

Ющенко К. А.
Малашенко И. С.
Яровицын А. В.
Кушнарева Т. Н.

*Институт
электросварки
им. Е. О. Патона
НАН Украины*

Гусев Ю. В.

*Луцкий ремонтный
завод «Мотор»*

Петрик И. А.

АО «Мотор-Сич»

Yuschenko K. A.

Malashenko I. S.

Yarovytsyn A. V.

Kushnareva T. N.

*E. O. Paton Electric
Welding Institute NASU*

Gusev Yu. V.

Lutsk Repair Plant «Motor»

Petrik I. A.

Motor Sich JSC

УДК 621.792.4

АНАЛИЗ РАЗРУШЕНИЯ И ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБИН С ЗАЩИТНЫМ ПОКРЫТИЕМ

В статье приведен анализ эксплуатационных повреждений рабочих лопаток из сплавов ЖС26-НК и ЖС32-ВИ авиационных газотурбинных двигателей, связанных с перегревом входных кромок. Показано, что долговечность и ресурс лопатки определяется изменениями микроструктуры сплава, жаростойкого защитного и газоциркуляционного покрытий в локальной зоне перегрева.

Ключевые слова: микроструктура, никелевый жаропрочный сплав, жаростойкое защитное покрытие, газоциркуляционное покрытие; долговечность лопатки.

Основной тенденцией развития авиадвигателестроения является увеличение температуры газа перед турбиной, что ведет к усложнению конструкции лопаток, связанной с нанесением на них жаростойких покрытий. Никелевые жаропрочные сплавы ЖС26-НК и ЖС32-ВИ с содержанием γ' -фазы 60-62 об. % широко применяются для производства рабочих лопаток авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). В свою очередь, ставятся задачи: прогнозирование ресурса, анализ эксплуатационных повреждений, оценка ремонтпригодности и разработка рациональной технологии ремонта рабочих лопаток из данных сплавов. Работоспособность лопатки авиационного ГТД определяется не только механическими свойствами ее материала, но и микроструктурой жаропрочного сплава, состоянием газоциркуляционного покрытия (ГЦП) на поверхности внутренней полости и защитного покрытия на ее трактовой поверхности.

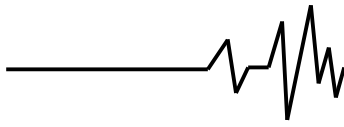
Долговечность лопатки определяется термической стабильностью структуры сплава.

В современных жаропрочных сплавах она возрастает с увеличением содержания $Ta \leq 6.0$, $Re \leq 4.0$ и $Hf \leq 1.8$ мас. %. Такие элементы с повышенной температурой плавления ограничивают диффузионную подвижность легирующих элементов сплава [1].

Использование традиционных алюминидных покрытий для защиты лопаток турбин теплонапряженных ГТД является неприемлемым, поскольку начало оплавления межфазной границы между слоем β -NiAl и жаропрочным сплавом (подложкой) возникает при температуре выше 1120°C [2]. В макроскопическом масштабе это вызывает волнистость поверхности защитного покрытия еще до развития ее активного окисления. Поэтому усложняются составы наносимых защитных покрытий для увеличения их термической стабильности.

На практике реализованы и широко применяются следующие технологии нанесения защитных покрытий:

– LPPS (low pressure plasma spraying) для нанесения покрытий, имеющих в своем составе оксиды Y, Hf, Si [1];



– электронно-лучевая технология испарения и вакуумной конденсации покрытий MeCrAlY [3];

– технология ВПТВЭ (вакуумно-плазменная технология высоких энергий), разработанная ВИАМ, которая используется для нанесения двухслойных покрытий СДП-2/ВСДП-16 [2] – в частности для защиты рабочих лопаток современных ГТД.

Конструкция, режим эксплуатации, условия подачи топлива в камеру сгорания перед турбиной обуславливают возникновение зон локального перегрева на поверхности пера лопаток. Вследствие воздействия температурно-силовых факторов и продуктов сгорания топлива происходят непрерывные изменения геометрии пера лопаток. В первую очередь – это входные кромки.

К сожалению, промышленное использование нового поколения современных теплозащитных покрытий (т.н. «термобарьерных» [4-5]) на украинских предприятиях пока ограничено. Практика эксплуатации лопаток с серийными жаростойкими покрытиями показывает, что в зоне перегрева они не могут обеспечить надежную защиту деталей в локальных участках пера.

