

УДК 621.438-226.2.002:669.245

## ВЛИЯНИЕ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА РЕЛАКСАЦИЮ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ СЖАТИЯ В НАКЛЕПАННЫХ ПАЗАХ ХВОСТОВИКОВ ЛОПАТОК ТВД ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ

Т. П. ЗАХАРОВА<sup>1</sup>, М. А. РОЗАНОВ<sup>2</sup>, С. В. ТЕПЛОВА<sup>3</sup>

<sup>2</sup>rozanov@rtc.ciam.ru, <sup>3</sup>teplova@rtc.ciam.ru

<sup>1-3</sup> ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения имени П. И. Баранова»  
(ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова»)

Поступила в редакцию 1 июля 2015 г.

**Аннотация.** Наклеп микрошариками хвостовиков лопаток турбин авиационных газотурбинных двигателей предназначен для повышения сопротивления мало- и многоциклового усталости. Проведены испытания образцов, изготовленных из жаропрочных никелевых сплавов, в условиях стационарных и циклических режимов нагрева по программам полетных условий. Показано, что цикличность нагрева значительно ускоряет процесс релаксации остаточных напряжений сжатия в наклепанном слое и снижает эффективность наклепа.

**Ключевые слова:** наклеп; релаксация; лопатки турбин.

Упрочнение дробеструйным наклепом микрошариками хвостовиков лопаток турбин высокого давления (ТВД) нашло широкое применение для обеспечения прочностной надежности авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Наклеп повышает сопротивление многоциклового и малоциклового усталости благодаря формированию в пластически деформированном поверхностном слое детали остаточных напряжений сжатия. Сохранение положительного влияния наклепа зависит от условий работы детали в составе двигателя, в т.ч. от уровня температуры, действующих напряжений, длительности и последовательности режимов эксплуатации. Релаксация остаточных напряжений сжатия определяется закономерностями процесса ползучести материала в поверхностном наклепанном слое [1].

Ранее исследования влияния температуры и длительности выдержки, а также воздействия переменных напряжений при испытаниях образцов с наклепом на малоцикловую и многоцикловую усталость были выполнены применительно к углеродистым сталям: SAE 1045 с 0,45 % С и высокопрочной стали – материала шариков в подшипниках качения – AISI 4140 [2]. После наклепа микрошариками образцы были выдержаны при температурах от 200 до 550 °С в течение от 1 до 1000 мин. Для измере-

ний распределения остаточных напряжений был использован рентгенографический метод. Уровень максимальных остаточных напряжений сжатия в приповерхностном слое в исходном состоянии составлял от -400 до -600 МПа. Переход распределения  $\sigma_{ост}$  сжатия в область растяжения был расположен на расстоянии от поверхности 200–400 мкм. По данным испытаний было установлено, что интенсивная релаксация остаточных напряжений завершалась через первые 10 мин и составляла  $\sigma_{10}/\sigma_0=0,9$  – при 200 °С и до  $\sigma_{10}/\sigma_0=0,1$  – при 550 °С от исходного уровня. Удовлетворительное совпадение экспериментальных результатов при определении распределения остаточных напряжений сжатия в поверхностном слое наклепанных образцов с расчетными оценками, выполненными в работе [2] с применением метода конечных элементов (МКЭ) и известных уравнений зависимости скорости ползучести от напряжений растяжения и температуры [3, 4], свидетельствовали о том, что релаксация остаточных напряжений тесно связана с процессом накопления деформаций ползучести материала.

Определение зависимости релаксации остаточных напряжений от условий нагрева и нагружения в наклепанных образцах, изготовленных из жаропрочного монокристаллического

