

**МАШИНОСТРОЕНИЕ**

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;  
2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;  
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;  
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;  
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 629.7.036.34

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-1-95-103

**Методика расчета минимальной скорости ползучести лопаток турбин газотурбинных двигателей, основанная на учете деградации микроструктуры сплава**

**Ю.В. Петров<sup>1</sup>, О.А. Ратенко<sup>1</sup>, В.К. Харина<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*Московский государственный технический университет гражданской авиации,  
г. Москва, Россия*

**Аннотация:** В текущих мировых экономических условиях авиакомпании нуждаются в сокращении финансовых затрат. Известно, что удельный вес затрат авиакомпаний на проведение технического обслуживания и ремонта (ТОиР) в общей структуре затрат составляет не менее 20 %, из которых свыше 40 % приходится на ремонт и обслуживание авиационных двигателей (АД). По существующим оценкам специалистов, эта статья расходов продолжит возрастать, что обусловлено неизбежным усложнением конструкций АД, которое диктуется необходимостью повышения эффективности и экологичности их эксплуатации. Одним из возможных путей сокращения затрат на ТОиР является переход на эксплуатацию по состоянию компонентов, эксплуатируемых в настоящее время до выработки установленного ресурса. К числу таких элементов, например, можно отнести лопатки турбин газотурбинных двигателей (ГТД). Как известно, лопатки турбин работают в весьма непростых условиях: на них воздействуют высокие температуры, большие центробежные нагрузки, агрессивная окружающая газовая среда, а их разрушение происходит, как правило, в результате накопления усталостных повреждений и ползучести. Прежде чем возникнут макроскопические повреждения, микроструктура сплава значительно деградирует и деформируется. Обнаружение на ранней стадии этих микроскопических повреждений, происходящих в сплаве, является тем инструментом, который может позволить перейти на эксплуатацию по состоянию лопаток турбин ГТД. В статье представлена методика расчета минимальной скорости ползучести сплава Inconel 738LC, основанная на учете микроструктурных изменений в условиях реальной эксплуатации. Полученные результаты предлагается использовать для расчета остаточного ресурса лопаток турбин по параметру ползучести.

**Ключевые слова:** лопатка турбины, микроструктура сплава,  $\gamma'$ -фаза, коагуляция, ползучесть, соотношение Монкмана – Гранта.

**Для цитирования:** Петров Ю.В., Ратенко О.А., Харина В.К. Методика расчета минимальной скорости ползучести лопаток турбин газотурбинных двигателей, основанная на учете деградации микроструктуры сплава // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 1. С. 95–103. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-1-95-103

**The method of calculating the minimum creep rate of turbine blades of gas turbine engines based on the degradation of the alloy microstructure**

**Y.V. Petrov<sup>1</sup>, O.A. Ratenko<sup>1</sup>, V.K. Kharina<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia*

**Abstract:** In the current global economic conditions, airlines need to curtail financial expenses. It is known that the share of airline costs for maintenance and repair (MR) in the total cost structure amounts to at least 20%, of which more than 40% is for the repair

and maintenance of aircraft engines (AE). According to the actual expertise, this item of expenditure will continue to grow due to the inevitable sophistication of AE structures, which is specified by the need to increase the efficiency and ecological compatibility. One of the possible ways of curbing maintenance and repair expenses is to transit for the operation of on-condition components which are currently in operation until the overhaul life is exhausted. For example, turbine blades of gas turbine engines (GTE) can be pertinent to such elements. It is a common fact that turbine blades operate in challenging environment: they are affected by excessive temperatures, severe centrifugal loads, aggressive gas media, and their destruction generally occurs because of the accumulation of fatigue damage and creep. The alloy microstructure significantly degrades and deforms before macroscopic damage develops. The early detection of microscopic damage in the alloy is the tool which allows for the transition to GTE on-condition turbine blades operation. The article presents the method for calculating the minimum creep rate of the Inconel 738LC alloy based on microstructural changes under operating conditions. The obtained results are proposed to be used for calculating the residual life of turbine blades by the creep parameter.