При перегреве наблюдается повреждение жаростойких защитных покрытий и деградация структуры материала лопатки. При высокой температуре, когда скорость диффузии компонентов велика, мелкозернистая структура связующего слоя покрытий становится проницаема для диффузии тугоплавких элементов из защищаемых сплавов, что снижает их окислительную стойкость. Для никелевого

жаропрочного сплава деградация структуры характеризуется укрупнением размеров частиц γ' -фазы.

Деградация структуры материала лопатки и жаростойких покрытий усиливается при форсированных режимах работы турбины. Они могут спровоцировать преждевременное снижение долговечности рабочей лопатки в локальных зонах, привести к зарождению и развитию термоусталостных трещин на входных и выходных кромках и, в конечном итоге, – к разрушению детали.

Для двух видов рабочих лопаток (РД33 и ТК-АИ-450-МС) авиационных ГТД рассмотрены особенности деградации структуры сплавов и защитных покрытий в процессе эксплуатации. Металлографический анализ выполняли в поперечном сечении пера в зоне характерного эксплуатационного повреждения. Структуру материала лопатки и покрытий изучали с использованием растровой электронной микроскопии в обратно рассеянных электронах ($\times 50 \dots 3500$). Химический состав материала в локальных зонах лопатки определяли энергодисперсионным анализом. Для получения контрастного изображения упрочняющей γ' -фазы, карбидных фаз и эвтектики γ/γ' применяли химическое травление шлифов в растворе кислот.

Внешний вид и величина эксплуатационных повреждений поверхности рабочих лопаток ТВД двигателя РД33 (сплав ЖС26-НК) характеризуют температуру и длительность воздействия газового потока на входную кромку (рис. 1-2).

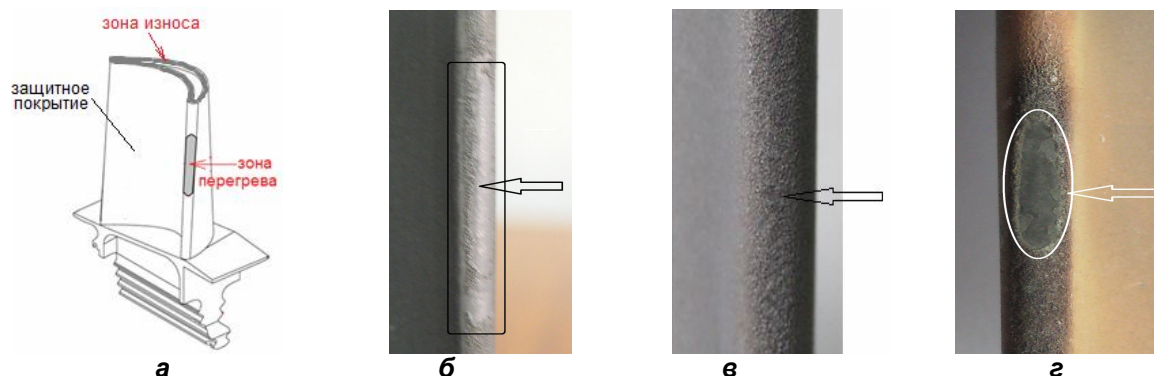
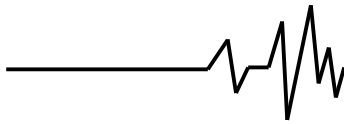


Рис. 1. Внешний вид рабочей лопатки ТВД авиационного ГТД РД33 с зоной перегрева (а) и характерные эксплуатационные повреждения ее входной кромки (указаны стрелками): б – изменение цвета или отслоение защитного покрытия; в – локальное оплавление защитного покрытия; г – разрушение покрытия и эрозия защищаемого сплава



Установлено, что для материала лопатки и защитных покрытий (рис. 2-а; 3-а; 4-а) изменение их структуры при перегреве входной кромки последовательно проявляется в локальных зонах ее стенки в виде:

– частичного или полного разрушения покрытия на трактовой поверхности пера (рис. 2-б);

– образования вытянутой перпендикулярно растягивающим эксплуатационным напряжениям скоагулировавшей γ' -фазы (рис. 3-б) – так называемой «рафт»-структуры [1, 6];

– растворения и глобулярной коагуляции γ' -фазы размером до 20 мкм в

приповерхностных участках зоны перегрева (рис. 3-в);

– диффузионным взаимодействием ГЦП на внутренней стенке лопатки с материалом сплава (рис. 4-б).