никелевого сплава ЖС30ВИ моно, было выполнено при температурах 630, 700 и 730 °С с выдержкой в течение 50 ч [5] при напряжениях растяжения 400 и 600 МПа. Для изменения распределения остаточных напряжений сжатия,  $\sigma_{ост.}$ , был использован метод Н. Н. Давиденкова. Максимальные значения  $\sigma_{ост.}$ , расположенные на расстоянии от поверхности 10–20 мкм, были равны  $\sigma_{ост.} = -1000 \div -1100$  МПа. Переход в область растягивающих напряжений соответствовал расстоянию от поверхности 120 мкм. Процесс релаксации остаточных напряжений в условиях выдержки в течение 50 час возникал при повышении температуры, начиная с 700 °С. При этом снижение максимальных  $\sigma_{ост.}$  составило 20 %. Результаты расчета остаточных напряжений по глубине наклепанного слоя с применением МКЭ и уравнений зависимости скорости ползучести от температуры и напряжений на основе теории течения [4] свидетельствовали об удовлетворительном совпадении расчетных и экспериментальных данных, полученных при испытаниях образцов из жаропрочного сплава ЖС26 ВСНК при температуре нагрева 700 °С в течение 5, 50 и 250 ч [3].

Детали авиационных ГТД работают в условиях циклических нагревов и нагружений. В работе [6] образцы из жаропрочного поликристаллического никелевого сплава ЖС6КП были испытаны в условиях 2-х циклов с выдержкой в течение 2-х ч при напряжениях 270 и 340 МПа в каждом цикле. Температура испытаний составляла 700 °С. Скорость ползучести по сравнению с результатами испытаний при постоянном нагружении повысилась в 1,3 раза – в условиях повторных разгрузок с напряжением 270 МПа, и в 1,7 раза – при напряжении 340 МПа.

В работе [7] были представлены результаты измерений деформаций ползучести образцов с наклепом из жаропрочного монокристаллического сплава SMSX-4, испытанных при температуре  $T=750$  °С и напряжениях  $\sigma=750$  МПа, а также до и после выдержки при  $T=950$  °С

и  $\sigma=485$  МПа до накопления деформации  $\varepsilon=0,4$  %. Скорость ползучести во втором случае снизилась в 20 раз на участке первой стадии ползучести. Однако, постоянная скорость ползучести, характерная для участка второй стадии, осталась неизменной. При этом после выдержки при повышенной температуре  $T=950$  °С и  $\sigma=485$  МПа существенным образом изменились признаки деформации ползучести в микроструктуре образцов. После выдержки при  $T=950$  °С обнаружено значительное увеличение плотности дислокаций, равномерно распределенных в прослойках  $\gamma$  фазы между кубоидами  $\gamma'$  фазы и в самой  $\gamma'$  фазе. Блокирование распределения новых петель дислокаций после нагрева при 950 °С привело к снижению объема дислокаций и скорости ползучести на первой стадии во втором этапе нагружения при 750 °С.

Из приведенных данных следует, что однократный заброс температуры в условиях эксплуатации не повлияет на повреждаемость материала. В то же время повторная смена режимов нагружения при повышенной температуре может увеличить скорость ползучести в упрочненном наклепом материале детали и сократить долговечность при длительной эксплуатации в условиях циклического нагрева деталей из жаропрочных сплавов – материалов лопаток турбин.

Для определения влияния циклических условий эксплуатации на релаксацию остаточных напряжений сжатия в приповерхностном слое были использованы образцы, вырезанные из хвостовиков лопаток ТВД, изготовленных из жаропрочного монокристаллического сплава ВЖМ-4. При разработке программы циклических испытаний учитывались условия эксплуатации авиационных ГТД.

В данной работе рассматриваются вопросы автоматического формирования XML-данных, ассоциированных с состояниями динамической модели, в лингвистическом и алгоритмическом планах.

Таблица

Химический состав % (масс) исследованных жаропрочных сплавов

Сплав	C	Cr	Co	Mo	W	Ta	Nb	Al	Ti	Hf	Re	Ru	Y	Zr	B	$\gamma$ (г/см <sup>3</sup> )
ВЖМ-4 ВИ	-	3,3	7,0	4,0	4,0	5,0	-	6,0	-	-	6,5	4,0	-	-	-	9,002
ЖС26 ВСНК	0,13	4,4	8,5	1,1	11,9	-	1,7	5,9	0,9	-	-	-	0,9	0,05	0,015	8,57
ЖС30 ВИ	0,16	7,0	8,5	0,7	11,5	-	0,9	5,3	1,9	0,8	-	-	-	-	0,015	8,4

## МАТЕРИАЛ И МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЙ

Исследовались образцы из литейных жаропрочных монокристаллических никелевых сплавов ВЖМ-4 и ЖС30 ВИ с ориентацией  $\langle 001 \rangle$ , а также из сплава ЖС26 ВСНК (таблица)

Образцы из сплава ЖС26 ВСНК были изготовлены в форме отдельно отлитых пластин с размерами 57x4,7x3,2 мм. Образцы из сплава ЖС30 ВИ – стандартные цилиндрические, диаметр рабочей части – 5 мм. Образцы из сплава ВЖМ-4 были вырезаны из пазов хвостовиков лопаток ТВД методом электроэрозии. Схема разрезки представлена на рис. 1.

