

UDC 622.691

**IMPROVED RESISTANCE OF NICKEL AND COBALT ALLOYS
NOZZLE BLADES BLOCK OF TURBINES
TO THERMO-MECHANICAL LOADS**

**ПОВЫШЕНИЕ СТОЙКОСТИ БЛОКА СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК
ТУРБОМАШИН ИЗ НИКЕЛЕВЫХ И КОБАЛЬТОВЫХ СПЛАВОВ К
ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИМ НАГРУЗКАМ**

N.K. Krioni, A.V. Novikov, A.D. Mingazhev, R.R. Bekishev

FSBEI HPE “Ufa State Aviation Technological University”,

Ufa, the Russian Federation

LLC Production Company “Turbinaspetservice”, Ufa, the Russian Federation

Криони Н.К., Новиков А.В. Мингажев А.Д., Бекишев Р.Р.

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический
университет», г. Уфа, Российская Федерация

Производственное предприятие «Турбинаспецсервис»,

г. Уфа, Российская Федерация

e-mail: krioni@mail.rb.ru

Abstract. Improvement of performance characteristics of the most critical parts of hot tract gas turbine plants of gas compressor units is an urgent problem of the modern turbine construction. One such detail includes the guide vanes, turbine gas turbine units. Blades during operation, impacts are significant dynamic and static loads, high temperatures and thermo-mechanical loads, as well as corrosive and erosive destruction. Proceeding from the requirements for the manufacture of gas turbine blades are applied heat-resistant and heat-resistant nickel and cobalt. Replacement during repair of the damaged turbine blades is time consuming and expensive process. Development of new technologies of protective and strengthening processing of turbine blades, providing increase of

their resource, is a task which can save a considerable material and financial resources. However, one of the goals of protective and strengthening processing of parts is modernization of blades, which moves on a higher level of quality.

Currently used cooled nozzle blades during operation damaged in the result of occurrence of defects in the form of cracks. Research has shown that one of the main causes of cracks, along with the processes of thermal fatigue, creep of the material degradation and oxidation processes, is the emergence of a significant thermal stresses between the block elements in the result of difference of temperatures. The temperature difference between block elements linked c uneven removal of heat from the top and bottom shelves, as well as from the pen of the blade.

In this article we propose a method of increasing resistance of components of gas-turbine units of gas pumping units due to compensation of thermo-mechanical stresses on the blades. This method is based on use of the principle of selective thermal insulation of components of nozzle segment, which is implemented based on a technology, developed by authors, for thermo-barrier coating (TBC) application. Detailed development of selective thermo-barrier coating and its application was used on HPT gtk-10I segment. Thermal-barrier ceramic layer was applied on the external surface of the block bottom and airfoils, as well as on the transition area in between the block top and airfoils. Using the proposed coating and the technology of its application increased blade life by 1.4 – 1.7 times, which saves material and financial resources and ensures the proper level of efficiency and reliability of gas pipeline transportation systems.

Аннотация. Повышение эксплуатационных свойств наиболее ответственных деталей горячего тракта газотурбинных установок газоперекачивающих агрегатов является весьма актуальной задачей современного турбостроения. К одним из таких деталей относятся направляющие лопатки турбин газотурбинных установок. Лопатки в процессе эксплуатации подвергаются воздействиям значительных динамических и статических нагрузок, высоких температур и термомеханических нагрузок, а также коррозии.

онному и эрозионному разрушению. Исходя из предъявляемых требований, для изготовления лопаток газовых турбин применяются жаропрочные и жаростойкие никелевые и кобальтовые. Замена при ремонте поврежденных лопаток турбин является трудоемким и дорогостоящим процессом. Разработка новых технологий защитно-упрочняющей обработки лопаток турбин, обеспечивающих повышение их ресурса, является задачей, решение которой позволяет сэкономить значительные материальные и финансовые ресурсы. При этом, одной из целей защитно-упрочняющей обработки деталей является модернизация лопаток, переводящая последние на более высокий уровень качества.

Используемые в настоящее время охлаждаемые сопловые лопатки в процессе эксплуатации выходят из строя в результате появления дефектов в виде трещин. Проведенные исследования показали, что одной из основных причин появления трещин, наряду с процессами термической усталости, ползучести, деградации материала и окислительных процессов, является возникновение значительных термических напряжений на участках между элементами блока в результате разности их температур. Разность температур между элементами блока связана с неравномерностью отвода теплоты от верхней и нижней полки, а также от пера лопатки.

В данной статье предложен метод повышения стойкости деталей газотурбинных установок газоперекачивающих агрегатов за счет компенсации на лопатках термомеханических напряжений. Рассматриваемый метод основан на использовании принципа избирательной теплоизоляции частей сегментов соплового аппарата, которая была реализована на основе разработанной технологии нанесения теплозащитного покрытия. Детальная проработка избирательного теплозащитного покрытия и технологии его нанесения осуществлена применительно к сегменту СА ТВД ГТК-10И. Теплозащитный керамический слой наносили на внешние поверхности нижней полки и пера лопатки, а также на поверхность переходной зоны между верхней полкой и пером лопатки. Применение разработанного по-

крытия и технологии его нанесения позволило повысить ресурс работы лопаток в 1,4-1,7 раз, что дает значительную экономию материальных и финансовых средств и обеспечивает должный уровень эффективности работы и надежности газотрубопроводного транспорта.

Key words: nozzle system segment, a gas-turbine, gas compressor units, improvement of operational characteristics, protective and strengthening treatment, ion-plasma method, thermal barrier coating.

Ключевые слова: сегмент соплового аппарата, газотурбинная установка, газоперекачивающий агрегат, повышение эксплуатационных свойств, защитно-упрочняющая обработка, ионно-плазменный метод, теплозащитное покрытие.

One of the critical tasks of the modern turbine building industry is improvement of operational characteristics of gas turbine units (GTU) hot section components for gas compressor plants (GCP), such as nozzle blades and nozzle segments made of nickel and cobalt alloys.

It is well known [1], that in operation process stator blades of GTU are exposed to extreme dynamic and static loads, high temperatures and thermomechanical loads, as well as to corrosion and erosion destruction. Based on regulations, refractory and heat-resistant nickel and cobalt alloys, such as CNK -7, CNK-21, FSX-414, ZhS-6, ZhS-6Y, EI-893, U-5000 and others, are used for gas turbine blades manufacturing.

The improvement of operational characteristics is in particular conditioned by the fact that replacement of failed turbine blades is labor consuming and expensive process, because it takes dismantling them from rotors, buying new blades, mounting them on rotors etc. [1]. Thus, development of new methods of protective and strengthening treatment of turbine blades, providing for their longer life, is an important task, saving significant material and financial resources. Besides, one of the goals of protective and strengthening treatment is

modernization of components, bringing them to a higher level of quality as compared to existing one.