**Key words:** turbine blade, alloy microstructure, gamma-prime phase, coagulation, creep, Monkman-Grant relationship.

**For citation:** Petrov, Y.V., Ratenko, O.A. & Kharina, V.K. (2023). The method of calculating the minimum creep rate of turbine blades of gas turbine engines based on the degradation of the alloy microstructure. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 1, pp. 95–103. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-1-95-103

## Введение

Лопатки турбин ГТД являются наиболее ответственными элементами авиационных двигателей, работающими в весьма сложных условиях, к числу которых можно отнести большие нагрузки в результате воздействия газового потока, агрессивность газовой среды, высокие температуры. Среди всего многообразия существующих материалов только лишь жаропрочные никелевые сплавы способны работать в подобных условиях.

Современные жаропрочные никелевые сплавы представляют собой  $\gamma$ -матрицу с включенными в нее частицами преципитата  $\gamma'$ -фазы.  $\gamma'$ -фаза является твердым раствором с кристаллической решеткой типа L12, основа которого – интерметаллидное соединение  $Ni_3Al$  [1, 2]. Прочность дисперсионно-твердеющих сплавов прямым образом зависит от параметров частиц  $\gamma'$ -фазы: размера частиц, их объемного содержания, а также расстояния между частицами. Уравнение прочности дисперсионно-упрочненных сплавов является наглядным подтверждением указанных выше положений [3]:

$$\sigma = \sigma_{\theta} + \frac{c\sqrt{f}}{d}, \quad (1)$$

где  $\sigma_{\theta}$  – временное сопротивление матрицы;  
 $c$  – константа, учитывающая в себе вектор Бюргерса и модуль сдвига матрицы;  
 $f$  – объемная доля упрочняющих частиц;

$d$  – размер (диаметр) частиц.

В этой связи весьма важным является изучение влияния условий реальной эксплуатации на изменение параметров частиц  $\gamma'$ -фазы ( $f$  и  $d$ ), а также влияние этих изменений на прочностные характеристики лопаток в целом.

## Методы и методология исследования

С целью анализа микроструктурных изменений, происходящих в лопатке в процессе ее эксплуатации, проведен металлографический анализ сплава Inconel 738LC. Исследование проводилось с применением фотомикроскопа НЕОРНОТ-32. Главными особенностями выбранного оборудования обусловлены возможности: исследовать микроструктуру сплава лопатки; осуществлять фиксацию структурных изменений, происходящих в сплаве вследствие воздействия высокотемпературных выдержек при проведении эксперимента; фиксировать наличие дефектов и контролировать их развитие. НЕОРНОТ-32, помимо всего прочего, оснащен функцией фотофиксации с увеличением до 2000 раз, что дает возможность получать снимки различных участков исследуемого образца, интересных с точки зрения проводимого исследования.

Сравнительное металлографическое исследование состояния микроструктуры сплава новой лопатки и лопатки с наработкой в 10 000 часов проводилось на микрошлифах по следующему алгоритму.

1. В соответствии со схемой, представленной на рис. 1, выполнена вырезка образцов исследуемых лопаток.



**Рис. 1.** Схема сечений вырезки образцов из лопатки для металлографического исследования  
**Fig. 1.** Scheme of cross sections of samples cutoff from a blade for metallographic examination

2. Выполнена шлифовка и полировка образцов в соответствии с известными методиками [4, 5].

3. Осуществлено электрохимическое травление в растворе фтористого водорода, глицерина и воды в количестве 1, 10 и 90 мл соответственно при напряжении 6–8 В в течение 5–10 секунд.

4. Полученный микрошлиф исследован с применением фотомикроскопа НЕОРНОТ-32.

В качестве примера на рис. 2 представлена микроструктура образца металла из корневой части лопатки (основание на рис. 1), полученная при металлографическом исследовании (лопатка имела наработку 10 000 часов).

Из рис. 2 видно, что микроструктура сплава в области передней кромки не претерпела значительных изменений, частицы  $\gamma'$ -фазы все так же имеют кубическую форму и размер близкий к первоначальному – 0,45 мкм. В области задней кромки и корытца можно наблюдать деградацию микроструктуры сплава, здесь происходит коагуляция частиц  $\gamma'$ -фазы и незначительная деформация. В области спинки лопатки изменения микроструктуры сплава более существенные, в этой зоне значительное число частиц  $\gamma'$ -фазы скоагулированы.

