

УДК: 621.431.75

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИЧИН ВОЗНИКНОВЕНИЯ ТРЕЩИН НА ВНУТРЕННЕМ КОРПУСЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НК-86

© 2015 Е. Е. Кочерова

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Надёжность работы изделий авиационной техники напрямую зависит от надёжности отдельных ответственных деталей, поэтому в течение всего жизненного цикла изделия большое внимание уделяется выявлению причин возникновения дефектов и разработке мероприятий по их предотвращению. В статье представлен анализ результатов работ по исследованию причин возникновения дефекта внутреннего корпуса камеры сгорания газотурбинного двигателя НК-86 «Меридиональные трещины на конической части фланца». Подробно исследованы металлургические свойства дефектного корпуса. Проведён цикл работ по определению остаточных напряжений на поверхности детали внутреннего корпуса, а также на образцах, которые были вырезаны из корпусов с различной наработкой и обработкой поверхности, в том числе с использованием дополнительной термической и механической обработки. Приведены эпюры распределения остаточных напряжений для образцов, полученных из корпусов с различной наработкой и подвергнутых различным методам снятия растягивающих остаточных напряжений. Проведены испытания на выносливость одного из корпусов. На основе полученных результатов сделаны выводы о влиянии остаточных напряжений на сопротивление усталости исследованных деталей и предложены мероприятия по устранению и предотвращению дефекта как на исследуемом корпусе камеры сгорания, так и на корпусных деталях, изготавливаемых по схожим технологиям и эксплуатирующихся в подобных условиях.

Газотурбинный двигатель, корпус камеры сгорания, сопротивление усталости, остаточные напряжения, наклёп, механическая обработка.

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-126-134

Введение. Дефект был выявлен при контроле внешним осмотром ремонтного корпуса камеры сгорания, имеющего наработку в эксплуатации 4370 часов. На конической части фланца с внутренней стороны обнаружены четыре трещины длиной до 45 мм, направленные по образующей (меридиану). Проведённый люминесцентный контроль выявил в той же зоне, кроме вышеуказанных четырёх трещин, большое количество аналогично ориентированных несквозных трещин длиной от 1,5 до 5 мм, две из которых оказались сквозными. Для исследования причин возникновения дефекта было принято решение о проверке различными методами контроля ещё нескольких ремонтных корпусов [1].

По результатам контроля было выявлено:

- трещины различных степеней развития обнаружены на 70 % ремонтных корпусов с наработками от 3000 до 6000 часов;
- на 30 % ремонтных корпусов с наработками от 1400 до 6600 часов дефектов не обнаружено;
- на пяти новых корпусах дефектов не обнаружено;
- системы в расположении дефектов не отмечено;
- связь степени развития дефекта с наработкой не выявлена.

Рассмотрим условия возникновения дефекта.

Оболочка находится под внешним перепадом давления, что обеспечивает сжи-

мающие окружные напряжения достаточно высокого уровня, не способствующие образованию и развитию меридиональных трещин отрыва. Существенных перепадов температур по толщине оболочки как на стационарных, так и на нестационарных режимах работы при существующих условиях теплообмена и теплофизических свойствах сплава ЭИ437Б физически быть не может. Это говорит о наличии специфических условий образования и развития трещин, выяснение которых наряду с необходимостью обоснования конструктивных и тех-

нологических мероприятий потребовало проведения исследований.

Исследование дефектного корпуса. Металлургическим исследованиям были подвергнуты два фрагмента ремонтного корпуса с наибольшими трещинами длиной 40 и 42 мм (сквозная). Люминесцентным контролем на фрагментах были выявлены дополнительно несколько мелких несквозных трещин длиной 1,5–7 мм. Все трещины были ориентированы в меридиональном направлении (рис. 1).

