

УДК 621.438

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ИЗГОТОВЛЕННЫХ ИЗ ПЕРСПЕКТИВНОГО ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН С РАЗЛИЧНЫМИ ПОКРЫТИЯМИ

© 2015 Н. Г. Бычков, Ю. А. Ножницкий, А. Ш. Хамидуллин,
А. В. Першин, В. В. Авруцкий

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва

Излагается оригинальная методика ЦИАМ экспериментального определения термоциклической долговечности деталей горячего тракта газотурбинных двигателей, в том числе деталей с жаростойкими и керамическими теплозащитными покрытиями, в условиях поверхностного неравномерного разогрева токами высокой частоты при непрерывном охлаждении внутренней полости деталей с заданным расходом воздуха. На основании проведённых испытаний модельных образцов с покрытиями при контроле температуры поверхности с помощью тепловизора показана возможность применения высокочастотного разогрева деталей с покрытиями (в том числе с керамическими теплозащитными покрытиями) для моделирования поверхностного разогрева натуральных деталей газотурбинных двигателей. Используемая методика позволяет имитировать температурное состояние детали в эксплуатации. Температурные перепады, наблюдаемые как по поверхности, так и толщине детали, создают в материале термические напряжения, аналогичные возникающим при работе в двигателе. При необходимости к детали могут прилагаться синхронизированные с изменением температуры механические нагрузки для имитации, например, центробежной силы. В статье представлены результаты экспериментальных исследований термоциклической долговечности рабочих лопаток первой ступени турбины из перспективного монокристаллического сплава ВЖМ-5 без покрытия и с различными защитными покрытиями, проведённые по режиму $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max} = 350 \leftrightarrow 1050^\circ\text{C}$.

Индукционный разогрев, теплозащитные покрытия, термоциклическая долговечность, лопатка турбины.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-3-99-105

Введение

При разработке авиадвигателей необходимо обеспечить их длительную работу при экстремально высоких температурах. Наиболее термонапряжённой деталью газогенератора авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) является лопатка турбины. К её материалу предъявляются очень высокие требования по жаропрочности, жаростойкости, сопротивлению термической и многоцикловой усталости, а также длительной прочности и ползучести.

В мировой практике для изготовления охлаждаемых рабочих лопаток первой ступени турбины в настоящее время используются монокристаллические никелевые сплавы с заданной пространственной ориентацией [001], обеспечивающей значительное снижение термических напряжений. Повышение прочностных характеристик монокристаллов с ориентировкой

[001] было достигнуто благодаря рациональному легированию.

В данной работе представлены результаты экспериментального определения термоциклической долговечности охлаждаемых рабочих лопаток первой ступени турбины, изготовленных на АО «НПЦ газотурбостроения «Салют» из перспективного безуглеродистого монокристаллического сплава ВЖМ5 с кристаллографической ориентацией [001] с различными защитными покрытиями, нанесёнными в ФГУП ВИАМ.

Испытательное оборудование

Сравнительные испытания на термическую усталость рабочих лопаток турбин с различными покрытиями проводились при их индукционном высокочастотном поверхностном разогреве на машине, разработанной и изготовленной в ЦИАМ на базе унифицированного висо-

кочастотного генератора (ВЧГ) типа ВЧГ4-25/0,44 и сервогидравлического нагружающего устройства [1] с соблюдением основных положений, изложенных в [2,3]. При использовании для разогрева лопаток ВЧГ с частотой 440 кГц хорошо моделируется поверхностный разогрев детали, происходящий в условиях эксплуатации.

В состав машины (рис.1) входят: высокочастотный генератор с индуктором, нагружающее устройство, маслостанция, электрогидравлические автоматы пропорционального управления (УЭГ), системы водо- и воздухообеспечения, система управления термоциклом, синхронизированная с системой управления растягивающей нагрузкой.