В табл. 1 представлены значения параметров частиц упрочняющей фазы. Расчет параметров производился с использованием данных, полученных электронным микроскопом, по формулам

$$V_{\gamma'} = \frac{\sum_1^n A_{\gamma'}}{A}, \quad (2)$$

$$d = \frac{1}{n} \sum_1^n l_{\gamma'}, \quad (3)$$

где  $A_{\gamma'}$  – площадь частиц  $\gamma'$ -фазы;

$A$  – площадь изображения микроскопа;

$V_{\gamma'}$  – объемная доля частиц  $\gamma'$ -фазы;

$d$  – средний размер частиц;

$n$  – количество частиц  $\gamma'$ -фазы, попадающих в поле зрения;

**Таблица 1**  
**Table 1**

Параметры частиц  $\gamma'$ -фазы в корневом сечении лопатки  
 $\gamma'$ -phase dimensions in the root blade section

Зона	Параметры частиц $\gamma'$ -фазы		Напряжение, МПа	Температура, °С
	Объемная доля, %	Средний диаметр, мкм		
Передняя кромка	45,8	0,45	60	790
Спинка	48,9	0,73	300	712
Задняя кромка	44,8	0,61	160	791
Корытце	47,2	0,67	250	715

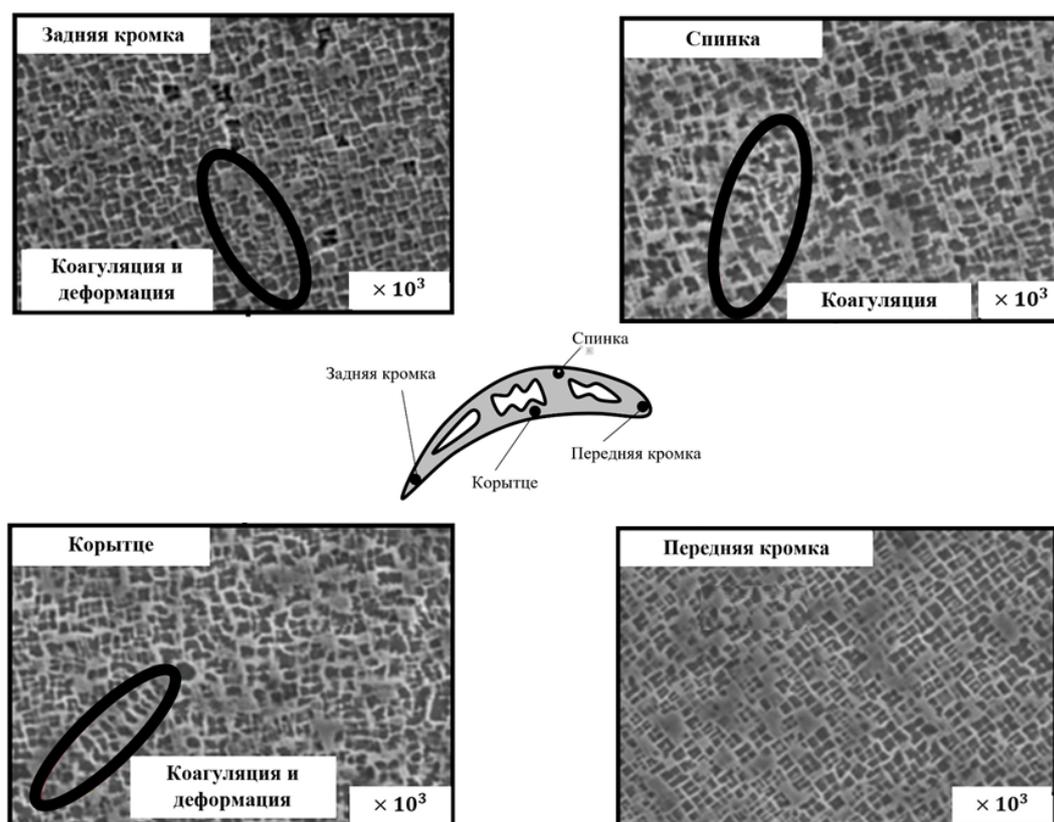


Рис. 2. Микроструктура сплава в корневом сечении лопатки  
Fig. 2. Alloy microstructure in the root blade section

$l_{\gamma'}$  – наибольший размер  $n$ -й частицы  $\gamma'$ -фазы.

Значения напряжений и температур определялись путем математического моделирования термонапряженного состояния лопатки турбины, выполненной из сплава Inconel 738LC, с использованием программного продукта ANSYS.