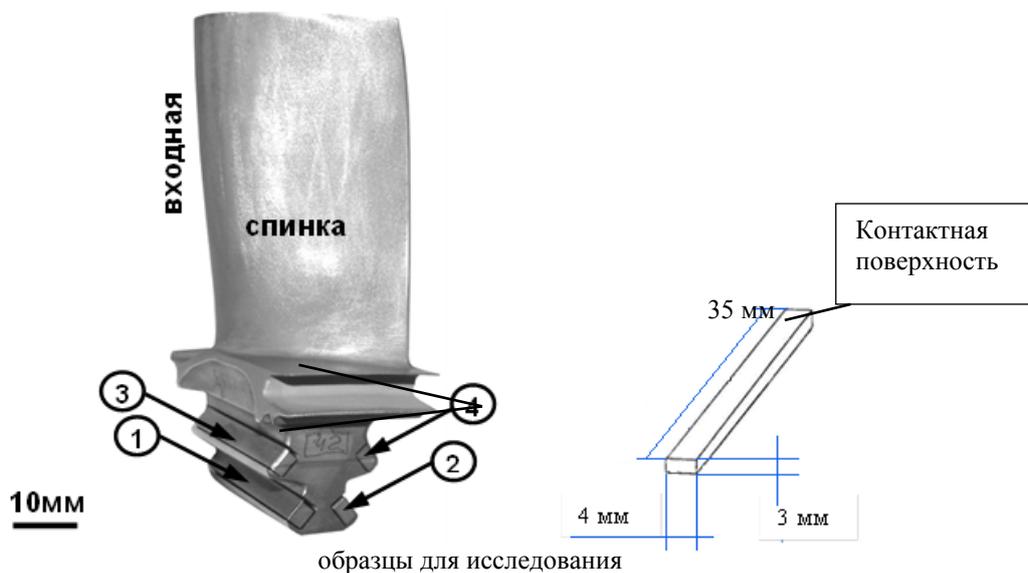


Рис. 1. Схема разрезки хвостовика лопатки на образцы

Определение влияния условий эксплуатации, в частности цикличности нагрева, на релаксацию остаточных напряжений сжатия в пазах хвостовиков лопаток ТВД, изготовленных из сплава ВЖМ-4, было выполнено по данным измерения  $\sigma_{ост}$  после циклических нагревов по двум различным режимам.

За основу цикла нагрева для первого режима были выбраны условия, соответствующие максимальной температуре  $T_{max}$  в верхнем пазу хвостовика 1 ступени ТВД –  $T_{max}=750\text{ °C}$  на взлетном режиме с длительностью  $t_B=3$  мин и последующим переходом на крейсерский режим с  $T_{кр}=650\text{ °C}$  и выдержкой  $t_B=2$  часа.

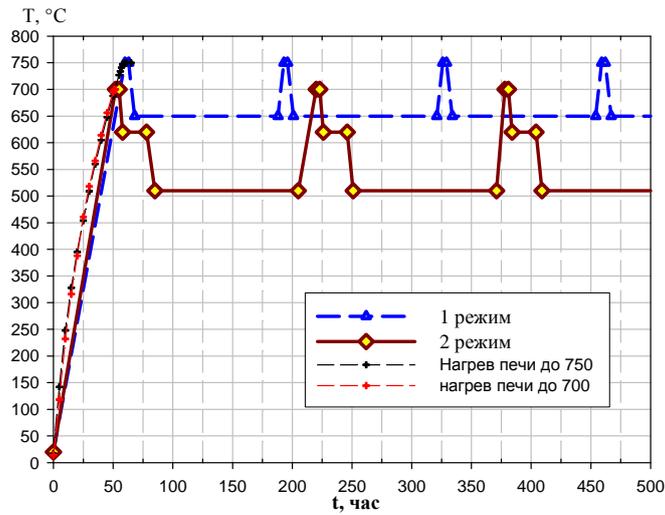
Нагрев с выдержками при заданной температуре был произведен в электропечи «SNOL» с автоматизированной программой изменения температуры. На каждом режиме нагреву под-

вергались с заданным количеством циклов по 3–4 образца.