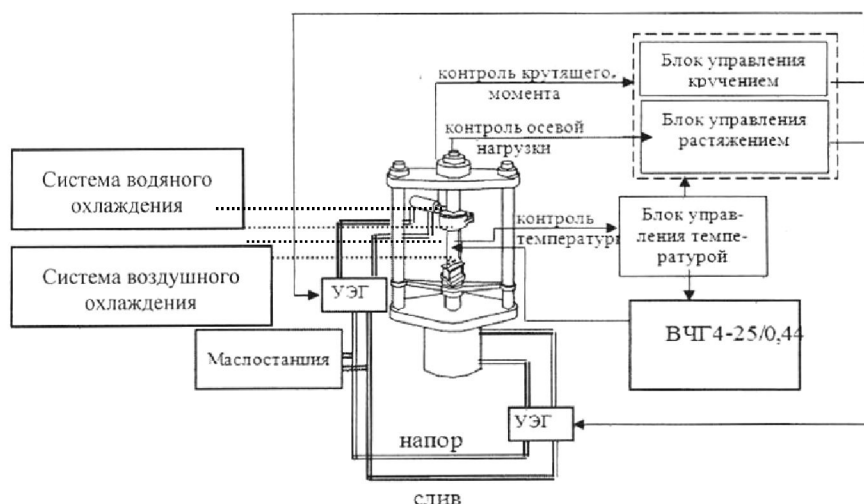


Рис.1. Принципиальная схема установки на базе ВЧГ4-25/0,44 и сервогидравлического нагружающего устройства

Индуктор оригинальной конструкции [4] для неравномерного разогрева опасного сечения (с минимальным местным запасом прочности) размещается напротив этого сечения с постоянным зазором. Система воздушного охлаждения имеет два контура: внутренний контур обеспечивает непрерывное контролируемое охлаждение внутренней полости объекта с заданным расходом, наружный контур обеспечивает обдув детали в полцикле охлаждения. Испытательная машина ВЧГ4-25/0,44 оснащена системами защиты деталей и высокочастотного генератора от перегрева при обрыве или ухудшении контакта термопары с испытываемой лопаткой, а также при отключении подачи воздуха для охлаждения лопатки и воды для охлаждения генераторной лампы ВЧГ.

Система управления испытаниями выполнена на базе оборудования фирмы «КонтрАвт» и включает в себя измери-

тельный микропроцессорный ПИД-регулятор «Метакон-515» и двухканальное реле времени «Эркон-224». Использование ПИД-регулятора позволяет осуществить плавный подход к максимальной температуре цикла и исключить заброс температуры выше установленного значения при высоких скоростях разогрева (до 400 °C/c). Управление температурным состоянием лопатки производится по сигналу хромель-алюмелевой (ХА) термопары Ø0,2мм, которая приваривается точечной сваркой на входной кромке вблизи заданного сечения лопатки. Получение необходимого температурного поля на поверхности детали достигалось в основном путём изменения плотности тока в ветвях индуктора и регулируемого зазора между индуктором и поверхностью лопатки. Температура в заданном сечении лопатки контролировалась с помощью оптического пирометра М-770 фирмы «Mikron».

Проведение испытаний

Испытаниям на термоусталость подвергались изготовленные из монокристаллического сплава ВЖМ5 лопатки трёх партий:

1 партия – лопатки без жаростойких покрытий;

2 партия – лопатки после газациркуляционного алитирования с последующей выдержкой в печи при $T=1100^{\circ}\text{C}$ в течение 100 ч;

3 партия – лопатки после цементации с последующим нанесением жаростойкого покрытия ГЦА+СДП-2+ВСДП-11 (без последующей высокотемпературной выдержки).

Разогрев лопаток при термоциклировании осуществлялся высокочастотным

электромагнитным полем (ЭМП) от генератора ВЧГ4-25/0,44 со средней скоростью $90\div 150^{\circ}\text{C}/\text{с}$. Распределение температуры по периметру исследуемого сечения, близкое к эксплуатационному на режиме T_{max} , показано в табл. 1 и на рис. 2.