При сильных перегревах входной кромки (пережог, эрозия материала – см. рис. 1-г), такие лопатки являются неремонтопригодными ввиду утонения стенки и повреждения ГЦП во внутренней полости лопаток (рис. 2-в, 4-б). В этом случае температурное воздействие на перо лопатки оказывается столь значительным, что наблюдается интенсивное окисление и диффузионное взаимодействие ГЦП с внутренними объемами лопатки.

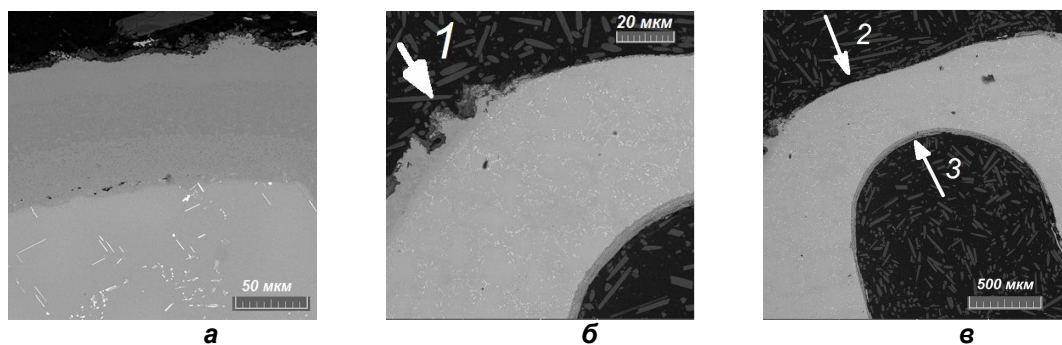


Рис. 2. Микроструктура жаростойкого защитного покрытия СДП-2/ ВСДП-16 (сплав ЖС26-НК) на трактовой поверхности рабочей лопатки (а) и состояние входной кромки в зоне пережога (б, в): 1 – разрушение внешнего покрытия на периферии пережога; 2 – эрозия материала лопатки в зоне пережога; 3 – зона деградации ГЦП на внутренней стенке лопатки.

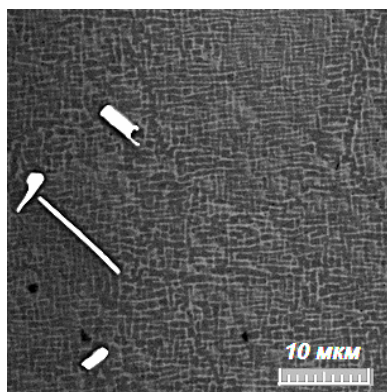
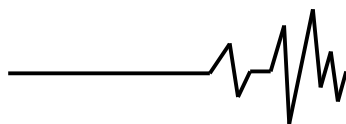
Примечание: б, в соответствует повреждениям рис. 1-г

При этом имеет место значительное обогащение окисленного металла со стороны внутренней полости W (до 18.0-19.5 мас. % при паспортном содержании в сплаве 11.2 мас. %). Соответственно содержание Ni снижается до 30 мас. %. Окисленный слой имел низкое содержание Al (5.0-7.2 мас. %), при этом содержание V сохранялось на уровне паспортного состава сплава ЖС26-НК.

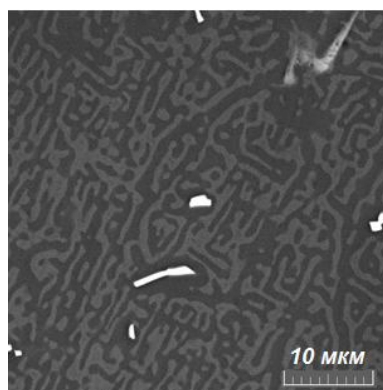
При незначительных перегревах входной кромки (см. рис. 1,б-в) ресурс рабочей лопатки может быть продлен. Отработанное жаростойкое покрытие удаляется механическим путем. Способом микроплазменной порошковой наплавки наращивается изношенная реборда на торце пера. Вакуумным отжигом при температуре несколько выше T_{solvus} и последующим старением восстанавливается исходная структура сплава ЖС26-НК на пере лопатки. Затем на поверхность пера лопатки наносится жаростойкое конденсационно-диффузионное покрытие СДП-2/ВСДП-16. Желательно восстановить защиту внутренней полости.