In this respect, one of the main directions of “Турбизнессервис” company is refurbishment of turbine rotating and stator blades, restoring their structure and mechanical properties, followed by protective and strengthening treatment and application of heat resistant and thermal insulation coatings.

Benefit of protective and strengthening treatment and of thermal barrier coatings (TBC) is related to possibility of increasing temperature in the turbine along with longer blade life. Ceramic TBC of sufficient thickness are able to significantly decrease heat flow to the base material of the blade and provide for its operability in high temperature conditions [2, 3]. Zirconium dioxide ceramics, stabilized with yttrium oxide ($ZrO_2 \cdot Y_2O_3$), is most often used for TBC. To provide for adhesion of the ceramic layer and to protect the base material from oxidation, TBC comprises a heat-resistant bond coat [4, 5].

Conventional cooled nozzle blades, especially those integrated in 2 or 3 pieces blocks, often fail in operating process due to crack shaped defects (Figure 1).

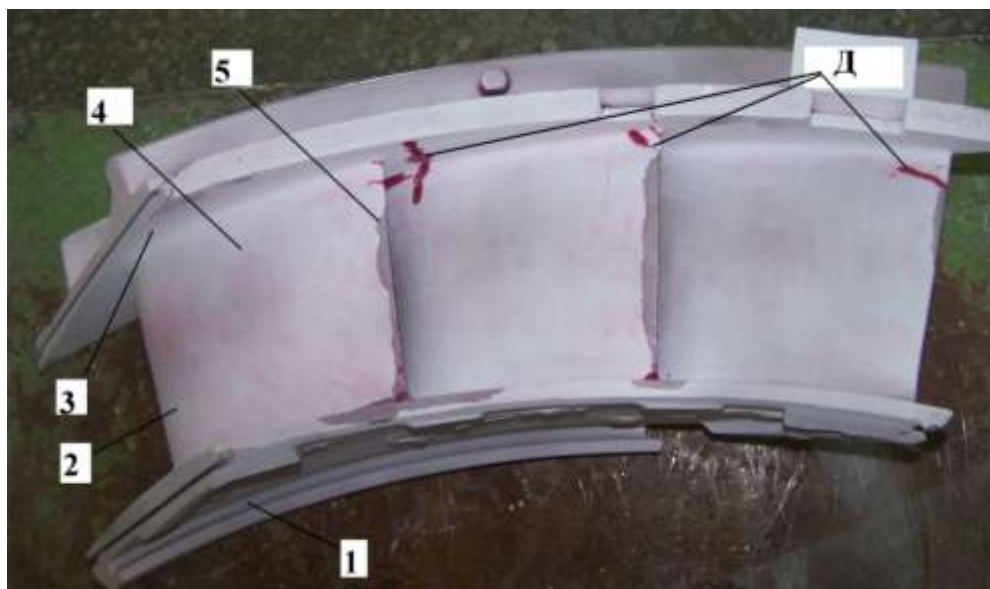


Figure 1. Blades block with typical operational defects, located, mainly, on the boarded with the top and the airfoil. (D – operational defects; 1 – block bottom; 2 – leading edge; 3 – block top; 4 – blade; 5 – trailing edge)

The survey, conducted by the authors, revealed the fact that one of the main causes of above cracks, alongside with thermal fatigue, creep, material deterioration and oxidation, is rise of thermal stresses in the areas between block elements (mainly between the top and the airfoil) due to temperature contrast. The temperature contrast across the block elements is caused by uneven heat transfer from the top and the bottom of the block and from the airfoil. To eliminate said cause of block failure the authors suggested using the principle of selective thermal protection of the block components, allowing for more homogeneous distribution of temperature across the block [6]. Selective application of the ceramic layer provided for temperature equalizing across the block. At the same time, application of solid ceramic coat over all of the surface of the block did not bring to decrease of tension in between the block elements, but just lowered their temperature.

The principle of selective thermal insulation of block components was implemented using a developed technology for TBC. Developed versions of TBC allowed made it possible to compensate thermomechanical stresses in turbine nozzle blades block [6]. The core of TBC forming enhances application of heat-resistant coat onto outer surfaces of the block top and the block bottom, and onto the airfoil, as well as selective application of thermal barrier ceramic layer (Figure 2). In the process of compensating TBC forming, the thermal barrier ceramic layer was applied onto outer surfaces of the block top and the block bottom, the airfoil, and onto transition area between the block top and the airfoil. The thermal barrier ceramic layer thickness on various elements of the nozzle block varied from 10 to 300 micron, based on the necessity of compensating the temperature contrasts in the operation process.

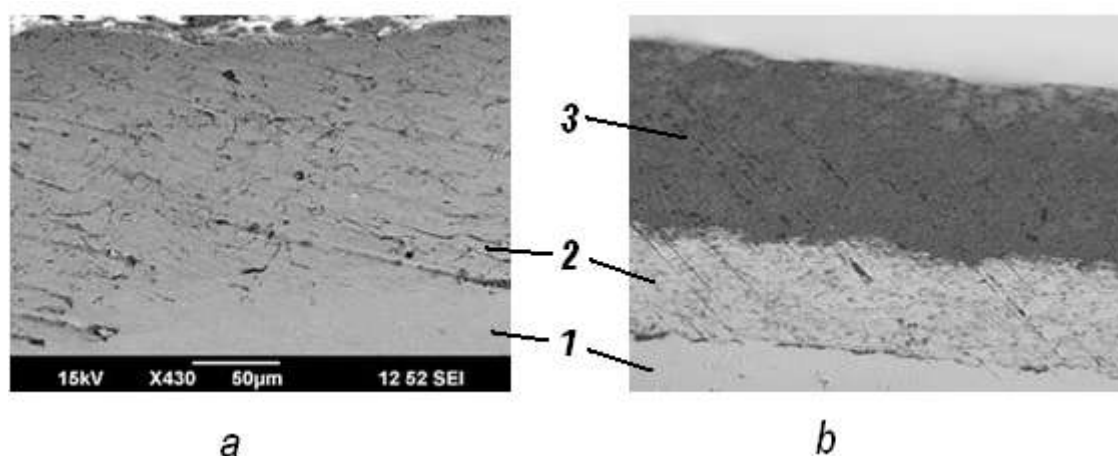


Figure 2. Fragments of thermal barrier coating with the effect of thermomechanical stresses compensation for turbine nozzle blades block a – Ni-Cr-Al-Y system heat resistant coating (SDP-2); b – thermal barrier coating of 150 micron thickness: heat-resistant bond coat Ni-Cr-Al-Y (SDP-2) + ceramic thermal barrier layer ZrO_2 , stabilized by $Y_2 O_3$. (1 – substrate; 2 – heat-resistant bond coat ; 3 – thermal barrier layer