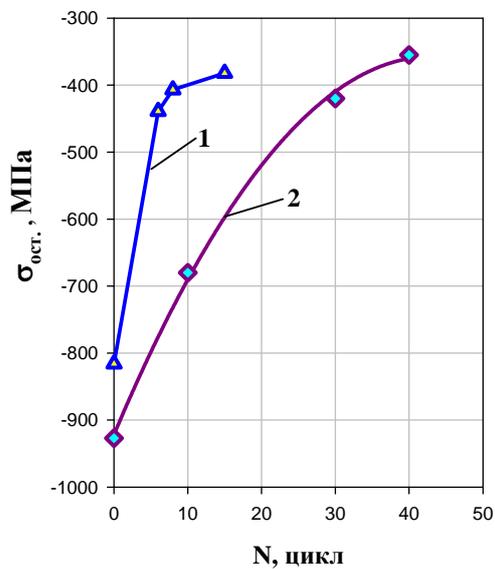
Для измерения распределения остаточных напряжений в поверхностном слое образцов были использованы различные методы: – метод Н. Н. Давиденкова с постепенным послойным стравливанием материала поверхности образцов и одновременной регистрацией деформаций и расчетной оценкой остаточных напряжений на установке «SRS-01 комплекс», а также метод рентгеноструктурного анализа на дифрактометре ДРОН-3М.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

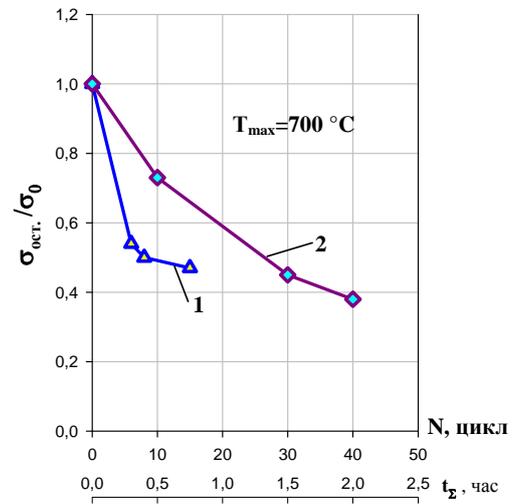
Остаточные напряжения сжатия,  $\sigma_{ост}$ , измеренные после циклического нагрева образцов, вырезанных из хвостовиков лопаток турбины из сплава ВЖМ-4, представлены на рис. 3. Каждый цикл режима N1 состоял из нагрева образца до температуры 750 °C, выдержки при этой температуре 3 мин, снижения до температуры 650 °C и выдержки при ней 2 ч. Каждый цикл режима N2 состоял из нагрева образца до температуры 700 °C, выдержки при этой температуре 3 мин, снижения до температуры 620 °C и выдержки при ней 20 мин, последующего снижения температуры до 510 °C и выдержки при этой температуре 2 ч.



**Рис. 2.** План циклического нагрева образцов из сплава ВЖМ-4:  
 1 режим: 1 цикл –  $T=750\text{ }^{\circ}\text{C}$  – 3 мин;  $T=650\text{ }^{\circ}\text{C}$  – 2 ч;  
 2 режим: 1 цикл –  $T=700\text{ }^{\circ}\text{C}$  – 3 мин;  $T=620\text{ }^{\circ}\text{C}$  – 20 мин;  $T=510\text{ }^{\circ}\text{C}$  – 2 ч