После гомогенизации при 1265⁰С используется специальный режим высокотемпературного старения. В материале рабочих лопаток формируется структура, оптимальная с точки зрения эксплуатации лопаток. Частицы γ' - фазы в γ -матрице должны иметь кубоидную форму с линейным размером стороны частицы 0.4-0.55 мкм.

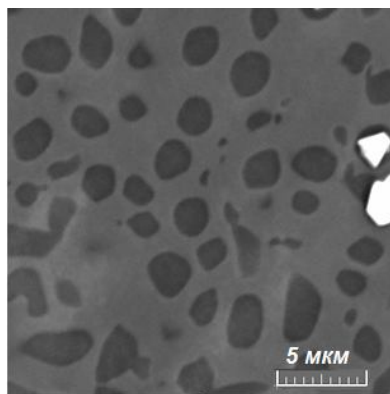
Повышение усталостной долговечности восстановленных лопаток турбин достигается применением дробеструйного упрочнения елочного замка микрошариками из стали ШХ15 или из ZrO₂ диаметром до 200 мкм после вакуумной термической обработки. В результате микротвердость внешнего слоя металла замка возрастает с 3500 МПа до 5800 МПа. Глубина наклепа поверхностного слоя елочного замка составляет 120 мкм. Такая обработка приводит к возникновению наведенных напряжений сжатия на уровне 780 МПа, что обеспечивает повышение сопротивления усталости металла хвостовика лопаток из сплава ЖС36 на 60-90 МПа при 20⁰С (по впадине 1-го зуба) [7].



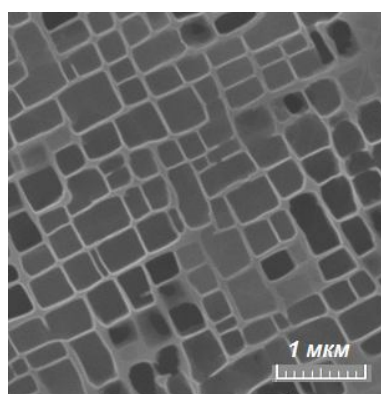
а



б

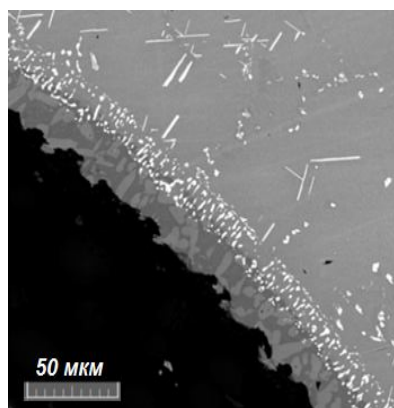


в

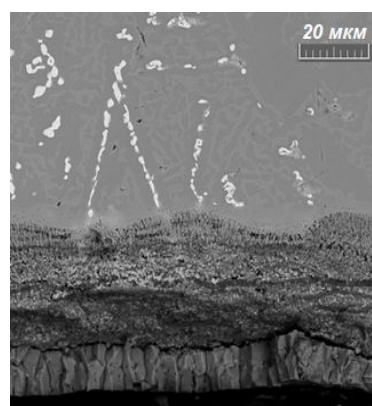


г

Рис. 3. Базовая микроструктура сплава ЖС26-НК (а), особенности ее изменения в зоне перегрева входной кромки (б-в) и γ' -фаза в металле хвостовика (г) после восстановительной термообработки рабочих лопаток ТВД двигателя РД33



а

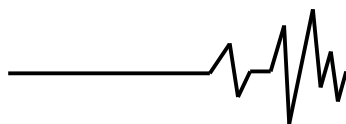


б

Рис. 4. Микроструктура ГЦП на поверхности внутренней полости рабочей лопатки турбины РД33: а – неповрежденное покрытие вне зоны пережога; б – деградировавшее покрытие и зона его диффузионного взаимодействия с материалом лопатки ЖС26-НК