Formation of the refractory bond coat was implemented in several versions. The first version of the refractory bond coat was obtained by applying the first and the second heat-resistant layers. As the material of the first heat-resistant layer of 20 to 70 micron (Figure 3) alloys with the following composition were used: Si – 9.0%; Y – 1.8 %; and Al – the rest. The second heat-resistant layer of 18 to 70 micron (Figure 3) thickness comprised: Cr – 22%, Al – 11%, Y – 0.6%, and Ni – the rest. The first layer was applied by ion-plasma or electronic beam method (Figure 3), the second – by gas-thermal (plasma) method. After the application the coating underwent diffusion annealing under the temperature of 1000 °C – 1050 °C during 2 hours in vacuum of 10^{-3} to 10^{-4} mm of mercury. Some of the samples were coated with additional 10 – 15 micron bond coat comprising: 22% Cr, 11% Al, 0.6% Y, and Ni – the rest, by gas thermal method.

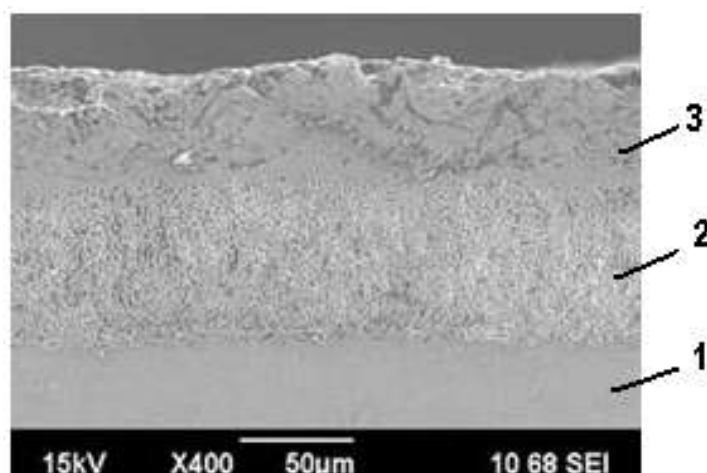


Figure 3. Ni-Cr-Al-Y system coating, applied by gas-thermal method on top of electronic-beam Si -Y -Al coating (1 – substrate; 2 – 1st layer; 2 – 2nd layer).

The second version of the heat-resistant bond coat was obtained by applying a 60 micron heat-resistant layer on the functional surface of the block; ion-plasma technique was used. The layer material comprised a Ni-Cr-Al-Y alloy of the following composition: Cr – 24% ; Al –12% ; Y –0.6%; and Ni – the rest. The bond coat application was alternated with periodical implantation of Yb or N ions, which was done every time before a micro-layer was formed.

The third version of the heat-resistant layer was formed by applying a 50 micron heat-resistant layer by gas-thermal method. A Ni-Cr-Al-Y layer, comprising: Cr – 24% ; Al –12% ; Y –0.6%; and Ni – the rest – was used.

A 10 to 300 micron ceramic layer, comprising of Y₂O₃ – 8% of mass, ZrO₂ – the rest, was applied on the bond coat versions, as described above. The ceramic material was applied by plasma spraying. The nozzle blades block with the layers of coating was anneal at the temperature of 1050 °C for 2 hours in the vacuum of, at least, 10⁻³ mm of mercury.

For the purpose of protection of the blade material from oxidation, the heat-resistant layer was applied across the entire functional surface of the block. Such a combination of a solid heat-resistant layer and selective thermal barrier layer allowed for using protective and strengthening coatings not only for refurbishment, but also for improving operational characteristics of the nozzle block as compared to its initial characteristics.

The selective TBC was applied in the following sequence (Figure 4).

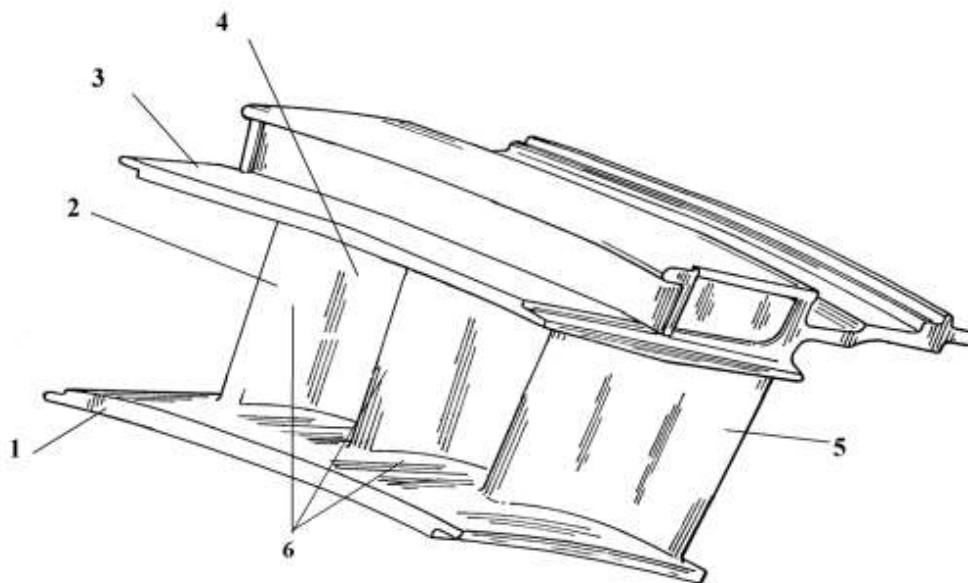


Figure 4. Diagram of application of selective TBC on nozzle block
1 – block bottom; 2 – leading edge; 3 – block top; 4 – blade; 5 – trailing edge;
6 – areas with selective compensating thermal barrier ceramic layer

After preparing the surface for coating, a 40 to 60 micron heat-resistant bond coat was applied all across the functional surface of block bottom 1, block top 3, blades 4 by vacuum-plasma method. Then, by plasma spraying, a ceramic thermal barrier layer was formed, whereas the ceramic layer was applied in a selective manner: on the surface of the block bottom 1 and the blades surfaces 4 only (Figure 4 and 5).

