

УДК 629.7.036.34

DOI 10.51955/2312-1327_2024_2_51

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДЕЙСТВУЮЩИХ НАГРУЗОК НА МИКРОСТРУКТУРНЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ В СПЛАВЕ INCONEL 738LC

*Олег Александрович Ратенко,
orcid.org/0009-0002-4401-4853,*

кандидат технических наук

*Московский государственный технический
университет гражданской авиации,*

Кронштадтский б-р, д. 20

Москва, 125493, Россия

ratenko.oleg@yandex.ru

*Елизавета Васильевна Самойленко,
orcid.org/0009-0006-3964-7225,*

*Московский государственный технический
университет гражданской авиации,*

Кронштадтский б-р, д. 20

Москва, 125493, Россия

e.samoilenko@mstuca.aero

*Юрий Владимирович Петров,
orcid.org/0009-0000-8446-9591,*

доктор технических наук, профессор

*Московский государственный технический
университет гражданской авиации,*

Кронштадтский б-р, д. 20

Москва, 125493, Россия

yu.petrov@mstuca.aero

Аннотация. В современных экономических условиях одной из важных задач является перевод как можно большего количества элементов конструкции авиационных двигателей на эксплуатацию по состоянию при одновременном соблюдении баланса экономического эффекта и уровня безопасности полетов. Подобные меры в значительной степени позволят эксплуатантам воздушных судов снизить эксплуатационные расходы. Одним из кандидатов на переход на эксплуатацию по состоянию являются лопатки турбин газотурбинных двигателей (ГТД), изготавливаемые из жаропрочных никелевых сплавов (ЖНС). Микроструктура ЖНС представляет собой γ -матрицу с включенными в нее дисперсными частицами γ' - фазы, которые и являются элементами, обеспечивающими высокие прочностные свойства никелевых сплавов. Происходящие в ходе эксплуатации ГТД микроструктурные изменения в ЖНС лопаток турбин, связанные с увеличением размеров частицам γ' - фазы, а также изменением их формы и объемной доли, приводят к деградации механических свойств изделий. Учет этих изменений может явиться тем инструментом, который позволит проводить расчеты, направленные на оценку технического состояния лопаток турбин ГТД в процессе их эксплуатации.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, лопатка турбины, жаропрочный никелевый сплав, γ' - фаза, микроструктура сплава.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF ACTING LOADS ON MICROSTRUCTURAL CHANGES IN THE ALLOY INCONEL 738LC

*Oleg A. Ratenko,
orcid.org/0009-0002-4401-4853,
Candidate of Sciences in Technology
Moscow State Technical University of Civil Aviation,
20, Kronshtadtsky blvd
Moscow, 125493, Russia
ratenko.oleg@yandex.ru*

*Elizaveta V. Samojlenko,
orcid.org/0009-0006-3964-7225,
Moscow State Technical University of Civil Aviation,
20, Kronshtadtsky blvd
Moscow, 125493, Russia
e.samoilenko@mstuca.aero*

*Yurij V. Petrov,
orcid.org/0009-0000-8446-9591,
Doctor of Technical Sciences, Professor
Moscow State Technical University of Civil Aviation,
20, Kronshtadtsky blvd
Moscow, 125493, Russia
yu.petrov@mstuca.aero*

Abstract. In modern economic conditions, one of the important tasks is to transfer as many structural elements of aircraft engines as possible to condition-based operation while maintaining a balance between the economic effect and the flight safety level. Such measures will significantly allow aircraft operators to reduce operating costs. One of the candidates for the transition to condition-based operation are turbine blades of gas turbine engines, made from heat-resistant nickel alloys. The microstructure of the heat-resistant nickel alloys is a γ -matrix with dispersed particles of the γ' -phase included into it, which are the elements that provide the high strength properties of nickel alloys. The microstructural changes that occur during the operation of gas turbine engines in turbine blades associated with an increase in the size and shape of the γ' -phase particles, as well as their volume fraction, lead to degradation of the mechanical properties of products. Taking into account these changes can be a tool that will allow one to carry out calculations aimed at assessing the technical condition of the blades of gas turbine engines during their operation.

Key words: gas turbine engine, turbine blade, heat-resistant nickel alloy, γ' -phase, alloy microstructure.

Введение

В материалах Управления по безопасности полетов Федерального агентства воздушного транспорта [Анализ состояния..., 2019], а также в отчетных документах международной организации гражданской авиации (ИКАО) [ICAO Safety..., 2022] представлен (рис. 1) статистический анализ типов событий, явившихся причинами авиационных происшествий с самолетами и вертолетами коммерческой авиации. Основываясь на этих данных, можно сделать однозначный вывод о том, что отказы газотурбинных двигателей являются одной из основных причин, приводящих к возникновению авиационных событий.