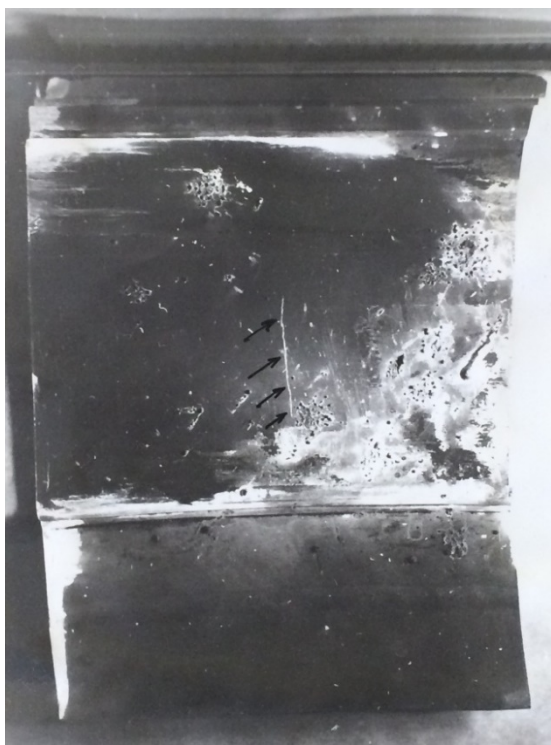


Рис. 1. Свечение люминофора на внутренней поверхности корпуса – 40 мм в осевом направлении

По результатам исследований были сделаны следующие выводы:

- химический состав и механические свойства соответствуют нормам для сплава ЭИ437Б;
- излом окислен до жёлтого цвета ($t \leq 400 \text{ }^\circ\text{C}$), что соответствует рабочей температуре максимального режима;

- одна из трещин сквозная, вторая несквозная с развитием трещины на 80% толщины корпуса;

– излом сглаженный, фасеточный, усталостного характера с началом от внутренней поверхности, развитие трещины транскристаллитное [2];

- соотношение глубины и длины несквозных трещин от 0,01 до 0,15, все трещины усталостные;

– величина зерна в изломе 1–2 балла, отдельные зерна крупнее 1 балла, что допускается техническими условиями на раскатные заготовки, но неблагоприятно по сопротивлению усталости;

– методом декорирования дислокаций на наружной и внутренней поверхностях был выявлен нагартованный слой в виде линий скольжения, глубина наклёпа на внутренней поверхности составляет 0,021 – 0,042 мм, на наружной поверхности зон наклёпа больше, а глубина достигает 0,056 мм;

– наклёпанный слой имеет зональный характер, что говорит о нестабильности процесса резания [3];

– внутри кристаллов по сечению оболочки выявлены «двойники» и отдельные развитые полосы скольжения;

– микрофрактографическое исследование сквозного излома выявило наличие усталостных бороздок по всей толщине оболочки детали, за исключением очаговой зоны на внутренней поверхности, глубиной 0,05 мм;

– интервал от 0,05 до 1,5 мм по толщине оболочки содержит 1400 бороздок, т.е. минимальное число циклов развития трещины 1400, что соответствует количеству полётов за время работы двигателя до его снятия с эксплуатации [3];

– на внутренней поверхности рентгеноструктурным анализом обнаружены

остаточные напряжения сжатия порядка 10 МПа.

В [4] указывается, что при испытаниях на усталость образцов с наклёпом в их поверхностном слое трещины появляются задолго до окончательного разрушения и количество их возрастает с увеличением степени наклёпа. Следовательно наклёп существенно снижает сопротивление усталости материала и, видимо, является одной из причин разрушения корпуса.

Исследования корпусов других изделий серии. Исследовались образцы, вырезанные из корпусов, снятых с других изделий серии:

– первый корпус с наработкой на изделии 6638 часов, без видимых дефектов, с заполировкой внутренней поверхности;

– второй корпус с наработкой на изделии 4782 часа, с видимыми трещинами как с наружной, так и с внутренней поверхности оболочки фланца.

На первом корпусе наклёп с внутренней стороны поверхности (заполированной) отсутствует, с наружной стороны и на незаполированном участке внутренней поверхности обнаружены небольшие участки наклёпа. На втором корпусе имеется большое количество мелких трещин, развивающихся транскристаллитно, что подтверждает усталостный характер разрушения [2] (рис. 2).



Рис. 2. Транскристаллитно развивающиеся мелкие трещины на втором корпусе

На внутренней и наружной поверхностях второго корпуса имеются линии скольжения глубиной от 0,03 до 0,078 мм и большое количество двойников. Кроме того, наклёп высокой интенсивности обнаружен и на наружной поверхности оболочки фланца.