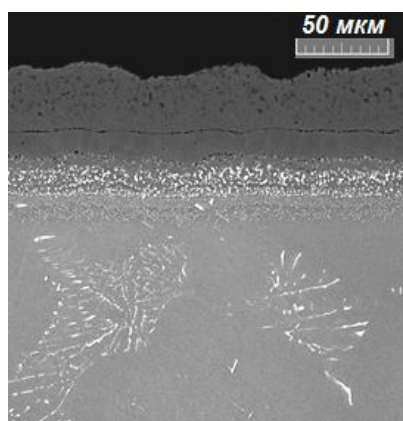
Описанная выше технология ремонта опробована на ЛРЗ «Мотор» и обеспечила двухкратное увеличение ресурса рабочих лопаток авиационного ГТД РД33.

Изучены характерные виды эксплуатационных повреждений комплекта рабочих лопаток из сплава ЖС32-ВИ вспомогательного двигателя ТК-АИ-450-МС после 1400 ч. наработки. Данные лопатки

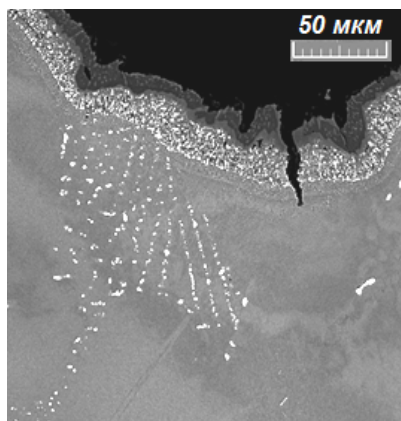


имели (рис. 5): на трактовой поверхности пера двухслойное жаростойкое покрытие в виде композиции ГЦП (β -NiAl) и осажденного на него покрытия СДП-2 (NiCrAlY); на стенках внутренней полости пера – жаростойкое ГЦП (β -NiAl). Эксплуатационные повреждения проявлялись в виде (рис. 6): коррозионных повреждений и выбоин на трактовой поверхности пера; деформации, разрушения локальных участков пера лопатки.

Энергодисперсионный анализ поверхности зоны коррозионных повреждений (рис. 6-7) показал наличие полного спектра примесей (C, O, Na, K, Cl, Zn, S) и оксидных соединений основных легирующих элементов, входящих в сплав ЖС32-ВИ (Mo, W, Nb, Ta, Re, Ni-основа, Cr). Отмечено повышенное содержание углерода на поверхности пера – 20-70 мас. %, значительно превышающее его содержание в сплаве (0.1-0.18 мас. %).

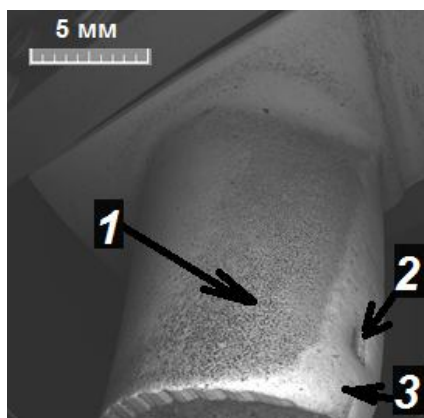


а

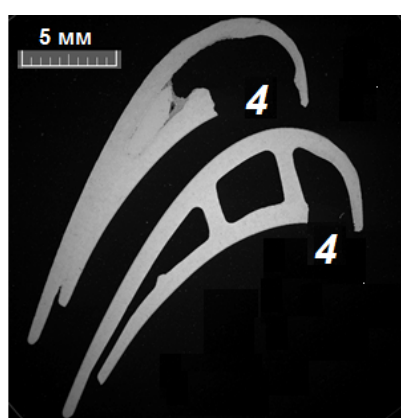


б

Рис. 5. Исходная микроструктура жаростойкого покрытия (ГЦП/СДП-2) на трактовой поверхности пера и ГЦП на поверхности внутренней полости рабочих лопаток из сплава ЖС32-ВИ вспомогательного двигателя ТК-АИ-450-МС