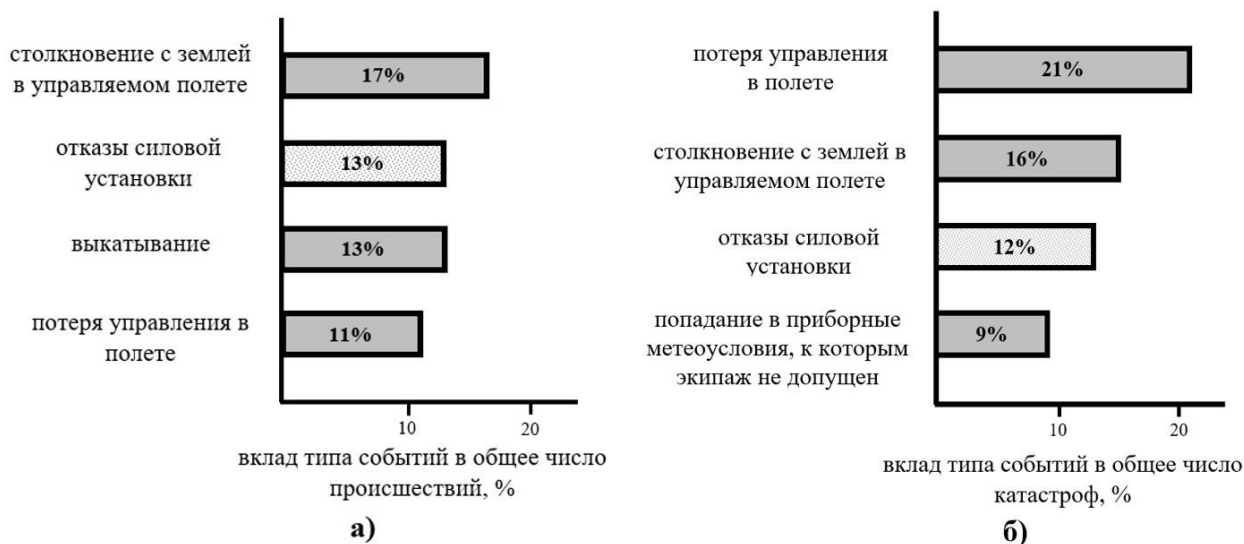


Рисунок 1 – а) – основные типы событий, приведшие к авиационным происшествиям с самолетами коммерческой авиации (период 2001 – 2018 годы); б) – основные типы событий, приведшие к катастрофам самолетов коммерческой авиации (период 2001 – 2018 годы). *Источник:* https://rostransnadzor.gov.ru/storage/img/avia/analiz_po_bezopasnosti_poletov_2018.pdf?ysclid=lovu7yj94e577965939

Роторные и статорные лопатки турбин являются наиболее ответственными и нагруженными элементами конструкции газотурбинных двигателей (ГТД). Отказы, связанные с их повреждениями и разрушениями, составляют половину всех неисправностей авиационных двигателей [Rath et al., 2023]. Помимо этого, отказы, связанные с выходом из строя лопаток турбин авиационных ГТД, являются наиболее частыми причинами досрочных съёмов и отправок двигателей в ремонт [Новиков и др., 2007; CFM Fleet..., 2016].

В этой связи особую актуальность приобретают научные исследования, направленные на разработку методов диагностирования технического состояния лопаток турбин в процессе их эксплуатации, основанных на математических расчетах и позволяющих сократить затраты на проведение экспериментальных исследований с использованием методов разрушающего контроля.

Материалы и методы

Материалы исследования: научные труды в области эксплуатации турбин ГТД и математического моделирования процессов, происходящих в ГТД в процессе их эксплуатации, опубликованных российскими и зарубежными учеными.

Методы исследования: в работе были использованы аналитические и экспериментальные методы исследования эксплуатационных свойств лопаток турбин авиационных ГТД, физического эксперимента в лабораторных условиях и натурных испытаний.

С целью проведения экспериментального исследования для определения влияния различных по абсолютному значению нагрузок на изменение

микроструктуры сплава были использованы специально изготовленные образцы из сплава Inconel 738LC. Химический состав сплава представлен в таблице 1. Форма испытываемых образцов представлена на рисунке 2, толщина каждого из образцов составляла 2 мм.