По результатам фрактографического исследования на электронном микроскопе определено число макророззодок в изломе – 2300, что соответствует числу полётов за время эксплуатации [3]. Усталостных микророззодок в изломе не обнаружено, что говорит о низкой скорости развития трещины, характерной для первого участка кинетической диаграммы, соответствующей низкому уровню действовавших переменных нагрузок [5, 6]. Основное направление разрушения наблюдается от наружной поверхности корпуса. Имеется и вторичная очаговая зона разрушения с внутренней поверхности.

Были исследованы ещё два корпуса:

– первый корпус после работы на изделии в течение 1460 часов (подвергался испытаниям на выносливость);

– второй корпус изготовлен по технологии с последующей заполировкой и термообработкой в узле: старение (750°С, 16 часов, охлаждение на воздухе) [7].

Во время испытаний на выносливость [8,9] первого корпуса были получены две трещины, ориентированные в осевом направлении. Металлографическим исследованием на обоих корпусах выявлен наклёп в виде линии скольжения глубиной:

– 0,3 мм; 0,5 мм; 0,6 мм с обеих поверхностей, местами на всю толщину фланца – на втором корпусе;

– 0,28 мм; 0,35 мм; 0,42 мм; 0,5 мм с обеих поверхностей, а на одном шлифе сквозной наклёп первого корпуса.

Также были вырезаны дополнительные шлифы из нового корпуса и термообработаны по режиму: закалка (1080°С, 8 часов, охлаждение на воздухе) и старение (750°С, 16 часов, охлаждение на воздухе).

После термической обработки наклёпа в виде линий скольжения не обнаружено, двойники, как и ожидалось, остались.

Исследование остаточных напряжений. Исследованы остаточные напряжения на образцах, вырезанных из корпусов:

– с дефектами с внутренней поверхности фланца после наработки корпуса в эксплуатации 4370 часов;

– с дефектами с внутренней поверхности фланца после наработки корпуса в эксплуатации 5798 часов;

– без дефектов после наработки корпуса в эксплуатации 6638 часов;

– с дефектами с наружной поверхности фланца после наработки корпуса в эксплуатации 4782 часа;

– новый корпус после точения с последующей заполировкой;

– новый корпус после точения с последующей заполировкой и термообработкой по режиму: $t = 750\text{ }^{\circ}\text{C}$, два часа в аргоне и охлаждение до $600\text{ }^{\circ}\text{C}$ в аргоне, а затем на воздухе;

– новый корпус с заполировкой, после точения с термической обработкой: $750\text{ }^{\circ}\text{C}$, два часа в аргоне.

На рис. 3-6 приведены эпюры остаточных напряжений σ по толщине поверхностного слоя h исследованных корпусов, полученных методом Н.Н. Давиденкова [10, 11].