Аналогичные расчеты проведены для других критических сечений пера лопатки: на расстоянии 80 % высоты лопатки и в области законцовки. Сравнительный анализ микроструктуры сплава в различных сечениях позволил сделать вывод о том, что и большие напряжения, и высокие температуры в процессе эксплуатации лопаток турбин приводят к деградации микроструктуры: увеличению размера частиц и снижению их объемного содержания в сплаве (рис. 3). На рис. 3 А, С, D – передняя кромка, спинка, задняя кромка соответственно, индексы обозначают горизонтальное сечение пера лопатки.

## Результаты исследования

Поскольку одной из основных причин разрушения лопаток турбин является ползучесть [6, 7], характеризующаяся минимальной скоростью ползучести, в работе исследовано влияние изменения параметров частиц упрочняющей  $\gamma'$ -фазы только на поведение сплава при ползучести.

Разработана методика расчета величины минимальной скорости ползучести ( $\dot{\epsilon}_{min}$ ), основанная на применении модифицированного соотношения Монкмана – Гранта [8], позволяющая учесть деградацию микроструктуры сплава в процессе эксплуатации:

$$(\dot{\epsilon}_{min})^m t_r = C, \quad (4)$$

где  $m$  и  $C$  – константы, зависящие от материала изделия;

$t_r$  – время до разрушения.

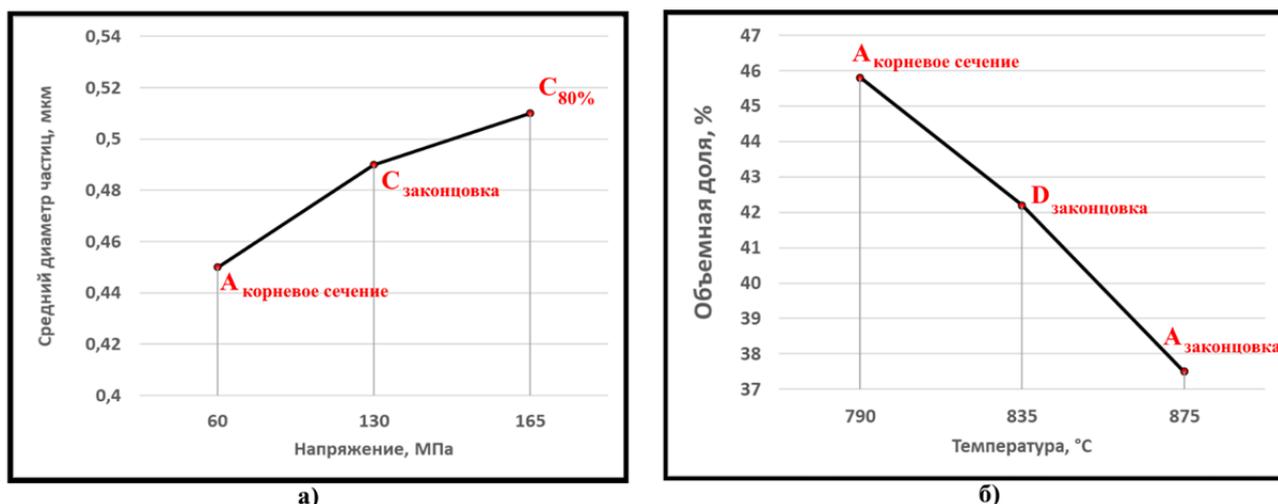


Рис. 3. Графики зависимостей: а – среднего диаметра частиц  $\gamma'$ -фазы от действующего напряжения; б – объемной доли частиц  $\gamma'$ -фазы от температуры

Fig. 3. Graphs of dependences: а – average diameter of the  $\gamma'$ -phase particles on the stress, б – volume fraction of the  $\gamma'$ -phase particles on the temperature

Значение минимальной скорости ползучести вычислялось по методу [9], позволяющему учесть микроструктурное состояние сплава:

$$\dot{\epsilon}_{min} = A \frac{D G b}{k T} \left[ \exp \left( -104 \sqrt{\frac{r}{\omega}} \right) \right] \left( \frac{\sigma - \sigma_{th}}{E} \right)^5, \quad (5)$$

где  $\omega$  – ширина каналов матрицы (или расстояние между частицами упрочняющей  $\gamma'$ -фазы);

- A – постоянная Дорна;
- b – вектор Бюргера;
- D – коэффициент диффузии;
- E – модуль упругости;
- G – модуль сдвига при температуре ползучести;
- k – постоянная Больцмана;
- r – размер частиц;
- T – температура;
- $\sigma$  – приложенное напряжение;
- $\sigma_{th}$  – пороговое напряжение.