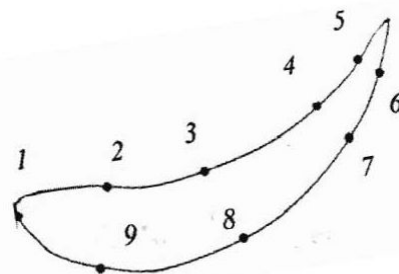


Рис. 2. Расположение термопар по опасному сечению лопатки

Таблица 1. Температурное поле в исследуемом сечении лопатки в эксплуатации $T_{\text{экс}}$ и при испытаниях на лабораторной установке $T_{\text{исп}}$

№ тп	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$T_{\text{исп}}, ^{\circ}\text{C}$	864	851	870	880	793	771	750	875	1004
$T_{\text{экс}}, ^{\circ}\text{C}$	858	843	865	873	800	774	758	885	1005

При проведении испытаний максимальная температура в термоцикле была увеличена до 1050°C . Диапазон изменения температуры входной кромки в заданном сечении лопатки в течение термоцикла составлял $T_{\text{min}} \leftrightarrow T_{\text{max}} = 350 \leftrightarrow 1050^{\circ}\text{C}$. Расход охлаждающего воздуха через внутреннюю полость лопатки на испытательной машине ($T_{\text{воздуха}}=20^{\circ}\text{C}$) должен обеспечивать теплосъём, аналогичный теплосъёму в условиях эксплуатации (при температуре $T_{\text{воздуха}}=300^{\circ}\text{C}$, $G = 0,027\text{кг}/\text{с}$) и температуры стенки внутренней полости лопатки $T_{\text{стенки}}=700^{\circ}\text{C}$. В связи с этим расход был предварительно пересчитан на пониженную температуру. Продолжительность полуцикла разогрева составляла 8...10 с, полуцикла охлаждения – 13...15 с.

Контроль момента образования трещины производился визуально-оптическим методом с помощью микроскопа МБМ-2:

- на первой лопатке через каждые 500 теплосмен;

- на остальных лопатках одной партии периодичность контроля устанавливалась по результатам испытаний первой лопатки.

Контроль за температурой входной и выходной кромок лопатки в зоне T_{max} осуществлялся бесконтактным методом с помощью оптического пирометра М770 фирмы «Micron». Управляющая термопара для увеличения её срока службы размещалась на спинке лопатки. Испытания продолжались до момента образования визуально контролируемой термоусталостной трещины длиной $\approx 0,5\text{мм}$.

Результаты экспериментальных исследований

Во время испытаний лопаток из безуглеродистого монокристаллического сплава ВЖМ-5 без жаростойких покрытий по режиму $350 \leftrightarrow 1050^{\circ}\text{C}$ происходило ин-

тенсивное окисление разогреваемой поверхности. При этом наблюдалось активное уменьшение толщины стенки лопатки в её контрольном сечении. Образующиеся окислы сдувались с поверхности лопатки охлаждающим воздухом (рис. 3).

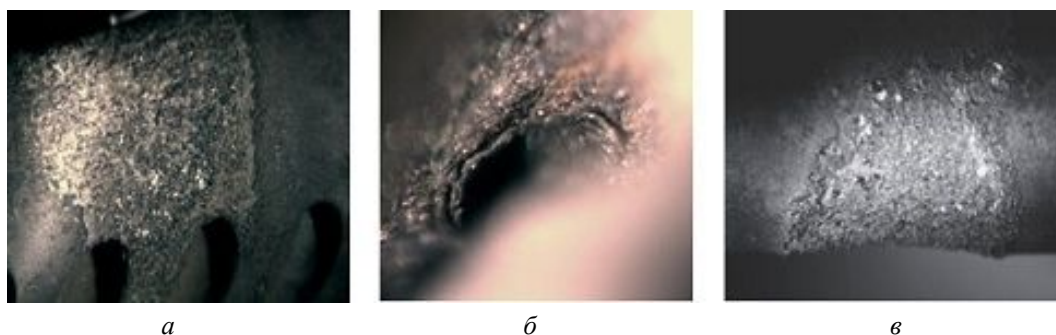


Рис. 3. Окисление поверхности (а, б) и уменьшение толщины стенки (в) рабочей лопатки турбины из сплава ВЖМ5 без жаростойкого покрытия после наработки 3500 циклов