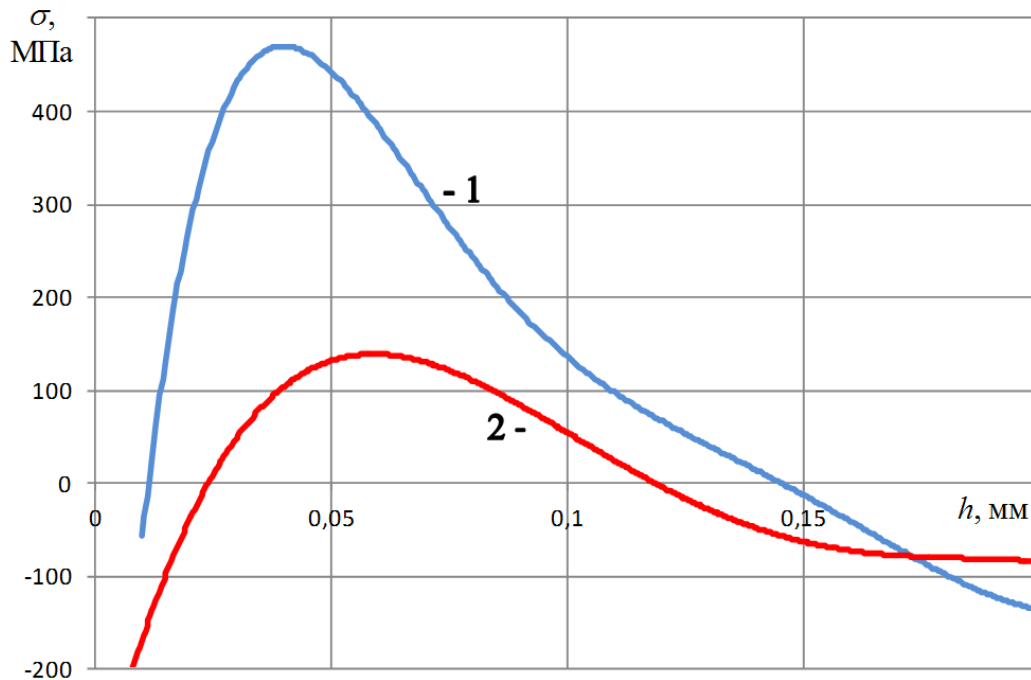


Рис. 3. Этюры остаточных напряжений в поверхностном слое корпуса с наработкой 5798 часов:
1 - исходное состояние; 2 – полировка

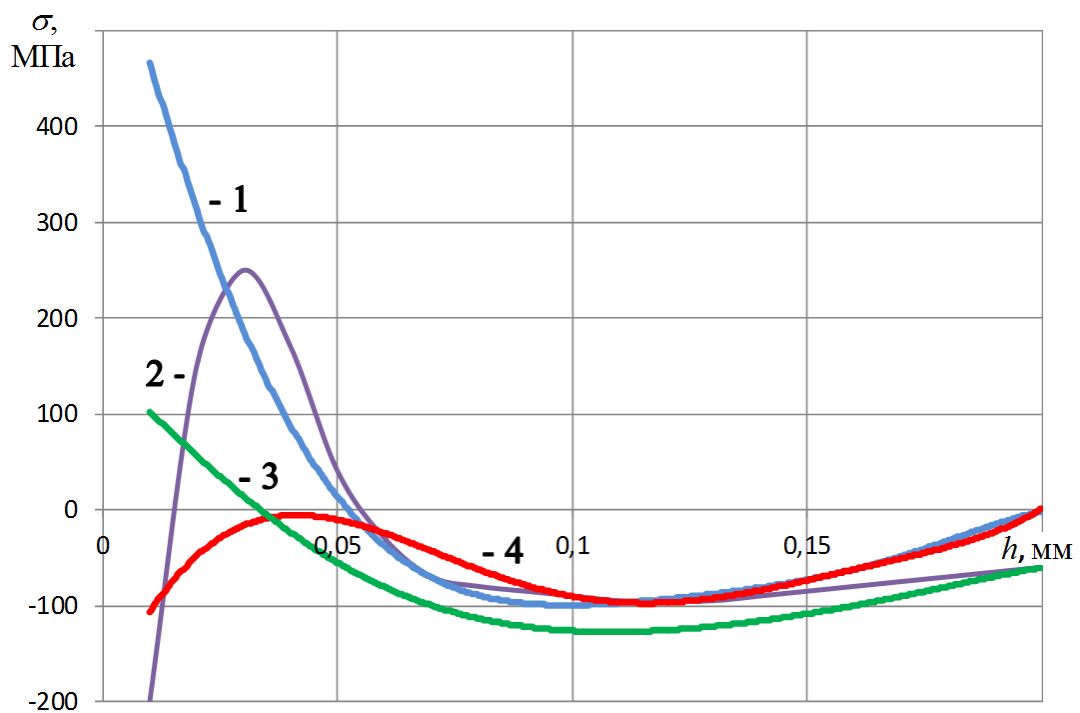


Рис. 4. Этюры остаточных напряжений в поверхностном слое корпуса с наработкой 4782 часа:
1 – наружная поверхность, исходное состояние; 2 – внутренняя поверхность, исходное состояние;
3 – наружная поверхность, термическая обработка; 4 – внутренняя поверхность, термическая обработка