Ширина матричного канала вычислялась по формуле [10]

$$\omega = r \left( \frac{1}{\sqrt[3]{V_f}} - 1 \right). \quad (6)$$

Значения параметров, входящих в уравнение (4), для сплава Inconel 738LC принимались в соответствии с данными работ [11] и представлены в табл. 2.

Входящие в уравнение (4) значения ширины каналов матрицы и размера частиц  $\gamma'$ -фазы определялись расчетным путем.

Для определения объемной доли упрочняющей  $\gamma'$ -фазы была использована следующая зависимость [12]:

$$\frac{V_f}{V_{f0}} = m(T - T_{к.р.}) - K(T^2 - T_{к.р.}^2), \quad (7)$$

где  $V_f$  – объемная доля частиц  $\gamma'$ -фазы при заданной температуре;

$V_{f0}$  – объемная доля частиц  $\gamma'$ -фазы в сплаве при комнатной температуре;

$T_{к.р.}$  – температура конца растворения частиц  $\gamma'$ -фазы ( $T_{к.р.} = 1098$  °C);

m и K – постоянные коэффициенты, вычисляемые в соответствии с формулами

$$m = \frac{1}{(T_{н.р.} - T_{к.р.}) - \frac{T_{н.р.}^2 - T_{к.р.}^2}{2T_{н.р.}}}; \quad (8)$$

$$K = \frac{m}{2T_{н.р.}}, \quad (9)$$

Таблица 2  
Table 2

Характеристики материала Inconel 738LC  
Inconel 738LC properties

Характеристика	Величина
Постоянная Дорна, А	$5,8 \cdot 10^{12}$
Вектор Бюргера, b, м	$2,5 \cdot 10^{-10}$
Коэффициент диффузии, D, м <sup>2</sup> /с	$2 \cdot 10^{-4}$
Модуль Юнга, E, ГПа	179
Модуль сдвига, G, МПа	$8 \cdot 10^4$
Температура плавления, T <sub>пл</sub> , °С	1230
Энергия активации диффузии, Q, кДж/моль	512

где T<sub>н.р.</sub> – температура начала растворения γ'-фазы (T<sub>н.р.</sub> = 895 °С).

Расчет размера частиц γ'-фазы основан на применении теории Лифшица – Слезова – Вагнера [13]:

$$\bar{r}^3 - \bar{r}_0^3 = \bar{k}t, \quad (10)$$

где  $\bar{r}$  – средний размер частицы;

$\bar{r}_0$  – размер частицы в начальный момент;

$\bar{k}$  – константа скорости роста;

t – время.

Результаты расчетов, основанных на решении уравнения (5) с учетом (7) и (10), представлены в табл. 3.

Для экспериментального определения скорости ползучести были взяты две лопатки, изготовленные из жаропрочного никелевого сплава Inconel 738LC: новая и имеющая наработку 10 000 часов. Из них изготовили образцы для испытания диаметром 4 мм и длиной 19 мм (рис. 4) по методу, описанному в разделе «Методика и методология исследования». Испытания на ползучесть проводились на испытательной машине ATS 2330 при постоянной нагрузке в температурном диапазоне 747–976 °С и напряжениях в интервале 90–620 МПа.

В табл. 3 представлены данные, полученные в результате экспериментов образцов, вырезанных из лопаток, имеющих наработку 10 000 часов.