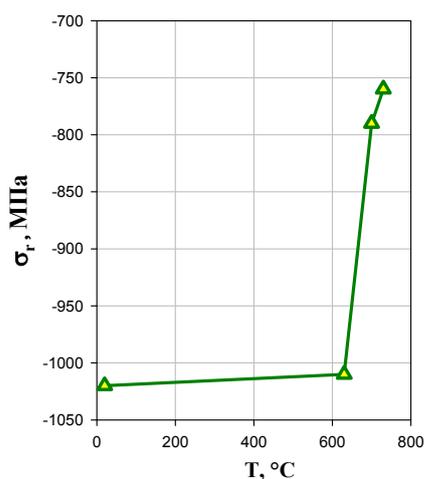
**Рис. 3.** Зависимость остаточных напряжений сжатия,  $\sigma_{\text{ост.}}$ , от количества циклов нагрева образцов из сплава ВЖМ-4, испытанных:  
 1 – по режиму N1, 2 – по режиму N2



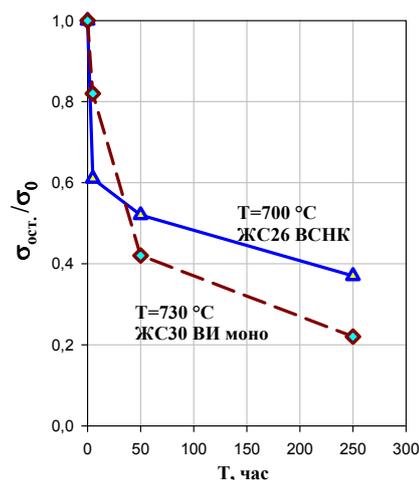
**Рис. 4.** Зависимость относительных остаточных напряжений сжатия,  $\sigma_{\text{ост.}}/\sigma_0$ , от числа циклов нагрева ВЖМ-4, испытанных: 1 – по режиму N1, 2 – по режиму N2

На рис. 4 представлена зависимость относительных остаточных напряжений сжатия  $\sigma_{ост.}/\sigma_0$  ( $\sigma_0$ ,  $\sigma_{ост.}$  – остаточные напряжения непосредственно после упрочнения и после нагрева соответственно) от количества циклов по режимам *N1* и *N2*. Здесь и в дальнейшем остаточные напряжения сжатия – это максимальные значения, полученные по данным измерений распределения напряжений в приповерхностном слое, расположенные на расстоянии 10–20 мкм от поверхности образцов. Сравнение данных о релаксации  $\sigma_{ост.}$  в условиях циклического нагрева с данными, полученными после стационарных режимов выдержки при повышенных температурах, показали, что цикличность режимов способствовала повышению интенсивности релаксации  $\sigma_{ост.}$ . Сравнение данных о релаксации  $\sigma_{ост.}$  в условиях циклического нагрева с данными, полученными после стационарных режимов выдержки при повышенных температурах, показали, что

цикличность режимов способствовала повышению интенсивности релаксации  $\sigma_{ост.}$ . Снижение  $\sigma_{ост.}/\sigma_0$  после 15 циклов по режиму *N1* с суммарной наработкой при  $T=750$  °С – 45 мин, соответствовало значению  $\sigma_{ост.}/\sigma_0=0,47$ . Такая величина  $\sigma_{ост.}/\sigma_{ст.}$  по данным испытаний образцов из сплава ЖС30 ВИ была получена при стационарной выдержке в течение 40 ч при температуре  $T=730$  °С (рис. 5, б). Аналогично снижение после 40 циклов нагрева по режиму *N2* с суммарной наработкой при  $T=700$  °С – 2 ч, соответствовало значению  $\sigma_{ост.}/\sigma_0=0,38$ . Такое же снижение  $\sigma_{ост.}/\sigma_0$  относительной величины остаточных напряжений сжатия в результате процесса релаксации получено в условиях стационарного нагрева образцов из сплава ЖС26 ВСНК после значительно более длительной выдержки в течение 240 ч при 700 °С.