Таблица 1 – Химический состав сплава Inconel 738LC

Ni	Cr	Co	W	Mo	Ti	Al	Nb	Ta
основа	15,8	8,2	2,5	1,52	3,3	3,3	0,68	1,6

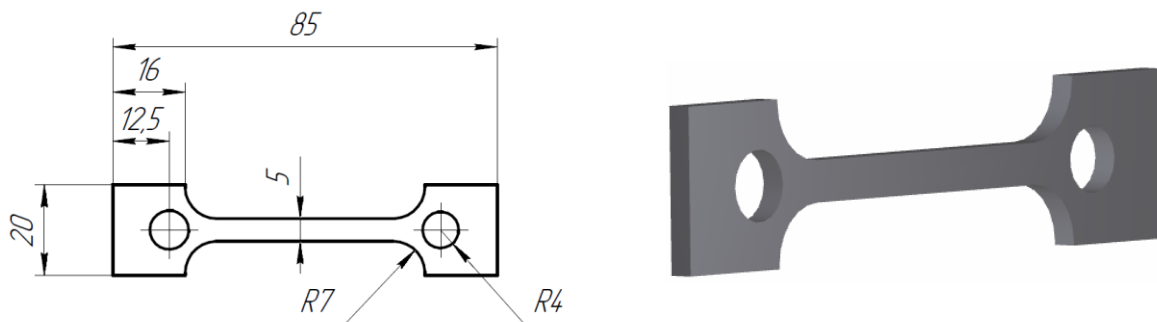
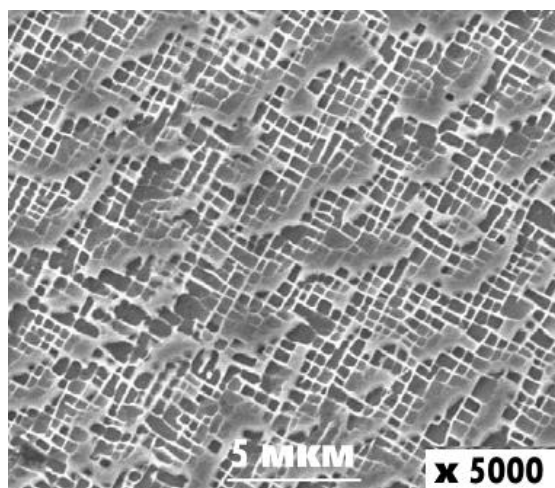
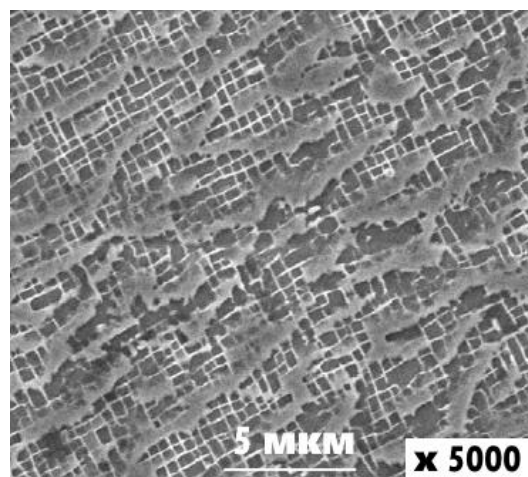


Рисунок 2 – Параметры и внешний вид образца для испытания

Проведены испытания четырех образцов при двух различных значениях приложенной нагрузки: 146 МПа и 206 МПа. Значение температуры было постоянным и составляло 980°C. Испытания проводились в соответствии с ГОСТ 10145-81 «Металлы. Методы испытания на длительную прочность» на электромеханической машине для испытаний на ползучесть, оснащенной трехзонной печью, а также набором оборудования, позволяющим осуществлять контроль значения нагрузки с точностью до 0,5%. По истечении 100 и 300 часов нагружения (до наступления разрушения образцов) испытания останавливались. Из образцов были изготовлены шлифы. После их предварительной обработки путем полировки и травления, произведен анализ микроструктуры шлифа с использованием растрового электронного микроскопа. На рисунке 3 и 4 представлены микроструктуры сплавов образцов.