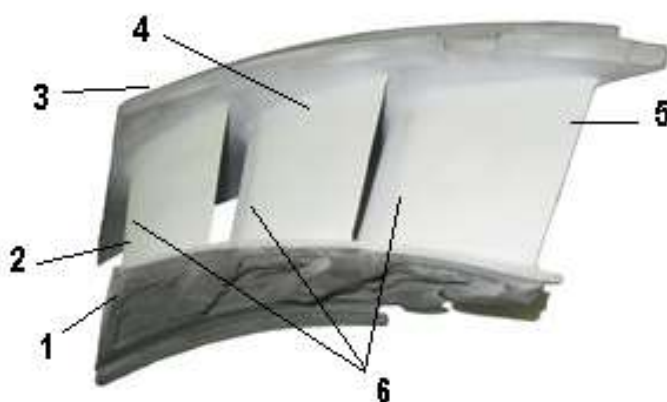


Figure 5. SA TVD GDK-10I segment with selective TBC
1 – block bottom; 2 – leading edge; 3 – block top; 4 – blade; 5 – trailing edge;
6 – areas with selective compensating thermal barrier ceramic layer

To form TBC, ceramics of the following composition was used: Y_2O_3 – 7% of mass, and ZrO_2 – the rest. The thickness of the layer applied to the less thermal stressed areas of the block, such as airfoil trailing edges 4, was less as compared to that of applied on the leading edge 4, and made, depending on particular parameters of a blade and operating conditions, from 10 to 300 micron. After the application of the layers the components were annealed at the temperature of 1000 – 1050 °C for 2 hours in vacuum. As the result of the above procedures, on the functional surfaces of nozzle blades block 4 areas with selective TBC 6 were formed (Figure 5). The thicknesses of the ceramic layer, compensating temperature contrasts in the blade and the block top materials during the nozzle block operation, were determined by an experimental way, using a methodology described in [7, 8].

To increase the protective-strengthening effect, prior to the heat-resistant bond coat application, in some of the cases treatment of the surface with Yb ions was conducted, with the ion energy of 20 keV. For this, the nozzle blades block was placed in a combined ion-plasma unit and ion-implantation treatment was applied. Besides, with some of the samples, prior to the heat-resistant layer application, an additional 1.0 micron layer Cr was applied on the blades surfaces. Quality evaluation of the surface layer was carried out in accordance with as described in [9].

The nickel and cobalt alloy components were studied in the following way. The first group of the nozzle blocks was treated to obtain conventional solid TBC. The selective TBC were applied on the second group of nozzle blades. The samples made of above mentioned alloys were also studied by imitating operation loads, referred to thermomechanical stresses rising. The samples and the blades were made of alloys, based on nickel and cobalt: CNK -7, CNK-21, FSX-414, ZhS-6, ZhS-6Y, EI-893, U-5000.

Evaluation of crack resistance in the areas in between blades block elements (“block bottom – airfoil”, “block top” – “airfoil”) was made for both the studied thermal-resistant alloys samples, as well as for existing components. Special

samples for contrasting temperatures across cooled surface and for compensating that contrast due to thermal-barrier coating [7, 8] were manufactured. Comparing the samples and the existing components test results showed their sufficiently large convergence, taking in consideration complexity of the components and test conditions. The evaluation of crack resistance was made according to crack rising time criterion. According to the test data, the time before the first crack rising was as follows: 1) on the existing components with conventional TBC – 8 to 9 thousand hours; with the selective TBC – from 11 to 15 thousand hours; 2) on the sample with the conventional TBC – from 120 to 150 hours; with the selective TBC from 190 to 240 hours.

Isothermal heat-resistance of the coatings was evaluated on samples with the diameter of $d = 10$ mm and the length of $l = 30$ mm. The samples were placed in cups and were hold in open air at the temperature of $T = 1200$ °C. The heat resistance was estimated according to characteristic time (τ) when the first corrosion spots and other kinds of defects appeared, which was determined by visual inspection every 50 hours of the test. Weighting of the samples with oxide scale was made every 500 and 1000 hours of the test. The value of specific mass gain per unit of surface area was estimated as compared to the initial weight ΔP , g/m^2 . The obtained results are presented in Table.

Table. Cyclic and isothermal heat resistance tests of Heat-resistant alloy samples with TBC

Kinds of samples	Cyclic heat-resistance cycles	Isothermal heat-resistance,		
		τ , hours	ΔP , g/m^2	
			500 hours	1000 hours
1	2	3	4	5
Conventional TBC	450-500	300-320	5.1 – 6.8	9.4 -11.2
Selective ТЗП	550-600	350-400	4.8 - 6.1	7.6 -9.1

Conclusions

A new method of improving strength of GTU components is proposed, based on compensating thermomechanical stresses by application of selective TBC. The study of operational characteristics of nozzle block blades with gas-thermal and ion-plasma coatings showed perspectiveness of using the selective TBC for components, operating in the conditions of uneven temperature distribution field. Detailed development of selective TBC and its application was used on HPT gtk-10I segment. Using the proposed coating and the technology of its application increased blade life by 1.4-1.7 times.

Повышение эксплуатационных свойств деталей горячего тракта газотурбинных установок (ГТУ) газоперекачивающих агрегатов (ГПА): сопловых лопаток, в том числе сегментов соплового аппарата, изготовленных из никелевых и кобальтовых сплавов, является весьма актуальной задачей современного турбостроения.

Известно [1], что направляющие лопатки турбин ГТУ в процессе эксплуатации подвергаются воздействиям значительных динамических и статических нагрузок, высоких температур и термомеханических нагрузок, а также коррозионному и эрозионному разрушению. Исходя из предъявляемых требований, для изготовления лопаток газовых турбин применяются жаропрочные и жаростойкие никелевые и кобальтовые сплавы типа ЦНК - 7, ЦНК-21, FSX-414, ЖС-6, ЖС-6У, ЭИ-893, U-5000 и др.

Необходимость повышения эксплуатационных характеристик лопаток обусловлена, в частности, тем, что замена поврежденных лопаток турбин является трудоемким и дорогостоящим мероприятием, так как требует снятия их с ротора, приобретения новых лопаток, установки их на ротор и т.д. [1]. В связи с этим, разработка новых технологий защитно-упрочняющей обработки лопаток турбин, обеспечивающих их повышен-

ный ресурс, является важной задачей, решение которой позволяет сэкономить значительные материальные и финансовые ресурсы. При этом, одной из целей защитно-упрочняющей обработки деталей является модернизация последних, переводящая лопатки на более высокий, по сравнению с исходным, уровень качества.

В этой связи одним из основных направлений деятельности предприятия «Турбинаспецсервис» является ремонт рабочих и направляющих лопаток турбомашин с восстановлением структуры и механических свойств материала деталей, а также с последующей их защитно-упрочняющей обработкой и нанесением жаростойких или теплозащитных покрытий.