а

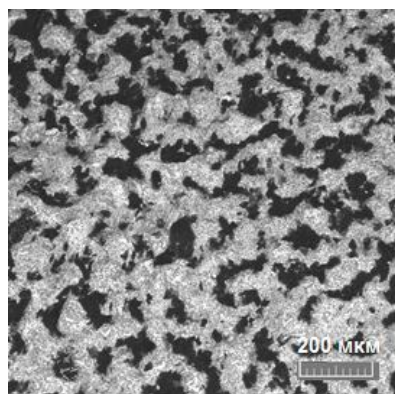
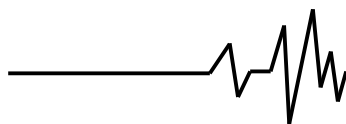


б

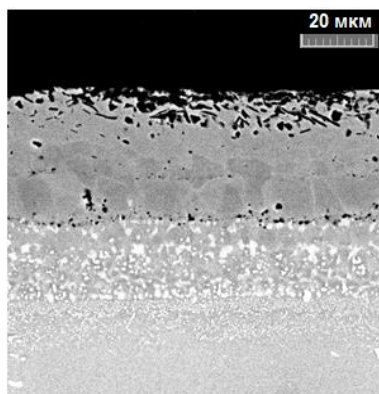
Рис. 6. Внешний вид эксплуатационных повреждений трактовой поверхности пера рабочих лопаток вспомогательного двигателя ТК-АИ-450-МС:
1 – коррозионные повреждения; 2 – выбоина; 3 – изгиб кромки; 4 – локальные разрушения пера стенки лопатки вблизи входной кромки

Исследование областей, примыкающих к участкам разрушений на пере лопатки (рис. 6-б), показало наличие: фронтального окисления жаростойкого покрытия на трактовой поверхности пера (рис. 8-а); трещин

термической усталости со стороны поверхности внутренней полости лопатки в окрестности входной кромки (рис. 8-б); локальных зоны «рафт»-структуры в металле (рис. 8-в).



а



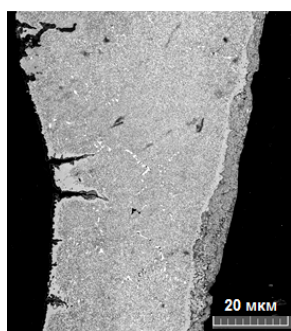
б

Рис. 7. Внешний вид трактовой поверхности пера (а) и микроструктура жаростойкого покрытия (б) в зоне коррозионного повреждения на рабочих лопатках вспомогательного двигателя ТК-АИ-450-МС.

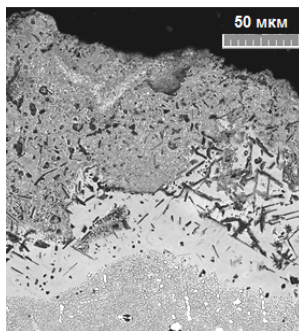
Примечание: черные участки (а) – осаденный пиролитический углерод

Результаты металлографического анализа позволяют утверждать, что перегрев и эксплуатационные повреждения рабочих лопаток спровоцированы догоранием диспергированного пиролитического углерода на трактовой поверхности пера лопатки. Такие частицы углерода могут формироваться в результате недогорания топлива или износа подшипниковых узлов в данном ГТД. Воздействие высокотемпературного газового потока при работе двигателя и догорание пиролитического углерода в локальных зонах

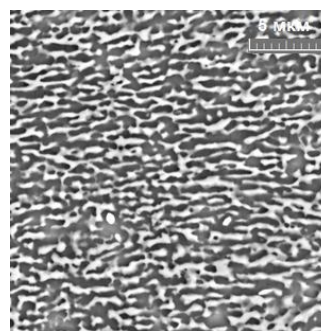
трактовой поверхности пера вызывает существенное повышение температуры стенки лопатки. Это провоцирует оплавление границы контакта покрытия с базовым сплавом; размягчение материала лопатки; потерю заданной формы ее пера; способствует возникновению трещин термической усталости. Анализ эксплуатационных повреждений и изменений микроструктуры лопатки показал, что температура перегрева локальных зон составляла более 1120°C.