а



б

**Рис. 5.** Зависимость остаточных напряжений сжатия,  $\sigma_{ост.}$ , на глубине 10–20 мкм: от температуры выдержки в течение 50 ч при напряжениях растяжения 400 МПа, от длительности выдержек при повышенных температурах

## ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Возможность сохранения положительного влияния наклепа хвостовиков лопаток турбин в условиях эксплуатации зависит, главным образом, от уровня температуры хвостовиков на взлетном режиме. Как было установлено ранее в работе [5], торможение процессов ползучести при снижении температуры хвостовиков до уровня 630–650 °С стимулирует стабилизацию остаточных напряжений сжатия на уровне, близком к исходному. В том случае, если при

осмотре лопаток ТВД, изготовленных из жаропрочных никелевых сплавов, при ремонте установлено, что показатели наклепа отсутствуют, то целесообразно восстановить упрочнение путем введения операции повторного наклепа.

Тенденция повышения температуры газа в современных ГТД сопровождается применением для изготовления деталей «горячей» части жаропрочных монокристаллических сплавов с повышенным сопротивлением ползучести и длительной статической прочности в области температур 950–1100 °С. В области умеренных

температур, характерных для хвостовиков лопаток ТВД, возможно, что показатели сопротивления ползучести при  $T=700-750$  °С, остаются на уровне, имеющемся у предшествующих модификаций сплавов.

Повышение температуры хвостовиков лопаток ТВД не только снижает сопротивление длительному статическому разрушению, но также способствует интенсификации процессов ползучести в условиях циклических режимов нагрева и нагружения, свойственных условиям эксплуатации.

### ВЫВОДЫ

1. Проведено исследование влияния циклическости нагрева с имитацией полетных условий на релаксацию остаточных напряжений сжатия в наклепанных пазах хвостовиков лопаток ТВД авиационных ГТД, изготовленных из жаропрочного монокристаллического сплава ВЖМ-4 с ориентацией  $\langle 001 \rangle$ .

2. После 15 циклов нагрева, выполненных в соответствии с двухступенчатым режимом N1, где при  $T_{\max}=750$  °С суммарная длительность наработки составила 45 мин. Величина относительных остаточных напряжений сжатия, измеренная в наклепанном приповерхностном слое методами Н. Н. Давиденкова и рентгенографии, снизилась до 0,47 от исходного значения. Такой уровень снижения был получен ранее на образцах с наклепом из монокристаллического сплава ЖС30 ВИ после 40 ч выдержки при указанной температуре.

3. После 40 циклов нагрева, выполненных по трехступенчатому режиму N2, где  $T_{\max}=700$  °С, при суммарной длительности наработки на  $T_{\max}$ , равной 2 ч, величина относительных остаточных напряжений сжатия снизилась до 0,38 от исходного значения. Такой же уровень снижения был достигнут ранее в результате выдержки образцов с наклепом из сплава ЖС26 ВСНК в течение 240 ч при  $T_{\max}=700$  °С.

4. Интенсификация релаксации остаточных напряжений сжатия в наклепанных хвостовиках лопаток ТВД связана с увеличением скорости ползучести при повышенных температурах. По данным испытаний образцов из сплава ЖС26 ВСНК нагрев при относительно низких температурах ( $T_{\max}=630-650$  °С) не приводил к снижению остаточных напряжений в наклепанных образцах.

5. Данная работа представляет научный и практический интерес, касающийся проблемы упрочнения хвостовиков лопаток турбин, которая нуждается в продолжении исследований.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Работнов Ю. Н.** Механика твердого деформируемого тела. Наука. 1988. 712 с. [Rabotnov U N. Mechanics of hard deformable body. Science. 1988. p. 712]

2. **Handbook of Residual Stress and Deformation of Steel.** ASM International. All Rights Reserved. Ред. G. Totten, M. Howes, T. Inoue, 2002, с. 459 : D. Löhle and O. Vöhringer, Stability of Residual Stresses, 54-69 с.