Перспективность защитно-упрочняющей обработки и нанесения теплозащитных покрытий (ТЗП) связана с возможностью повышения температуры в турбине при сохранении или повышении ресурса лопаток. Керамические ТЗП, при их достаточной толщине, могут ощутимо снизить теплоприток к основному материалу охлаждаемой лопатки и обеспечить ее работоспособность в условиях высоких температур [2, 3]. Наиболее часто для формирования теплозащитного слоя ТЗП используется керамика на основе диоксида циркония, стабилизированного оксидом иттрия ($ZrO_2 \cdot Y_2O_3$). Для обеспечения адгезии керамического слоя и защиты основного материала детали от окисления, ТЗП имеет жаростойкий подслой [4, 5].

Используемые в настоящее время охлаждаемые сопловые лопатки, особенно объединенные в блоки по две или три штуки, в процессе эксплуатации часто выходят из строя в результате появления дефектов в виде трещин (рисунок 1).

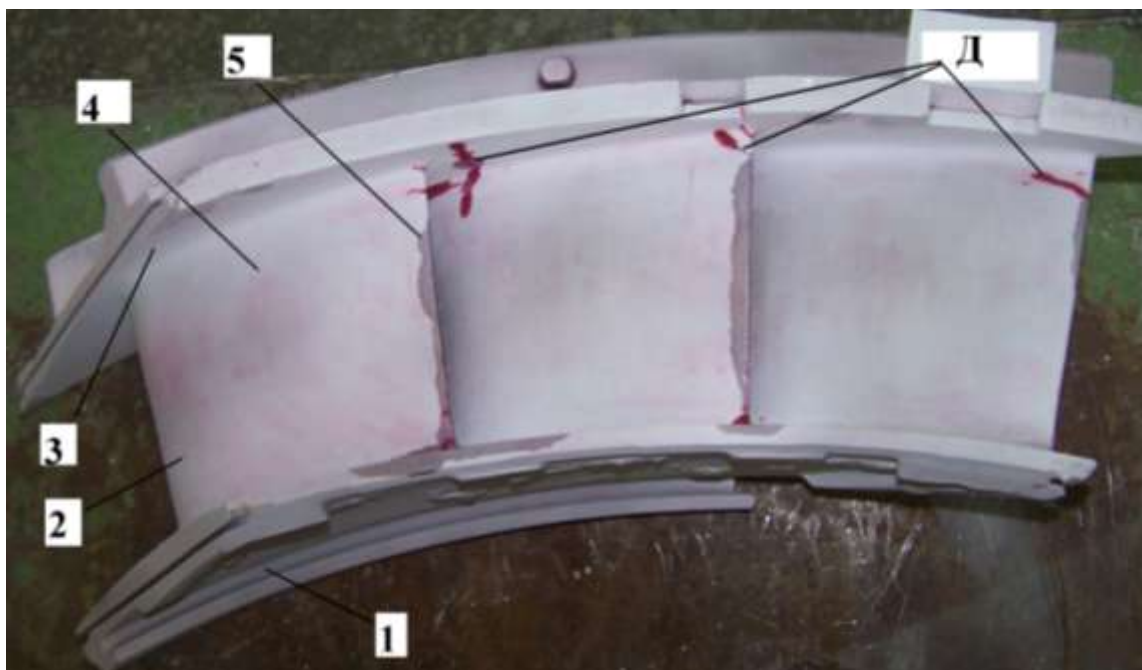


Рисунок 1. Блок лопаток с характерными эксплуатационными дефектами, расположенными, в основном, на границе между верхней полкой и пером лопатки: Д – эксплуатационные дефекты; 1 – нижняя полка блока; 2 – входная кромка лопатки; 3 – верхняя полка блока; 4 – лопатка; 5 – выходная кромка лопатки

Исследования, проведенные авторами, показали, что одной из основных причин появления указанных трещин, наряду с процессами термической усталости, ползучести, деградации материала и окислительных процессов, является возникновение, в результате разности температур, значительных термических напряжений на участках между элементами блока (в основном между верхней полкой и пером лопатки). Возникновение разности температур между элементами блока объясняется неравномерностью отвода теплоты от верхней и нижней полок, а также от пера лопатки.

Для устранения описанной причины разрушения блока лопаток авторами было предложено использование принципа избирательной теплоизоляции частей блока, позволяющей сделать более однородной температуру в блоке [6]. Предварительные исследования показали, что использование сплошного керамического покрытия на всей поверхности блока не приводят к уменьшению термомеханических напряжений между элементами блока, а лишь снижают их температуру.

Принцип избирательной теплоизоляции частей блока был реализован с помощью разработанной технологии нанесения ТЗП. Исследуемые варианты ТЗП позволили осуществить эффект компенсации термомеханических нагрузок в блоке сопловых лопаток турбомшины [6]. Сущность формирования ТЗП заключалась в нанесении жаростойкого покрытия на внешние поверхности верхней и нижней полки блока и пера лопатки, а также избирательного напыления теплозащитного керамического слоя (рисунок 2). При формировании компенсационного ТЗП теплозащитный керамический слой наносили на внешние поверхности нижней полки, на перо лопатки, а также на поверхность переходной зоны между верхней полкой и пером лопатки. Толщину теплозащитного керамического слоя на различных элементах соплового блока варьировали от 10 до 300 мкм, исходя из условий обеспечения в процессе его эксплуатации, компенсации разности температур элементов блока.

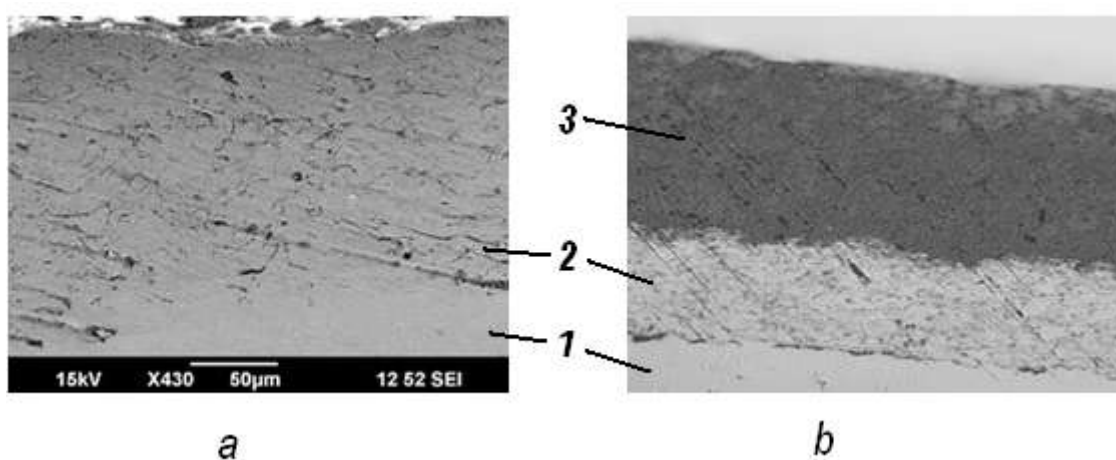


Рисунок 2. Фрагменты теплозащитного покрытия с эффектом компенсации термомеханических нагрузок для блока сопловых лопаток турбомшины: а – жаростойкое покрытие системы Ni-Cr-Al-Y (СДП-2); б – теплозащитное покрытие толщиной 150 мкм: жаростойкий подслой Ni-Cr-Al-Y (СДП-2) + керамический теплобарьерный слой ZrO₂, стабилизированный Y₂O₃:1 – основа; 2 – жаростойкий подслой (покрытие); 3 – теплозащитный слой