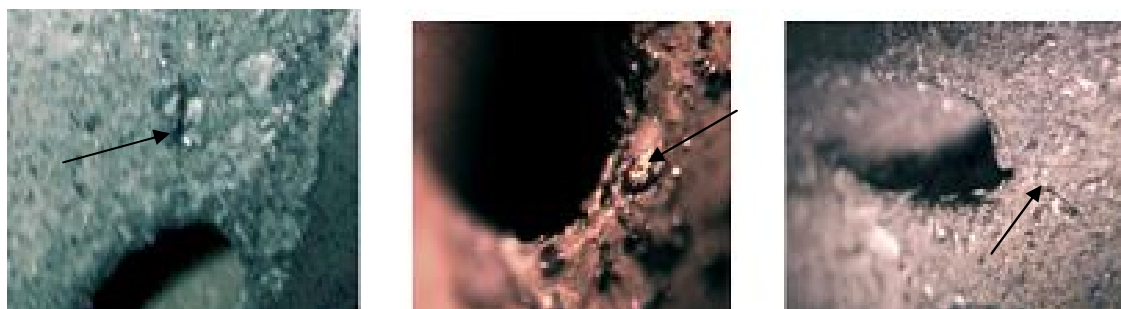


Рис. 4. Трещины на острых краях охлаждающих каналов лопаток без жаростойкого покрытия

На лопатках второй партии, подвергнутых газациркуляционному алитированию с последующей выдержкой при $T=1100^{\circ}\text{C}$ в течение 100 часов, во время термоциклирования интенсивного окисления не наблюдалось. Нарботка до образования трещины на выходе охлаждающего канала протяжённостью $\approx 0,5$ мм составила в среднем 19090 теплосмен (рис. 5).

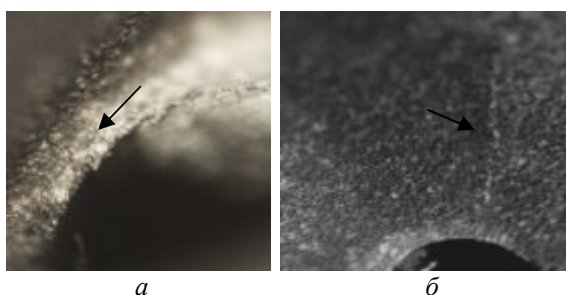


Рис. 5. Зарождение (а) и развитие (б) трещины термоусталости на охлаждающем канале лопатки второй партии

Мелкие трещины, образующиеся в поверхностном слое лопаток первой партии, окислялись. Магистральная трещина образовывалась на стенке охлаждающего канала лопаток без жаростойкого покрытия в среднем через 6287 термоциклов (рис. 4).

На лопатках третьей партии из сплава ВЖМ-5, наружная поверхность которых подвергалась цементации и затем наносилось многослойное покрытие ГЦА+СДП2+ВСДП-11, во время термоциклических испытаний интенсивного окисления также не наблюдалось. Образование трещин на выходе каналов охлаждения лопаток наблюдалось в среднем через 11460 циклов (рис. 6).

Результаты проведённых термоциклических испытаний свидетельствуют о том, что лопатки турбин из монокристаллического безуглеродистого сплава ВЖМ5 без жаростойкого покрытия при максимальной температуре термоцикла $T_{\text{max}}=1050^{\circ}\text{C}$ показали наименьшую термоциклическую долговечность ($N_{\text{cp}} = 6287$ циклов).

Для обеспечения длительной работоспособности лопаток из этого жаро-

прочного сплава при $T_{\max}=1050^{\circ}\text{C}$ необходимо на изделие наносить жаростойкое покрытие. Лопатки второй партии, подверженные газоциркуляционному алитированию и длительной выдержке в печи

при $T=1100^{\circ}\text{C}$ в течение 100 ч, показали в 3 раза более высокие значения долговечности (19090 циклов) до образования трещины 0,5 мм, чем лопатки первой партии без жаростойкого покрытия.

