABOUT THERMOEMISSION SYSTEM COOLING MATERIALS OF GAS TURBINE CONVERTERS BLADES OF SPACECRAFTS

A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy, L. P. Unakov, A. A. Levihin

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

Rated estimates of effect of application of the thermoemission way of cooling of blades of turbines of the gas turbine converters of the spacecrafts developed in Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov are given in the present article.

Relevance of development of thermoemission way of cooling is confirmed by the fact that now in the Russian Federation development of the transport and power module at the heart of which the principle of gas turbine transformation is put is conducted. In this case it is supposed that blades of the turbine will be made of the ceramic materials functioning in the environment of the inert gases heated from the onboard source of heat energy. One of problems at the same time is emergence of temperature gradients, tension and deformations that can lead to emergence of cracks.

However, if to execute ceramic blades from metal similar conduction (the boride, carbides, alloys of boride and carbides) using thermoemission way of cooling, then the opportunity essential (more, than twice) decrease in both blades of turbines temperature, and temperature differences, and tension in blades of turbines design appears.

In article it is also shown that decrease in temperature stresses in the design of hot elements at the equivalent heat load is reached due to fundamental properties of thermal electron emission, namely thanks to dependence of intensity of thermal electron emission and electronic cooling on temperature.

Keywords: thermionic emission, thermionic cooling system of turbine blades, gas turbine converter, spacecraft.

### References

1. 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.
2. 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.
3. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A. Thermionic method and device of cooling turbine blades of spacecraft gas turbine converters with longtime lifecycle // *The Research of the Science City*, 2017, vol. 1, no. 2, pp. 55–60. (In Russian)
4. Koroteev A. S., Akimov V. N., Gafarov A. A. *Sozdanie i perspektivy primeneniya kosmicheskoy yadernoy energetiki v Rossii* [Creation and prospects of application of space nuclear power in Russia] // *Polet*, 2007, no. 7, pp. 3–15. (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., Kalendarishvili 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. Mojzhesa B. Ya., Pikusa G. E. *Termoemissionnye preobrazovateli i nizkotemperaturnaya plazma* [Thermoemission converters and low-temperature plasma]. Moscow, Nauka, 1973. (In Russian)
8. Stahanov I. P., Chernovec V. E. *Fizika termoemissionnykh preobrazovatelej* [Physics of thermionic converters]. Moscow, Energoatomizdat, 1985. (In Russian)
9. Fomenko V. S. *Emissionnye svoystva materialov* [Emissive properties of materials]. Kiev, Nauk. dumka, 1981. 338 p. (In Russian)
10. Wilson V. C., Podkulski S. P. Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector // *NASA contractor report CR-1416*, WASHINGTON, D.C., 1969, 41 p.
11. Kresanov V. S., Malahov N. P., Morozov V. V. *Vysokoeffektivnyy ehmitter ehlektronov na osnove geksaborida lantana* [Highly efficient electron emitter based on lanthanum hexaboride]. Moscow, Energoatomizdat, 1987, 152 p. (In Russian)
12. Grashchenkov D. V., Shchegoleva N. E., Simonenko E. P., Ermakova G. V. *Vysokotemperaturnyj keramicheskij kompozicionnyj material, ustojchivyy pri dlitel'noj ehkspluatacii do 2000 °C s mnogourovnevoj kompleksnoj sistemoj zashchity* [High-temperature ceramic composite material, resistant to long-term operation up to 2000 °C with multi-level complex protection system] // *Vse Materialy. Entsiklopedicheskii spravochnik*, 2011, no. 8, pp. 25–28. (In Russian)

13. Rudnev A. M., Dikij K. L. *Povyshenie zharoprochnosti keramicheskikh materialov putem sozdaniya voloknistyh struktur* [Increase the heat resistance of ceramic materials by creating fibrous structures] // Bulletin of SevNTU, 2011, no. 119, pp. 50–53. (In Russian)
14. Pryamilova E. N., Pojlov V. Z., Lyamin Yu. B. *Termohimicheskaya stojkost' keramiki na osnove boridov cirkoniya i gafniya* [Thermochemical resistance of ceramics based on borides of zirconium and hafnium] // PNRPU Bulletin. Chemical Technology and Biotechnology, 2014, no. 4, pp. 55–67. (In Russian)
15. Varrik N. M., Ivahnenko Yu. A., Maksimov V. G. *Oksid-oksidnye kompozicionnye materialy dlya gazoturbinnnyh dvigatelej (obzor)* [Oxide Oxide Composite Materials for Gas Turbine Engines (Review)] // Proceedings of VIAM, 2014, no. 8, p. 3. (In Russian)
16. Birger I. A., Shorr B. F., Iosilevich G. B. *Raschet na prochnost' detalej mashin : spravochnik* [Calculation of the strength of machine parts]. Moscow, Mashinostroenie, 1993. 640 p. (In Russian)

*Article history**Received 12 March 2018**Accepted 21 May 2018*