3. **Шалин Р. Е., Светлов И. Л., Качанов Е. Б., Таларай В. Н., Гаврилин И. С.** Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов. М.: Машиностроение. 1997. с. 336 [Shalin R. E., Svetlov I. L., Kachanov E. B., Talaraya V. N., Gavrilin I. S. Monocrystals of heat-resistant super alloys. M.: Mechanical engineering. 1997. p. 336]

4. **Каблов Е. Н., Голубовский Е. Р.** Жаропрочность никелевых сплавов. М.: Машиностроение. 1998. с. 463 [Kablov E. N. Golubovskiy E. R. High-temperature strength of the nickel-based alloys. M.: Mechanical engineering. 1998. p. 463]

5. **Захарова Т. П., Протасова Н. А., Васильев Б. Е., Теплова С. В.** Релаксация остаточных напряжений сжатия в наклепанных хвостовиках лопаток турбин из жаропрочных никелевых сплавов со структурой направленной кристаллизации. //«Деформация и разрушение материалов». №2 2014. с. 37-41 [Zaharova T.P., Protasova N. A., Vasilyev B. E., Teplova S.V. Residual stress relaxation in surface cold work hardened gas turbine blade roots made of Ni super alloys with directionally crystallized structure. // "Deformation and fracture of materials". №2. 2014. pp. 37-41]

6. **Конструкционная** прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей. Сб. статей под ред. Биргера И. А. и Балашова Б. Ф. М.: Машиностроение. 1981. гл. 1, с. 282 [Structural strength of turbine engine materials and components. Collection of articles edited by Birger I. A. and Balashov B. F. M.: Mechanical engineering. 1981. ch 1, p. 282.]

7. G.L. Drew, R.C. Reed, K. Takehi, and C.M.F. Rae. Single crystal superalloys: the transition from primary to secondary creep. Superalloys 2004, Edited by K.A. Green and at. TMS (The Minerals, Metals & Materials Society), 2004, 177-136 с.]

8. **Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И.** Технологические методы повышения надежности деталей машин: Справочник. М.: Машиностроение. 1998. с.304. [Kuznetsov N. D., Tseitlin V. I. Technological methods of machinery components reliability rising: Reference book. M. Mechanical engineering. 1998. p. 304]

### ОБ АВТОРАХ

**Захарова Татьяна Павловна**, ведущий конструктор отделения прочности ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» дипломированный инженер-технолог по специальности «Механическая обработка металлов», 1947, г. Москва, МАТИ, Конструкционная прочность материалов и деталей.

**Розанов Михаил Александрович**, ведущий конструктор отделения прочности ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», дипломированный инженер-физик по специальности «Физическое металловедение», Московский институт сталей и сплавов (МИСиС), 1965, Рентгеноструктурный анализ.

**Теплова Светлана Владимировна** – ведущий инженер отделения прочности ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»,

дипломированный инженер-механик по специальности «Динамика и прочность машин», 1980 г., Пермский политехнический институт, г. Пермь, конструкционная прочность материалов и деталей, поверхностные остаточные напряжения.

#### METADATA

**Title:** Influence of operation conditions at the residual stress relaxation in turbine root slots of HPT, made of monocrystal nickel super alloys.

**Authors:** Т. П. Zaharova<sup>1</sup>, M. A. Rozanov<sup>2</sup>, S. V. Teplova<sup>3</sup>.

**Affiliation:** <sup>1-3</sup> Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Moscow, Russia.

**Email:** <sup>2</sup>rozanov@rtc.ciam.ru, <sup>3</sup>teplova@rtc.ciam.ru.

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 19, no. 3 (69), pp. 21-27, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** Shot-peening of blade roots is widely used operation in the manufacture of aviation gas turbine engines, GTD, in order to increase the resistance to low – and multicycle fatigue. During engine operation under influence of heating and loading the level of compression residual stresses, which has been formed by shot-peening in plastically deformed surface layers, is lowered because of relaxation. The components of aviation GTD are exposed during exportation to the cyclic heating and loading. The specimens, made of super alloys, were subjected to multi repeated cycles of heating up to 750 gr C which imitated flight conditions. It was shown, that cyclic heating induce acceleration to relaxation of residual stresses in comparison to stationary conditions

**Key words:** cold-work hardening; gas turbine blades; relaxation

#### About authors:

**Zaharova Tatyana Pavlovna**, Leading constructor of division durability Cetntral Institute of Aviation Motors. Structural strength of materials and components.

**Rozanov Mikhail Aleksandrovich**. Leading constructor of division durability Cetntral Institute of Aviation Motors.

X-ray structure analysis.

**Teplova Svetlana Vladimirovna**. Leading engineer of division durability Central Institute of Aviation Motors.

Structural strength of materials and components and residual stress.