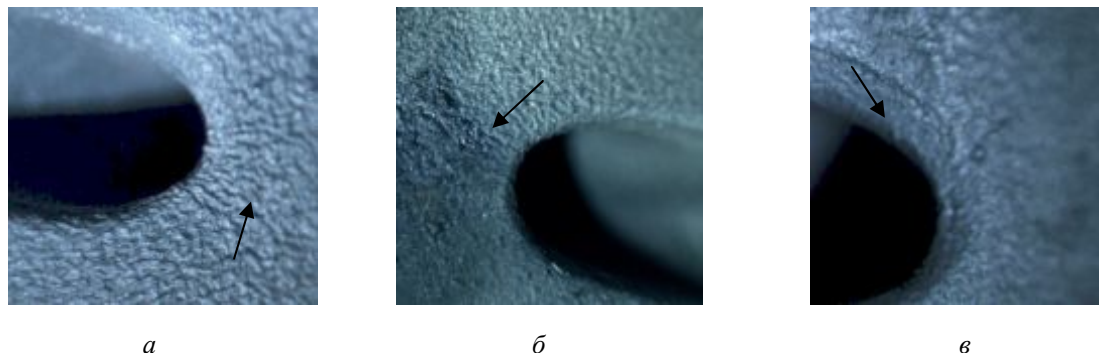


Рис. 6. Образование трещин на выходе каналов охлаждения лопаток №Б1Л24 (а), №Б1Л27 (б), и №Б1Л88 (в)

Среднее значение термоциклической долговечности $N_{\text{ср}}$ лопаток третьей партии составило 11462 циклов. Таким образом, лучшее сопротивление термоциклической усталости показали лопатки турбин второй партии, для которых $N_{\text{ср}}=19090$ циклов, что примерно в 3,0 и 1,7 раза выше, чем у лопаток первой и третьей партий соответственно.

Заключение

Проведены термоусталостные испытания по режиму $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max} = 350 \leftrightarrow 1050^{\circ}\text{C}$ рабочих лопаток первой ступени турбин из монокристаллического безуглеродистого сплава ВЖМ5.

На лопатках без защитных жаростойких покрытий происходило активное окисление поверхности суперсплава с осыпанием окислов и утонением стенок. Термоциклическая долговечность этих лопаток до образования трещин составила в среднем 6287 циклов.

На лопатках турбин с жаростойкими покрытиями активного окисления и утонения стенок не наблюдалось. Образование трещин на стенках охлаждающих каналов лопаток с покрытиями (Цем+ГЦА+СДП-2+ВСДП-11) происходило в среднем через 11462 термоцикла, а лопаток с газоциркуляционным алитированием без цементации – через 19090 циклов.

Библиографический список

1. Bychkov N.G., Lukash V.P., Nozhnitsky Y.A., Perchin A.V., Rekin A.D. Investigation of thermomechanical fatigue for optimization of design and production process solutions for gas-turbine engine parts // International Journal of Fatigue. 2008. V. 30, Iss. 2. P. 305-312. doi.org/10.1016/j.ijfatigue. 2007.01.046

2 Бычков Н.Г., Лепёшкин А.Р., Першин А.В. Установка для испытаний лопаток турбомашин на термомеханическую

усталость: патент РФ № 2250451; опубл. 20.04.2005.

3. ОСТ 10097-80. Методы испытаний на термоусталость. М.: 1980. 56 с.

4. ГОСТ 25505-85. Расчёты и испытания на прочность. Методы испытаний на малоцикловую усталость при термомеханическом нагружении. М.: 1985. 10 с.

5. Бычков Н.Г., Лепешкин А.Р., Першин А.В. Индуктор для нагрева деталей сложной формы: патент РФ № 2122297; опубл. 20.11.1998.

Информация об авторах

Бычков Николай Григорьевич, кандидат технических наук, начальник сектора, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: bychkov@rtc.ciam.ru. Область научных интересов: исследования в области термочности материалов деталей ГТД, исследования в области теплозащитных покрытий.

Ножницкий Юрий Александрович, доктор технических наук, начальник отделения прочности, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: nozhnitsky@ciam.ru. Область научных интересов: исследования в области прочности, надёжности и динамики двигателей летательных аппаратов, их деталей и материалов.

Хамидуллин Артем Шамилевич, инженер первой категории, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail:

khamidullin@rtc.ciam.ru. Область научных интересов: исследования в области термочности материалов деталей ГТД, исследования в области теплозащитных покрытий.

Першин Алексей Викторович, научный сотрудник, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: bychkov@rtc.ciam.ru. Область научных интересов: исследования в области термочности материалов деталей ГТД, исследования в области теплозащитных покрытий.