а



б

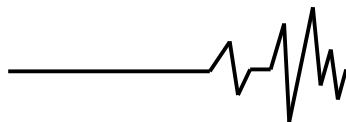


в

Рис. 8. Трещины термической усталости во внутренней полости (а), фронтальное окисление защитного покрытия на трактовой поверхности пера (б) и изменение структуры основного металла ЖС32-ВИ (в) на периферии локальных зон разрушения пера рабочей лопатки вспомогательного двигателя ТК-АИ-450-МС после 1400 ч. наработки

Заключение. В результате ненормативных условий работы авиационных ГТД на поверхности пера лопаток возникают зоны локального перегрева. Форсированные

режимы работы двигателя усиливают воздействие такого перегрева на структуру и свойства материала лопаток и жаростойких покрытий.



Практика эксплуатации лопаток с промышленными защитными покрытиями (СДП-2/ГЦП (β -NiAl); СДП-2/ВСДП-16) и ГЦП (β -NiAl) показывает, что в зоне перегрева наблюдается: окисление защитного покрытия и его диффузионное взаимодействие с основным металлом; образование «рафт»-структуры, растворение и глобулярная коагуляция γ' -фазы в никелевом сплаве; деградация структуры стенок лопаток, вызывающая снижение долговечности лопатки. В целом, это ограничивает межремонтный ресурс лопаток и, в ряде случаев, может привести при эксплуатации к разрушению детали из-за зарождения и развития термоусталостных трещин в лопатке турбины.

Для ремонта лопаток рекомендуется: восстановительная термическая обработка в вакууме; восстановление исходной геометрии пера наплавкой торцевой части; нанесение нового жаростойкого покрытия на траекторную поверхность детали; повышение усталостной долговечности лопатки поверхностным пластическим деформированием замка (обработка микрошариками).

Для повышения надежности защиты материала лопатки в зонах локального перегрева перспективно использование термобарьерных покрытий, которые получают вакуумным осаждением материалов типа ZrO_2 – (6-7)% Y_2O_3 со столбчатой структурой. При толщине внешнего керамического слоя 120-130 мкм снижение температуры в стенке пера охлаждаемой лопатки современного авиационного ГТД достигает 80-110°C в зависимости от эффективности локального внутреннего охлаждения [8].

Критическим элементом долговечности термобарьерных покрытий является химический состав связующего слоя, который обеспечивается современными технологиями нанесения защитных покрытий. Они позволяют включить в его химический состав тугоплавкие элементы Ta, Re, Hf и W. Примером такого покрытия может быть АЖ8 (ВПТВЭ, ВИАМ) [9].

Список использованных источников

1. Каблов Е.Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия) – М.: МИСИС, 2001. – 632 с.
2. Симс Ч., Столлов Н., Хагель В. Суперсплавы II / Жаропрочные материалы для аэрокосмических и промышленных энергоустановок / пер. с англ. / Под ред. Р. Е. Шалина. – М.: Металлургия, 1995. – 384с.

3. Мовчан Б.А., Малашенко И.С. Жаростойкие покрытия, осаждаемые в вакууме / Под ред. Б.Е. Патона. – К.: Наук. думка, 1983. – 232 с.

4. Каблов Е., Мубояджан С. Защитные покрытия лопаток турбин перспективных ГТД // Газотурбинные технологии. – 2001. – №3. – С. 30–32.

5. Фролов В.А., Поклад В.А., Викторенков Д.В. Технологии нанесения термозащитных покрытий методами газотермического напыления (обзор) // Технология машиностроения. – 2005. – №2. – С. 47–51.

6. Богуслаев В.А., Муравченко В.М., Жеманюк П.Д., Колесников В.И. Технологическое обеспечение эксплуатационных характеристик деталей ГТД. Лопатки турбины. Часть II. – Запорожье: Изд. ОАО «Мотор Сич», 2003. – 420 с.

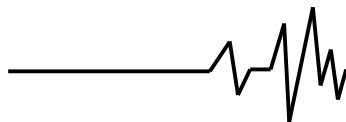
7. Малашенко И.С., Ровков В.Л., Куренкова В.В. и др. Увеличение циклической долговечности монокристаллических лопаток из сплава ЖС36-ВИ путем дробеструйной обработки их хвостовиков микрошариками // Современная электрометаллургия – 2011. – № 2. – С. 34–44.

8. S. Durham, S.M. Meier, D.K. Gupta, K.D. Sheffler. Ceramic Thermal Barrier Coatings / Advances in High Temperature Coatings and Protective Coatings. – National Res. Council of Canada, 1994. – P. 226–236.