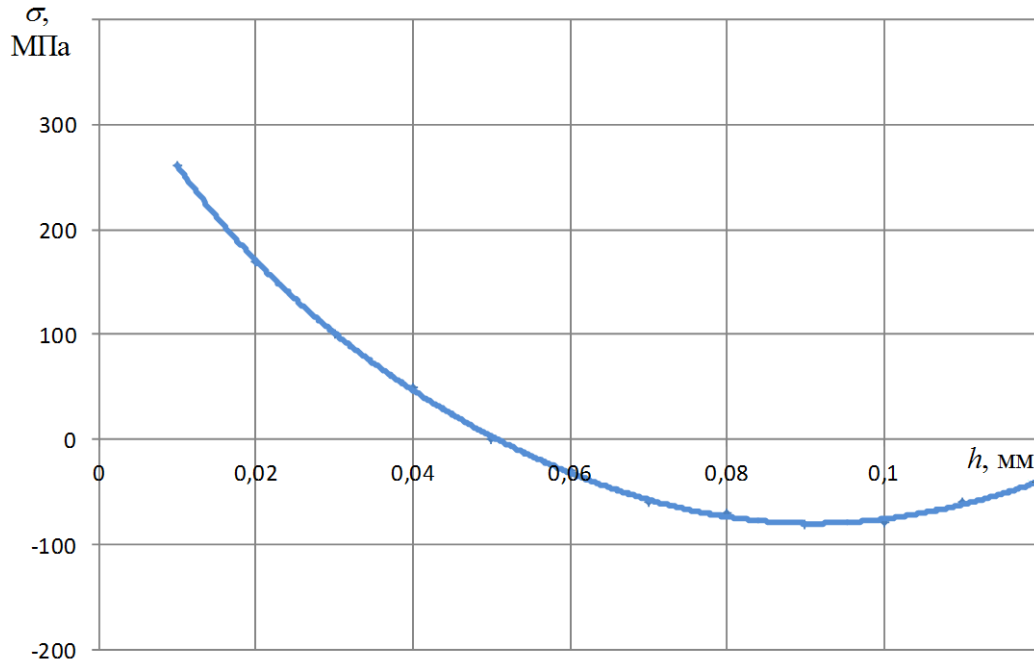


Рис. 5. Эюра остаточных напряжений в поверхностном слое корпуса с наработкой 6638 часов, исходное состояние

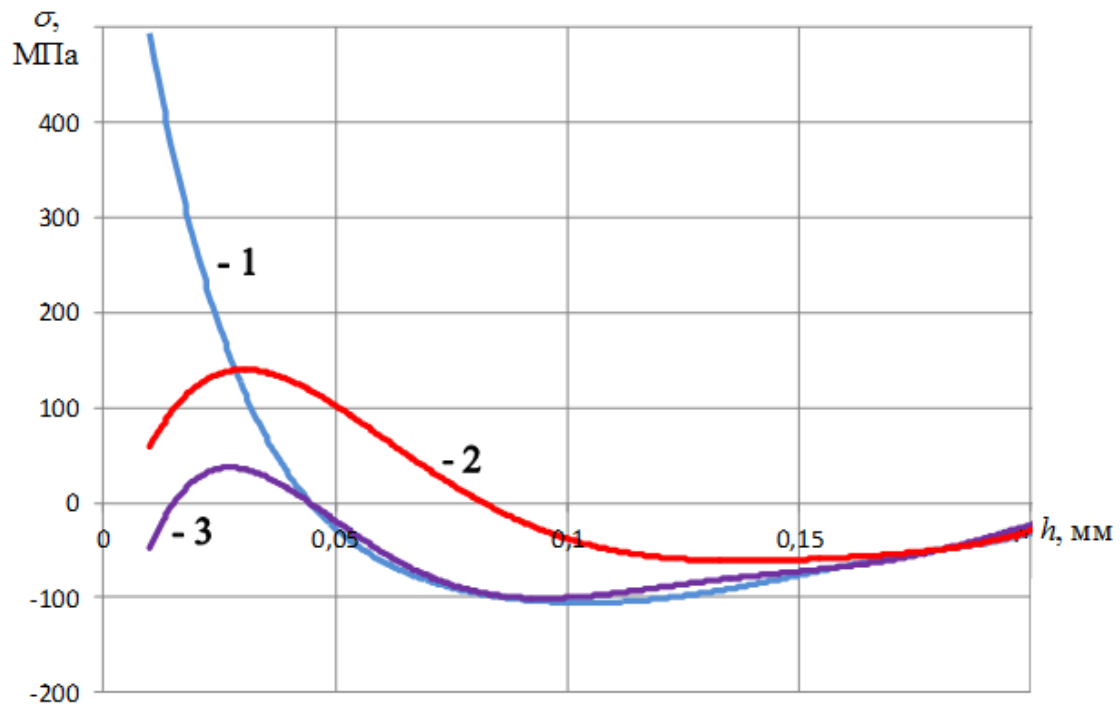


Рис. 6. Эюры остаточных напряжений в поверхностном слое нового корпуса: 1 – исходное состояние, 2 – термическая обработка, 3 – полировка