Формирование жаростойкого подслоя (покрытия) осуществляли по нескольким вариантам. Первый вариант жаростойкого подслоя получали путем нанесения первого и второго жаростойких слоев. В качестве материала

первого жаростойкого слоя толщиной порядка 20 мкм и 70 мкм (рисунок 3) использовали сплавы состава: Si – о 9,0%; Y – 1,8 %; Al – остальное. Второй жаростойкий слой толщиной от 18 мкм и 70 мкм (рисунок 3) состоял из 22% Cr, 11% Al, 0,6% Y, Ni – остальное. Первый слой наносили ионно-плазменным методом или электронно-лучевым методом (рисунок 3), второй слой – газотермическим (плазменным) методом. После нанесения подвергали диффузионному отжигу при температуре 1000–1050 °С в течение от 2 часов в вакууме от 10^{-3} до 10^{-4} мм рт.ст. На ряд образцов газотермическим методом наносили дополнительный подслой толщиной от 10-15 мкм состава: 22% Cr, 11% Al, 0,6% Y, Ni – остальное.

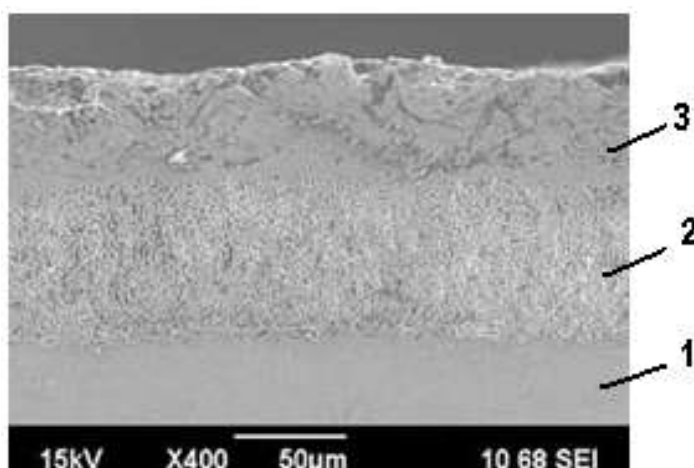


Рисунок 3. Покрытие системы Ni-Cr-Al-Y, нанесенное газотермическим способом на электронно-лучевое покрытие Si -Y –Al:
1 – основа; 2 – первый слой; 2 – второй слой

Получение второго варианта жаростойкого подслоя производилось путем нанесения на рабочую поверхность блока ионно-плазменным методом жаростойкого слоя толщиной 60 мкм. В качестве материала слоя использовали сплав Ni-Cr-Al-Y, состава: Cr – 24%; Al – 12%; Y – 0,6%; Ni – остальное. Нанесение жаростойкого слоя чередовали с периодической имплантацией ионами Yb или N, которую каждый раз проводили до образования микрослоя.

Третий вариант жаростойкого слоя формировали путем нанесения газотермическим методом жаростойкого слоя толщиной 50 мкм. В качестве

жаростойкого материала использовали сплав Ni-Cr-Al-Y, состава: Cr – от 24%; Al – 12%; Y – 0,6%; Ni – остальное.

На полученный указанными выше вариантами жаростойкий подслоя наносили керамический слой толщиной от 10 мкм до 300 мкм, состава Y_2O_3 – 8% вес, ZrO_2 – остальное. Нанесение слоя керамического материала осуществляли плазменным напылением. Блок сопловых лопаток с нанесенными слоями покрытия подвергали отжигу при температуре порядка 1050 °С в течении от 2 часов в вакууме не хуже от 10^{-3} мм рт. ст.

Жаростойкий слой, с целью защиты материала лопатки от окисления, наносили на всю рабочую поверхности блока. Такая комбинация сплошного жаростойкого слоя и избирательного теплозащитного слоя позволила использовать защитно-упрочняющие покрытия не только для восстановления, но и для повышения эксплуатационных характеристик соплового блока по сравнению с его исходными характеристиками.

Нанесение избирательного ТЗП производилось в следующей последовательности (рисунок 4).

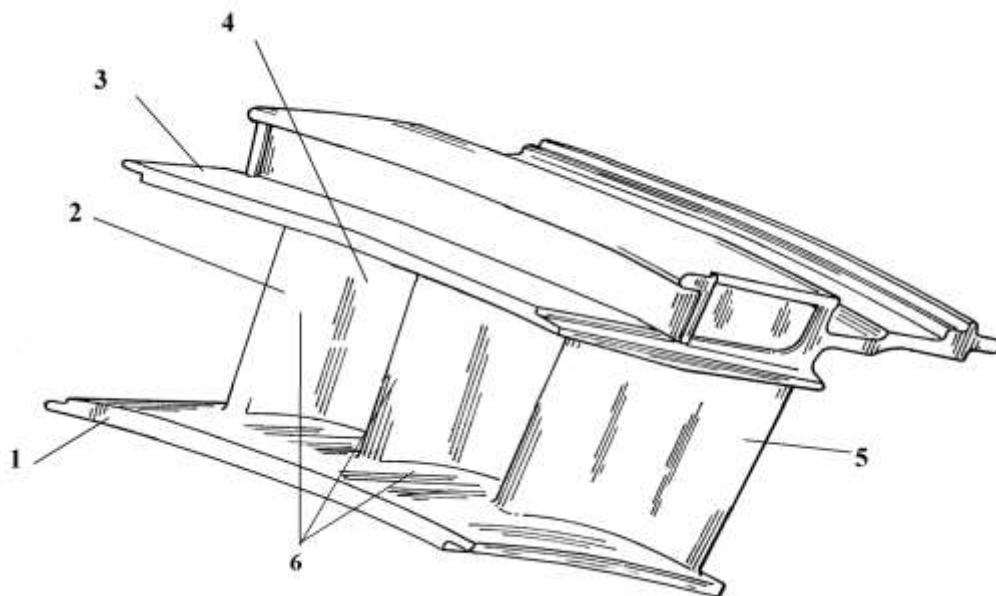


Рисунок 4. Схема нанесения на сопловой блок избирательного ТЗП: 1 – нижняя полка блока; 2 – входная кромка лопатки; 3 – верхняя полка блока; 4 – лопатка; 5 – выходная кромка лопатки; 6 – зоны с нанесенным избирательным компенсационным теплозащитным керамическим слоем

После подготовки поверхности под нанесение покрытия, на всю рабочую поверхность нижней полки блока 1, верхней полки блока 3, лопаток 4 вакуумно-плазменным методом наносили жаростойкий подслоу (покрытие) толщиной от 40 до 60 мкм. Затем, плазменным напылением формировали керамический теплозащитный слой, причем керамический слой наносили избирательно, только на поверхность нижней полки блока 1 и поверхность лопаток 4 (рисунок 4 и 5).