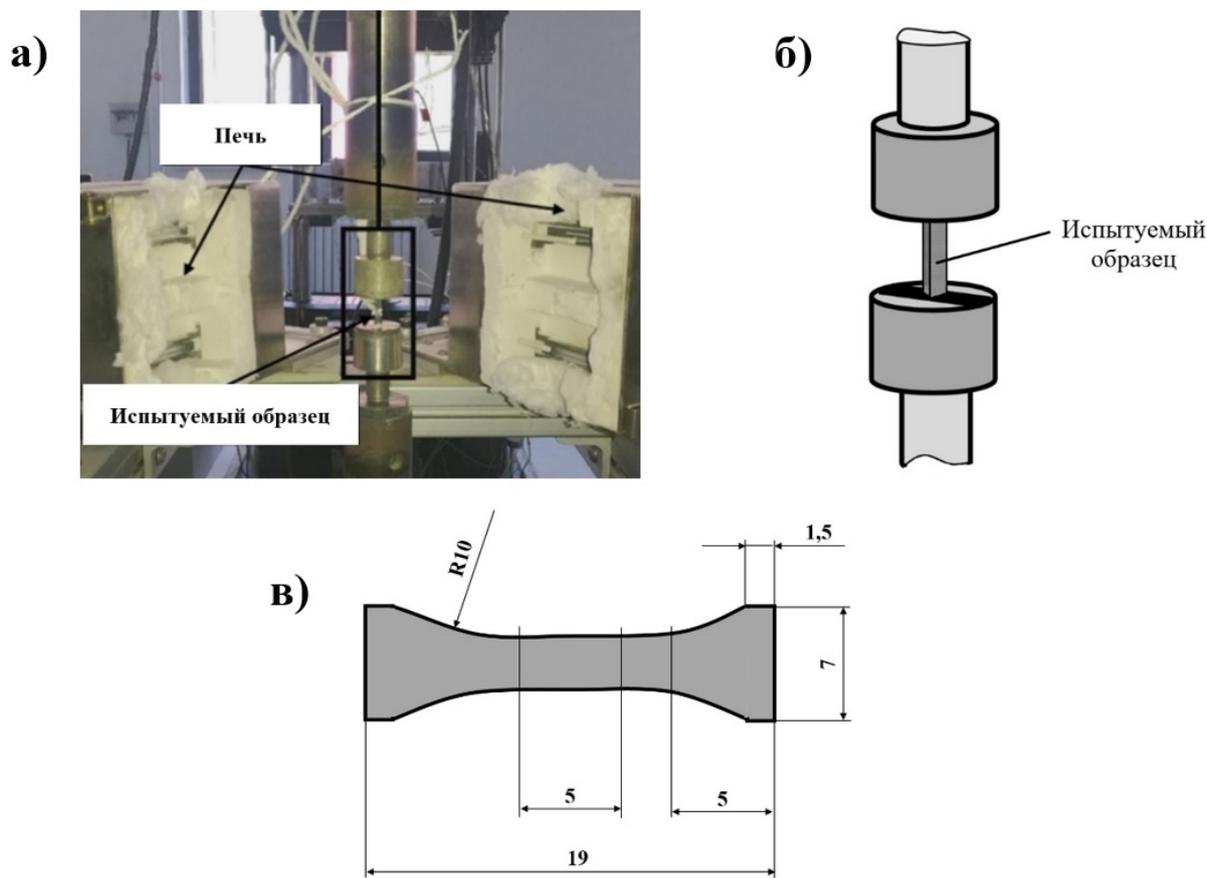
Из табл. 3 видно, что экспериментальные данные и результаты, полученные расчетным путем, коррелируются с достаточной степенью точности.

## Заключение

В результате проведенного исследования микроструктуры жаропрочного никелевого сплава Inconel 738LC установлено влияние условий реальной эксплуатации (высоких температур и напряжений) на деградацию микроструктуры сплава лопатки турбины ГТД: наблюдается коагуляция частиц упрочняющей γ'-фазы и уменьшение ее объемного содержания. В свою очередь описанные выше изменения приводят к существенному снижению механических свойств изделия.

С использованием модифицированного соотношения Монкмана – Гранта авторами доказано влияние деградации микроструктуры жаропрочных никелевых сплавов на изменение значения минимальной скорости ползучести и, как следствие, на время до разрешения лопатки турбины вследствие ползучести.

Разработанная методика расчета минимальной скорости ползучести, учитывающая изменение микроструктуры сплава лопатки в процессе эксплуатации, совместно с существующими методами контроля дает возможность проводить более точную оценку технического состояния лопаток турбин, что может позволить осуществить переход к эксплуатации лопаток турбин современных ГТД по состоянию.