9. Прогнозирование ресурса комплекса «жаропрочный сплав–жаростойкое покрытие» на основе оценки структурной стабильности/ Н.А. Зайцев, А.В. Логунов, В.М. Самойленко, А.А. Шатульский // Материаловедение. Серия техника и технология. – 2012. – № 2. – С. 5–11.

Список источников в транслитерации

1. Kablov E.N. Lite lpatki gazoturbinnnykh dvigateley (splavy, tekhnologiya, pokrytiya) / E.N. Kablov. – M.: MISIS, 2001. – 632 s.
2. Sims Ch. Supersplavy II / Zharoprochnye materialy dlya aerokosmicheskikh i promyshlennyykh energoustanovok / Ch. Sims, N., Stollov, V. Khagel / per. s angl. / Pod red. R.E. Shalina. – M.: Metallurgiya, 1995. – 384 s.
3. Movchan B.A. Zharostoykie pokrytiya, osazhdaemye v vakuume B.A. Movchan, I.S. Malashenko / Pod red. B.E. Patona. – K.: Nauk. dumka, 1983. – 232 s.
4. Kablov E. Zashchitnye pokrytiya lopatok turbin perspektivnykh GTD / E. Kablov, S.



Muboyadzhan // Gazoturbinnye technologii. – 2001. – №3. – S. 30–32.

5. Frolov V.A. Tekhnologii naneseniya termozaschitnykh pokrytiy metodami gazotermicheskogo napyleniya (obzor) / V.A. Frolov, V.A. Poklad, D.V. Vikorenkov // Tekhnologiya maschinostroeniya. – 2005. – №2. – S. 47–51.

6. Boguslaev V.A. Technologicheskoe obespechenie ekspluatatsionnykh harakteristik detaley GTD. Lopatki turbiny. Chast II. / V.A. Boguslaev, V.M. Muravchenko, P.D. Zhemanyuk, V.I. Kolesnikov. – Zaporozhe: Izd. OAO «Motor Sich», 2003. – 420 s.

7. Malashenko I.S. Uvelichenie tsiklichezkoz dolgovechnosti monokristallicheskich lopatok iz splava Zc36-VI putem drobestrurnoy obrabotky ikh khovostovykov microsharikamy / I.S. Malashenko, V.L. Rovkov, V.V. Kurenkova i dr. // Sovremennaya elektrometallurgiya – 2011. – № 2. – S. 34–44.

8. Durham. S. Ceramic Thermal Barrier Coatings/ S. Durham, S.M. Meier, D.K. Gupta, K.D. Sheffler. / Advances in High Temperature Coatings and Protective Coatings – National Res. Council of Canada, 1994. – P. 226–236.

9. Prognozirovanie resursa kompleksa “zharoprochnyy splav-zharostoykoe pokrytie” na osnove otsenki strukturnoy stsbilnosti/N.A. Zaytsev, A.V. Logunov, V.M. Samoylenko, A.A. Shatulskiy // Materialovedenie. Seriya tekhnika i technologiya. – 2012. – № 2. – S. 5–11.

АНАЛІЗ РУЙНУВАННЯ ТА ДОВГОВІЧНОСТІ ЛОПАТОК ТУРБІН З ЗАХИСНИМ ПОКРИТТЯМ

Анотація. В статті наведено аналіз експлуатаційних пошкоджень робочих лопаток зі сплавів ЖС26-НК та ЖС32-ВІ авіаційних газотурбінних двигунів, пов'язаних з перегрівом вхідних кромки. Показано, що довговічність та ресурс лопатки обмежується змінами мікроструктури сплаву, жаростійкого захисного та газоциркуляційного покриття в локальній зоні перегріву.

Ключові слова: мікроструктура, нікелевий жароміцний сплав, жаростійке захисне покриття, газоциркуляційного покриття; довговічність лопатки.

ANALYSIS OF FAILURE AND SHORTENING OF LIFETIME OF TURBINE BLADES WITH PROTECTIVE COATINGS

Annotation. Features of fracture of blades in heat-intensive aviation GTE in service as a result of thermal diffusion interaction in the system of overlay multicomponent coating – aluminide coating – superalloy are considered. Application of high-temperature annealing, overlaying and shot peening is recommended to restore the functions of base alloy properties.

Key words: microstructure, Ni-base superalloy, oxidation resistant coating, CVD, lifetime of blade.