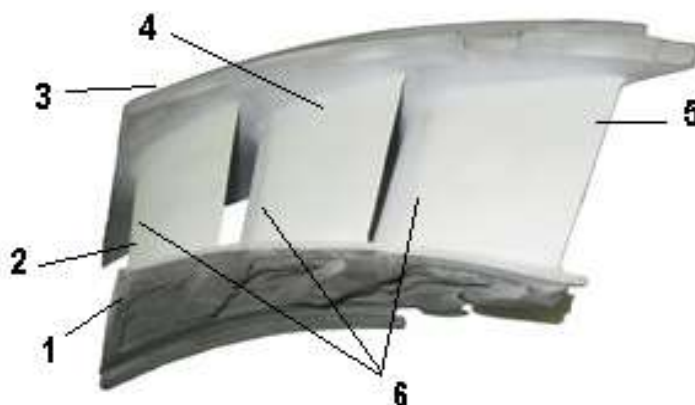


Рисунок 5. Сегмент СА ТВД ГТК-10И с нанесенным избирательным ТЗП:

1 – нижняя полка блока; 2 – входная кромка лопатки; 3 – верхняя полка блока; 4 – лопатка; 5 – выходная кромка лопатки; 6 – зоны с нанесенным избирательным компенсационным теплозащитным керамическим слоем

Для получения теплозащитного слоя использовалась керамика состава Y_2O_3 – 7% вес, ZrO_2 – остальное. Толщина слоя на менее теплонапряженных участках блока, таких, как выходная кромка пера лопатки 4, бралась меньшей, чем на входной кромке лопатки 4 и составляла, в зависимости от конкретных параметров лопатки и условий эксплуатации, от 10 мкм до 300 мкм. После нанесения слоев покрытия детали подвергали отжигу при температуре порядка 1000-1050 °С в течение от 2 часов в вакууме. В результате проведения указанных операций на рабочей поверхности блока сопловых лопаток 4 были сформированы зоны с нанесенным избирательным ТЗП 6 (рисунок 5). Толщина керамического слоя, обеспечивающая в

процессе эксплуатации соплового блока компенсацию разности температур между материалом лопатки и материалом верхней полки, определялась экспериментально, с использованием методики [7, 8].

Для повышения защитно-упрочняющего эффекта покрытия, перед нанесением жаростойкого слоя (покрытия), в ряде случаев, проводили ионно-имплантационную обработку поверхности лопатки ионами Yb , при энергии ионов порядка 20 кэВ. Для этого сопловый блок лопаток помещали в рабочую камеру комбинированной ионно-плазменной установки и производили ионно-имплантационную обработку. Кроме того, на ряд образцов перед нанесением жаростойкого слоя на поверхность лопатки дополнительно наносили слой из Cr толщиной до 1,0 мкм. Оценку качества поверхностного слоя проводили согласно [9].

Были проведены следующие исследования деталей из никелевых и кобальтовых сплавов. Первая группа блока сопловых блоков была обработана с получением сплошного ТЗП. На вторую группу блоков сопловых лопаток были нанесены избирательные ТЗП. Исследования проводились на образцах из указанных сплавов, том числе и при имитации эксплуатационных нагрузок, связанных с возникновением термомеханических напряжений. Образцы и лопатки изготавливались из сплавов на основе никеля и кобальта (ЦНК-7, ЦНК-21, FSX-414, ЖС-6, ЖС-6У, ЭИ-893, U-5000).

Оценка стойкости к образованию трещин между элементами блока лопаток («нижняя полка блока – лопатка», «верхняя полка блока – лопатка») проводилась как на образцах из исследуемых жаростойких сплавов, так и на натуральных деталях. Были изготовлены специальные образцы, выполненные с возможностью создания перепада температур по охлаждаемой поверхности и компенсации созданного перепада за счет использования теплозащитного покрытия [7, 8]. Сравнение результатов испытаний на образцах и натуральных деталях показало их достаточно большую сходимость с учетом сложности деталей и условий проведения эксперимента. Оценку стойкости проводили по времени образования на образцах появления пер-

вых трещин. По результатам испытаний время до начала образования на деталях первых трещин составило:

1) на натуральных деталях с обычным ТЗП от 8 до 9 тыс. часов; с избирательным ТЗП от 11 до 15 тыс. часов;

2) на образцах с обычным ТЗП от 120 до 150 часов; с избирательным ТЗП от 190 до 240 часов.

Изотермическая жаростойкость покрытий оценивалась на образцах диаметром $d = 10$ мм и длиной $l = 30$ мм. Образцы покрытиями помещались в тигли и выдерживались на воздухе при температуре $T = 1200$ °С. Жаростойкость покрытий оценивалась по характерному времени (τ) до появления первых очагов газовой коррозии или других дефектов, которые определялось путем визуального осмотра через каждые 50 часов испытаний при температуре 1200 °С. Взвешивание образцов вместе с окалиной производилось через 500 и 1000 часов испытаний, при этом определялась величина удельного прироста массы образца на единицу его поверхности по сравнению с исходным весом ΔP , г/м². Полученные результаты представлены в таблице.

Таблица. Результаты испытаний на циклическую и изотермическую жаростойкость образцов из жаропрочных сплавов с ТЗП

Виды образцов	Циклическая жаростойкость, цикл.	Изотермическая жаростойкость,		
		τ , ч	ΔP , г/м ²	
			500 ч	1000 ч
1	2	3	4	5
Обычное ТЗП	450-500	300-320	5,1 – 6,8	9,4 -11,2
Избирательное ТЗП	550-600	350-400	4,8 -6,1	7,6 -9,1

Выводы

Предложен новый метод повышения стойкости деталей ГТУ основанный на компенсации термомеханических напряжений путем нанесения избирательного ТЗП. Проведенные исследования эксплуатационных свойств

лопаток блоков сопловых лопаток с газотермическими и ионно-плазменными покрытиями, показали перспективность использования избирательного ТЗП для деталей, работающих в условиях неоднородного температурного поля. Детальная проработка избирательного ТЗП и технологии его нанесения осуществлена применительно к сегменту СА ТВД ГТК-10И. Применение разработанного покрытия и технологии его нанесения позволило повысить ресурс работы лопаток в 1,4- 1,7 раз.