**Рис. 4.** а – экспериментальное оборудование, б – изображение способа крепления образца, в – образец для проведения испытания  
**Fig. 4.** а – experimental equipment, б – schematic representation of the sample bonding technique, в – the sample for testing

**Таблица 3**  
**Table 3**

Результаты экспериментального исследования образцов, вырезанных из лопаток, имеющих наработку 10 000 часов  
Results of the experimental study of samples cut off from blades having 10,000 operating hours

Условия проведения испытания		Экспериментальные данные	Расчетные данные
Температура, °С	Нагрузка, МПа	Минимальная скорость ползучести, 1/с	
747	620,5	$6,3 \cdot 10^{-5}$	$6,12 \cdot 10^{-5}$
760	586,1	$1,8 \cdot 10^{-6}$	$2,03 \cdot 10^{-6}$
815	413,7	$8,5 \cdot 10^{-7}$	$8,41 \cdot 10^{-7}$
828	344,7	$3,6 \cdot 10^{-7}$	$3,76 \cdot 10^{-7}$
976	89,6	$9 \cdot 10^{-9}$	$8,85 \cdot 10^{-9}$

## Список литературы

1. Huang W.Q., Yang X.G., Li S.L. Evaluation of service-induced microstructural damage for directionally solidified turbine blade

of aircraft engine // Rare Metals. 2019. Vol. 38, iss. 2. Pp. 157–164. DOI: 10.1007/s12598-018-1016-z

2. Tong J. Assessment of service induced degradation of microstructure and properties in turbine blades made of GH4037 alloy / J. Tong,

X. Ding, M. Wang, K. Yagi, Yu. Zheng, Q. Feng // Journal of Alloys and Compounds. 2016. Vol. 657. Pp. 777–786. DOI: 10.1016/j.jallcom.2015.10.071

3. **Логунов А.В.** Жаропрочные никелевые сплавы для лопаток и дисков турбин. М.: Московские учебники и Картолитография, 2018. 592 с.

4. **Беккерт М., Клемм Х.** Способы металлографического травления: справочник / Пер. с нем. Н.И. Туркиной и Е.Я. Капуткина. 2-е изд. М.: Metallurgiya, 1988. 400 с.

5. **Лившиц Б.Г.** Металлография: учебник для вузов. М.: Metallurgiya, 1990. 236 с.

6. **Федорченко Д.Г., Новиков Д.К.** Исчерпание ресурса деталей ГТД в эксплуатационных условиях: монография. Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2018. 264 с.

7. **Li Sh.** A physically based model for correlating the microstructural degradation and residual creep lifetime of a polycrystalline Ni-based superalloy / Sh. Li, B. Wang, D. Shi, X. Yang, H. Qi // Journal of Alloys and Compounds. 2019. Vol. 783. Pp. 565–573. DOI: 10.1016/j.jallcom.2018.11.417

8. **Monkman F., Grant N.** An empirical relationship between rupture life and minimum creep rate in creep-rupture tests // Proceeding of ASTM, 1956. Pp. 593–620.

9. **Mishra R.S., Mukherjee A.K.** Correlations between high-temperature creep behavior and structure // Proceedings of the Third «Light Weight Alloys for Aerospace Applications» Symposium Sponsored by the Non-ferrous Metals Committee of the Structural Materials Division (SMD) of TMS, February 13–16 1995. P. 319.

10. **Fan Y.** Mechanical properties deterioration and its relationship with microstructural variation using small coupons sampled from serviced turbine blades / Y. Fan, H. Weiqing, Y. Xiaoguang, S. Duo-qi, L. Shaolin // Materials Science and Engineering: A. 2019. Vol. 757. Pp. 134–145. DOI: 10.1016/j.msea.2019.04.100

11. **Carey J.A., Sargent P.M., Jones D.R.H.** A deformation mechanism map for IN738LC superalloy // Journal of Materials Science Letters. 1990. Vol. 9, iss. 5. Pp. 572–575. DOI: 10.1007/BF00725881

12. **Петрушин Н.В., Логунов А.В., Ковалев А.И. и др.** Способ определения относительного объемного содержания упрочняющей  $\gamma'$ -фазы в сплавах. Патент SU № 687965 А1, МПК G01N 27/02: опубл. 15.03.1992. 8 с.

13. **Каблов Е.Н., Голубовский Е.Р.** Жаропрочность никелевых сплавов: монография. М.: Машиностроение, 1998. 463 с.