Анализ результатов распределения остаточных напряжений, представленных на рис. 4-6, позволяет сделать следующие выводы:

– точение оболочки фланца формирует на поверхности детали неблагоприятные с точки зрения сопротивления усталости растягивающие остаточные напряжения;

– зафиксирован большой разброс как в распределении остаточных напряжений, так и в уровне максимальных растягивающих остаточных напряжений, а также глубины их распространения как на новых, так и на эксплуатировавшихся деталях;

– в исследованных дефектных корпусах на поверхности, с которой идёт развитие трещин, наблюдается высокий (до 600 МПа) уровень растягивающих остаточных напряжений, обычно с подповерхностным максимумом;

– в корпусе с большой наработкой без дефектов остаточные напряжения растяжения в поверхностном слое невысоки и составляют $+220 \div +270$ МПа;

– в новом корпусе остаточные напряжения после точения достигают +600 МПа и переходят в сжимающие на глубине 50 мкм, заполировка поверхности обеспечивает уровень остаточных напряжений в поверхностном слое от -120 до $+80$ МПа;

– заполировка поверхности дефектного корпуса более чем в два раза снижает

уровень растягивающих остаточных напряжений в поверхностном слое;

– термообработка по выбранному в исследовании режиму существенно (в несколько раз) снижает уровень остаточных напряжений в поверхностном слое.

Заключение. По результатам проведённых исследований можно сделать следующие выводы:

1. Основную роль в снижении выносливости корпуса камеры сгорания играет неблагоприятная технологическая наследственность, связанная с распределением и высоким уровнем растягивающих остаточных напряжений в поверхностном слое.

2. Распределение остаточных напряжений на дефектных корпусах с внутренних поверхностей не характерно для точения по технологии и характеризуется наличием напряжений сжатия на поверхности и высоких напряжений растяжения – в подслое. Такое распределение остаточных напряжений предполагает предельное повреждение поверхностного слоя и, соответственно, весьма низкое сопротивление усталости детали [12].

3. Нормализация режимов резания, введение пониженной температуры закалки, высокого отпуска и полировки поверхности корпуса устраняет указанные недостатки и стабилизируют предел выносливости на уровне 300 МПа на базе $5 \cdot 10^6$ циклов нагружения.

Библиографический список

1. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации. М.: ЦИАМ, 2004. 260 с.

2. Терентьев В.Ф., Петухов А.Н. Усталость высокопрочных металлических материалов. М.: ИМЕТ РАН-ЦИАМ, 2013. 515 с.

3. Партон В.З., Борисковский В.Г. Динамика хрупкого разрушения. М.: Машиностроение, 1988. 240 с.

4. Ануров Ю.М., Федорченко Д.Г. Основы обеспечения прочностной надёж-

ности авиационных двигателей и силовых установок. СПб.: СПбГПУ, 2004. 390 с.

5. Кудрявцев И.В., Наумченко Н.Е., Саввина Н.М. Усталость крупных деталей машин. М.: Машиностроение, 1981. 240 с.

6. Колмогоров В.Л. Напряжения, деформации, разрушение. М.: Metallurgia, 1970. 229 с.

7. Химушин Ф.Ф. Лигирование, термическая обработка и свойства жаропрочных сталей и сплавов. М.: Metallurgia, 1969. 749 с.

8. ГОСТ 25.502-79. Расчёты и испытания на прочность в машиностроении. Методы механических испытаний металлов. Методы испытаний на усталость. М.: Стандартиформ, 1983. 50 с.

9. Биргер И.А. Стержни, пластинки, оболочки. М.: Физматлит, 1992. 392 с.

10. Биргер И.А. Остаточные напряжения. М.: Машгиз, 1963. 232 с.

11. Иванов С.И. Определение оста-

точных напряжений в пластинках методом полосок // Труды КуАИ. Вып. 48. Куйбышев: КуАИ, 1971. С. 139-152.

12. Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Вакулук В.С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям: Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. 125 с.