References

1 Gasirowski F.G., Silevich V.M. Feasibility study ways to repair erosion-worn steam-turbine blades in the conditions of power plants // Heavy mechanical engineering. 2001. №9. P.21-26. [in Russian].

2 The method of obtain thermal barrier coating / Smyslov A.M. [and etc]: pat. 2441103 Russian Federation No. 2009116342/02; applic. 28.04.2009; publ. 27.01.2012, bul. № 3. 10 p. [in Russian].

3 The method of obtain metal-ceramic thermal barrier coating / Mingazhev A.D. [and etc]: pat. 2441099 Russian Federation No. 2010114809/02; applic. 13.04.2010; publ. 27.01.2012, bul. № 3. 14 p. [in Russian].

4 The method of obtain of a heat-resistant coating on the blades of turbomachines / Mingazhev A.D. [and etc]: pat. 2441102 Russian Federation No. 2010114799/02; applic. 13.04.2010; publ. 27.01.2012, bul. № 3. 11 p. [in Russian].

5 Thermal barrier coating and how to obtain it / Novikov A.V. [and etc]: pat. 2426819 Russian Federation No. 2009144420/02; applic. . 30.11.2009; publ. 20.08.2011, bul. № 23. 13 p. [in Russian].

6 The method of hardening of the block of nozzle blades of turbomachines of nickel and cobalt alloys / Novikov A.V., Mingazhev A.D., Kishalov A.E.: pat. 2426819 Russian Federation No. 2010111608/02; applic. 25.03.2010; publ. 20.03.2012, bul. № 8. 16 p. [in Russian].

7 The method of determination of thermal stresses in refrigerated components / Mingazhev A.D. [and etc]: pat.2433389 Russian Federation No. 2010114965/28; applic. 14.04.2010; publ. 10.11.2011, bul. № 31. 10 p. [in Russian].

8 Method of determination of thermo-mechanical stresses, with the thermal insulation of high-temperature coatings / Mingazhev A.D. [and etc]: pat. 2424506 Russian Federation No. 2010114966/28; applic. 14.04.2010; publ. 20.07.2011, bul. № 20. 10 p. [in Russian].

9 The method of estimation of the degree of hardening of the surface layer of solid materials / Mingazhev A.D. [and etc]: pat. 2475719 Russian Federation No. 2011128559/28; applic. 08.07.2011; publ. 20.02.2013, bul. № 20. 14 p. [in Russian].

Список используемых источников

1 Гонсеровский Ф.Г., Силевич В.М. Техничко-экономическое обоснование способа ремонта эрозивно-изношенных паротурбинных лопаток в условиях электростанций // Тяжелое машиностроение. 2001. №9. С.21-26.

2 Способ получения теплозащитного покрытия / Смыслов А.М. [и др.]: пат. 2441103, Рос. Федерация. № 2009116342/02; заявл. 28.04.2009; опубл. 27.01.2012, БИ. 2012. № 3. 10 с.

3 Способ получения металлокерамического теплозащитного покрытия / Мингажев А.Д. [и др.]: пат. 2441099, Рос. Федерация № 2010114809/02; заявл.13.04.2010; опубл. 27.01.2012, БИ. 2012.№ 3. 14 с.

4 Способ получения жаростойкого покрытия на лопатках турбомашин / Мингажев А.Д. [и др.]: пат. 2441102 Рос. Федерация. № 2010114799/02; заявл. 13.04.2010; опубл. 27.01.2012, БИ. 2012. № 3. 11 с.

5 Теплозащитное покрытие и способ его получения / Новиков А.В. [и др.]: пат. 2426819 Рос. Федерация. № 2009144420/02; заявл. 30.11.2009; опубл. 20.08.2011, БИ. 2011. № 23. 13 с.

6 Способ упрочнения блока сопловых лопаток турбомашин из никелевых и кобальтовых сплавов / Новиков А.В., Мингажев А.Д., Кишалов А.Е.: пат. 2445199 Рос. Федерация № 2010111608/02; заявл. 25.03.2010; опубл. 20.03.2012, БИ. 2012. № 8. 16 с.

7 Способ определения термических напряжений в охлаждаемых деталях / Мингажев А.Д. [и др.]: пат. 2433389 Рос. Федерация № 2010114965/28; заявл. 14.04.2010; опубл. 10.11.2011, БИ. 2011. № 31. 10 с.

8 Способ определения термомеханических напряжений с теплозащитными высокотемпературными покрытиями / Мингажев А.Д. [и др.]: пат. 2424506 Рос. Федерация № 2010114966/28; заявл. 14.04.2010; опубл. 20.07.2011, БИ. 2011. № 20. 10 с.

9 Способ оценки степени упрочнения поверхностного слоя твердых материалов / Мингажев А.Д. [и др.]: пат. 2475719 Рос. Федерация № 2011128559/28; заявл. 08.07.2011; опубл. 20.02.2013, БИ. 2013. № 20. 14 с.

About the authors

Сведения об авторах

N.K. Krioni, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Pro-rector, Head of the Chair “Technology of Mechanical Engineering”, FSBEI NPE “Ufa State Aviation Technical University”, Ufa, the Russian Federation.

Криони Н.К., д-р техн. наук, профессор, проректор, зав. кафедрой технологии машиностроения ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г. Уфа, Российская Федерация

E-mail: krioni@mail.rb.ru

A.V. Novikov, General Director, “Turbinaspezservis” LLC, Ufa, the Russian Federation

Новиков А.В., Генеральный директор ООО «Производственное предприятие Турбинаспецсервис», г. Уфа, Российская Федерация

E-mail: info@turbinass.ru

A.D. Mingazhev, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor of the Chair “Technology of Mechanical Engineering”, FSBEI HPE “Ufa State Aviation Technical University”, Ufa, the Russian Federation

Мингажев А.Д., канд. техн. наук, доцент кафедры технологии машиностроения ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г. Уфа, Российская Федерация

E-mail: MAD-20007@yandex.ru

R.R. Bekishev, Chief Engineer, LLC Production Company “Turbinaspezservis”, Ufa, the Russian Federation

Бекишев Р.Р., Главный инженер ООО Производственное предприятие Турбинаспецсервис», г. Уфа, Российская Федерация.

E-mail: r.bekishev@turbinass.ru