Авруцкий Владимир Валериевич, инженер первой категории, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: khamidullin@rtc.ciam.ru. Область научных интересов: исследования в области термочности материалов деталей ГТД, исследования в области теплозащитных покрытий.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF THERMAL-FATIGUE LIFE OF TURBINE BLADES WITH VARIOUS COATINGS MADE OF AN ADVANCED HEAT RESISTANT NICKEL ALLOY

© 2015 N. G. Bychkov, Y. A. Nozhnitsky, A. S. Khamidullin, A. V. Pershin, V. V. Avrutsky

Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation

An original CIAM know-how for the experimental determination of thermal-fatigue life of parts of the gas-turbine engine hot section, including parts with heat-resistant and ceramic thermal barrier coatings, in the conditions of superficial uneven heating by high-frequency currents with continuous cooling of the parts at the preset air consumption is outlined in the paper. The possibility of using high-frequency heating of the parts with coatings (including thermal protection coatings) for modeling superficial heating of full-scale parts of gas-turbine engines is shown on the basis of the tests of model samples with coatings controlling the temperature of the surface by means of a thermal imager. The method used makes it possible to simulate the thermal state of the part in the operating conditions. Temperature differences observed both over the surface and the thickness of a part create thermal stresses in the material, similar to those arising during the operation of the engine. If necessary, mechanical loads synchronized with changes in temperature, to simulate for example, the centrifugal force may be applied to the part. The article presents the results of experimental studies of thermal-fatigue life of rotor blades of the 1st stage of the turbine made of an advanced monocrystal alloy VZhM-5 without coating and with various protective coatings, conducted according in the regime $T_{min} \leftrightarrow T_{max} = 350 \leftrightarrow 1050^{\circ}C$.

Induction heating, thermal barrier coatings, thermal-fatigue life, turbine blade.

References

1. Bychkov N.G., Lukash V.P., Nozhnitsky Y.A., Perchin A.V., Rekin A.D. Investigation of thermomechanical fatigue for optimization of design and production process solutions for gas-turbine engine parts. *International Journal of Fatigue*. 2008. V. 30, Iss. 2. P. 305-312. doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2007.01.046
2. Bychkov N.G., Lepeshkin A.R., Pershin A.V. *Ustanovka dlya ispytaniy lopatok turbomashin na termomekhanicheskuyu ustalost'* [Device for testing blades of turbine apparatus]. Patent RF, no. 2250451, 2005. (Publ. 20.04.2005)
3. OST 10097-80. Test methods on thermal fatigue. Moscow: 1980. 56 p. (In Russ.)
4. GOST 25505-85. Calculations and tests for durability. Test methods on low cycle fatigue at thermomechanical loading. Moscow: 1985. (In Russ.)
5. Bychkov N.G., Lepeshkin A.R., Pershin A.V. *Induktor dlya nagreva detaley slozhnoy formy* [Induction coil for heating articles of complex shape]. Patent RF, no. 2122297, 1998. (Publ. 20.11.1998)

About the authors

Bychkov Nikolay Grigorievich, Candidate of Science (Engineering), Chief of sector, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: bychkov@rtc.ciam.ru. Area of Research: thermal and low-cycle fatigue, long-term strength, thermal barrier coatings.

Nozhnitsky Yury Aleksandrovich, Doctor of Science (Engineering), Deputy Head of the Strength Department, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: nozhnitsky@ciam.ru. Area of Research: thermal and low-cycle fatigue, long-term strength, thermal barrier coatings.

Khamidullin Artem Shamilevich, first-rank engineer, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Mos-

cow, Russian Federation. E-mail: khamidullin@rtc.ciam.ru. Area of Research: thermal and low-cycle fatigue, long-term strength, thermal barrier coatings.

Pershin Alexei Viktorovich, research engineer, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: bychkov@rtc.ciam.ru. Area of Research: thermal and low-cycle fatigue, long-term strength, thermal barrier coatings.

Avrutsky Vladimir Valerievich, first-rank engineer, Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, Russian Federation. E-mail: khamidullin@rtc.ciam.ru. Area of Research: thermal and low-cycle fatigue, long-term strength, thermal barrier coatings.