## References

1. **Huang, W.Q., Yang, X.G. & Li, S.L.** (2019). *Evaluation of service-induced microstructural damage for directionally solidified turbine blade of aircraft engine*. Rare Metals, vol. 38, issue 2, pp. 157–164. DOI: 10.1007/s12598-018-1016-z

2. **Tong, J., Ding, X., Wang, M., Yagi, K., Zheng, Yu. & Feng, Q.** (2016). *Assessment of service induced degradation of microstructure and properties in turbine blades made of GH4037 alloy*. Journal of Alloys and Compounds, vol. 657, pp. 777–786. DOI: 10.1016/j.jallcom.2015.10.071

3. **Logunov, A.V.** (2018). [*Heat-resistant nickel alloys for turbine blades and disks*]. Moscow: Moskovskie uchebniki i Kartolitografiya, 592 p. (in Russian)

4. **Bekkert, M. & Klemm, X.** (1988). [*Methods of metallographic etching: guidebook*]. 2nd ed. Translated from the German by Turkina N.I., Kaputkin E.Ya. Moscow: Metallurgiya, 400 p. (in Russian)

5. **Livshits, B.G.** (1990). [*Metallography: a textbook for universities*]. Moscow: Metallurgiya, 236 p. (in Russian)

6. **Fedorchenko, D.G. & Novikov, D.K.** (2018). [*Exhaustion of the resource of GTE parts in operational conditions: Monography*]. Samara: Izdatelstvo SamNTS RAN, 264 p. (in Russian)

7. **Li, S., Wang, B., Shi, D., Yang, X. & Qi, H.** (2019). *A physically based model for correlating the microstructural degradation and residual creep lifetime of a polycrystalline Ni-based superalloy*. Journal of Alloys and Com-

pounds, vol. 783, pp. 565–573. DOI: 10.1016/j.jallcom.2018.11.417

8. **Monkman, F. & Grant, N.** (1956). *An empirical relationship between rupture life and minimum creep rate in creep-rupture tests* // Proceeding of ASTM, pp. 593–620.

9. **Mishra, R.S. & Mukherjee, A.K.** (1995). *Correlations between high-temperature creep behavior and structure*. Proceedings of the Third "Light Weight Alloys for Aerospace Applications" Symposium Sponsored by the Non-ferrous Metals Committee of the Structural Materials Division (SMD) of TMS, February 13–16 1995, p. 319.

10. **Fan, Y., Weiqing, H., Xiaoguang, Y., Duo-qi, S. & Shaolin, L.** (2019). *Mechanical properties deterioration and its relationship with microstructural variation using small coupons sampled from serviced turbine blades*. Materials

Science and Engineering: A, vol. 757, pp. 134–145. DOI: 10.1016/j.msea.2019.04.100

11. **Carey, J.A., Sargent, P.M. & Jones, D.R.H.** (1990). *A deformation mechanism map for IN738LC superalloy*. Journal of Materials Science Letters, vol. 9, issue 5, pp. 572–575. DOI: 10.1007/BF00725881

12. **Petrushin, N.V., Logunov, A.V., Kovalev, A.I. et al.** (1992). [*Method for determining the relative volume content of the strengthening  $\gamma'$ -phase in alloys*]. Patent SU no. 687965 A1, MPK G01N 27/02: publ. March 15. 8 p. (in Russian)

13. **Kablov, E.N. & Golubovsky, E.R.** (1998). [*Heat resistance of nickel alloys: Monography*]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1998. 463 p. (in Russian)

### Сведения об авторах

**Петров Юрий Владимирович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, yu.petrov@mstuca.aero.

**Ратенко Олег Александрович**, ассистент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, ratenko.oleg@yandex.ru.

**Харина Вера Константиновна**, кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики и инженерной графики МГТУ ГА, h.vera@bk.ru.

### Information about the authors

**Yuri V. Petrov**, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Engineering Mechanics and Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, yu.petrov@mstuca.aero.

**Oleg A. Ratenko**, Teaching Assistant of the Engineering Mechanics and Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, ratenko.oleg@yandex.ru.

**Vera K. Kharina**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Engineering Mechanics and Graphics Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, h.vera@bk.ru.

Поступила в редакцию 26.09.2022  
Принята в печать 26.01.2023

Received 26.09.2022  
Accepted for publication 26.01.2023