Информация об авторе

Кочерова Евгения Евгеньевна, аспирант кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследо-

вательский университет). E-mail: kocherova_2020@mail.ru. Область научных интересов: динамика и прочность деталей ГТД, циклическая долговечность деталей с остаточными напряжениями.

INVESTIGATION OF THE CAUSES OF CRACK ORIGINATION IN THE INNER CASING OF NK-86 GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER

© 2015 E. E. Kocherova

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The performance reliability of aerospace products is directly related to the reliability of each essential part; therefore special attention is paid to establishing the reasons of occurrence of defects and to developing preventive measures during the whole life cycle of a product. The article contains the analysis of the results of investigating the causes of defects occurring in the inner casing of the combustion chamber of NK- 86 gas turbine engine «Meridional cracks on the conical part of the flange». Metallurgical properties of the defective casing are examined in detail. A number of studies aimed at determining residual stresses on the surface of a part of the housing, as well as on specimens cut out from the housings with different hours in service and different surface treatment, including the use of additional thermal and mechanical treatment has been carried out. Diagrams of residual stress distribution for the specimens cut out of the housings with different treatment and subjected to various methods of relieving tensile residual stresses are presented. Endurance tests of one of the housings have been carried out. Conclusions about the influence of residual stresses on the fatigue resistance of the parts under investigation have been made. Measures to eliminate and prevent the defect both for the tested housing of the combustion chamber and for the base members manufactured by similar technologies and operated in similar conditions are proposed.

Gas turbine engine; combustion chamber housing; fatigue resistance; residual stresses; work hardening; machining.

References

1. *Normy prochnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigateley grazhdanskoy aviatsii* [Strength standards for civil aviation gas turbine engines. Moscow: CIAM Publ., 2004. 260 p.

2. Terent'ev V.F, Petukhov A.N. *Us-talost' vysokoprochnykh metallicheski-kh materialov* [Fatigue of high-strength metallic materials]. Moscow: CIAM Publ., 2013. 515 p.

3. Parton V.Z., Borisovski V.G. *Dinamika khrupkogo razrusheniya* [Dynamics of brittle fracture]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1988. 240 p.
4. Anurov U.M., Fedorchenko D.G. *Osnovy obespecheniya prochnostnoy nadezhnosti aviatsionnykh dvigateley i silovykh ustanovok* [Principles of ensuring strength reliability of aircraft engines and power plants]. St. Petersburg: Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University Publ., 2004. 390 p.
5. Kudryavcev I.V., Naumchenko N.E., Savvina N.M. *Ustalost' krupnykh detalej mashin* [Fatigue of large machine parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 240 p.
6. Kolmogorov V.L. *Napryajeniya, deformatsii, razrusheniya* [Stresses, deformations, fracture]. Moscow: Metallurgiya Publ., 1970. 229 p.
7. Khimushchin F.F. *Ligirovanie, termicheskaya obrabotka i svoystva zharo-prochnykh staley i splavov* [Ligation, thermal treatment and properties of heat-resistant steels and alloys]. Moscow: Metallurgiya, 1969. 749 p.
8. GOST 25.502-79. Strength analysis and testing in machine building. Methods of metals mechanical testing. Methods of fatigue testing. Moscow: Standartinform Publ., 1983. 50 p. (In Russ.)
9. Birger I.A. *Sterzhni, plastinki, obolochki* [Rods, plates, shells]. Moscow: Fizmatlit Publ., 1992. 392 p.
10. Birger I.A. *Ostatochnienapryazheniya* [Residual stresses]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1963. 368 p.
11. Ivanov S.I. The determination of residual stresses in plates by stripes method. *Trudy KuAI*. Issue 48. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1971. P. 139-152. (In Russ.)
12. Pavlov V.F., Kirpichev V.A., Vakulyuk V.S. *Prognozirovaniye soprotivleniya ustalosti poverkhnostno-uprochnennykh detaley po ostatochnym napryazheniyam* [Prediction of fatigue resistance of surface-hardened parts by residual stresses]. Samara: Samarskiy nauchnyy tsentr Publ., 2012. 125 p.

About the author

Kocherova Evgeniya Evgen'evna, postgraduate student of the Department of Strength of Materials, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federa-

tion. E-mail: Kocherova_2020@mail.ru. Area of Research: dynamics and strength of gas-turbine engine parts, cyclic life of parts under residual stresses.