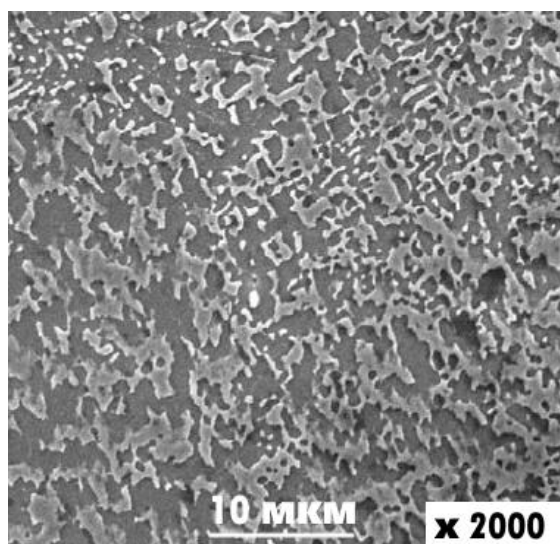


а)

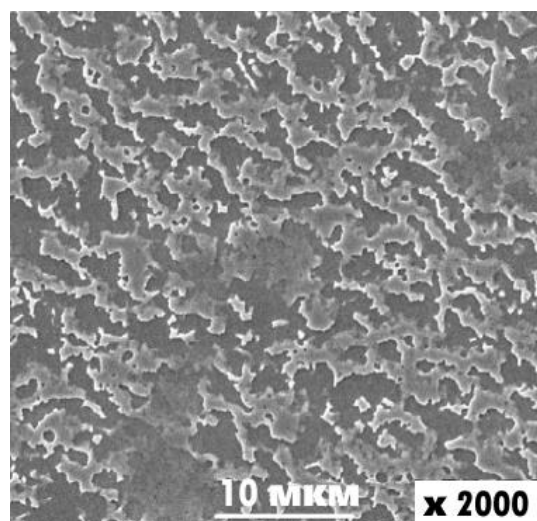


б)

Рисунок 3 – Микроструктура образцов после 100 часов испытания в результате воздействия нагрузки а) 146 МПа, б) 206 МПа



а)



б)

Рисунок 4 – Микроструктура образцов после 300 часов испытания в результате воздействия нагрузки а) 146 МПа, б) 206 МПа

Результаты

С целью проведения не только качественного, но и количественного анализа введено значение среднего размера частиц γ' - фазы, которое вычислялось на основании изображений, полученных с помощью электронного микроскопа по представленной ниже формуле:

$$d_{\text{ср.}\gamma'} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n d_{\gamma'} \quad (1)$$

где $d_{\text{ср.}\gamma'}$ – средний размер частиц γ' - фазы; n – количество частиц γ' - фазы, попадающих в поле зрения, $d_{\gamma'}$ – наибольший размер n -ной частицы γ' - фазы.

Анализ микроструктурного состояния сплава образцов, представленных на рисунке 4, показал, что размеры частиц γ' - фазы не претерпели значительных

изменений по сравнению с размерами частиц нового сплава (образец не подвергался испытаниям). Наблюдается незначительное изменение формы частиц на более округлую, тем не менее большинство частиц сохранили исходную кубическую форму. Существенных различий микроструктур сплавов, подвергнутых воздействию нагрузок равных 146 МПа и 206 МПа в течение 100 часов при температуре 980°С, не наблюдается. Размер частиц γ' - фазы колеблется в диапазоне от 0,15 до 0,78 мкм. Средний размер γ' - фазы при нагрузке 146 МПа равен 0,345 мкм, а при 206 МПа – 0,38 мкм.

Совсем иная картина микроструктурного состояния испытываемых образцов наблюдается в результате воздействия нагрузок равных 146 МПа и 206 МПа в течение 300 часов при том же значении температуры. Здесь явно наблюдается увеличение размеров частиц с одновременным их срастанием, начинает формироваться так называемая рафт-структура, при которой частицы γ' - фазы начинают вытягиваться в направлении действующей нагрузки. Кроме того, значительно изменилась и форма самих частиц: они стали более округлыми и вытянутыми. При этом средний размер частиц при 206 МПа (среднее ее значение составило 1,17 мкм) больше, чем при 146 МПа (среднее значение составило 0,86 мкм). Сводные экспериментальные данные приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты экспериментального исследования

Время испытания, час	Уровень нормальных напряжений, МПа	Средний размер частиц γ' - фазы, мкм
100	146	0,345
	206	0,380
300	146	0,860
	206	1,170

Дискуссия

Разрушения рабочих лопаток турбин могут быть вызваны рядом механизмов, возникающих вследствие работы турбины с высокими частотами вращения при повышенной температуре окружающей среды. В общем случае отказы лопаток турбин можно разделить на три основные категории [Логунов, 2018; A physically based..., 2019]:

1. Разрушения/повреждения вследствие усталости (включающие как многоцикловую, так и малоцикловую усталость);
2. Разрушения/повреждения в результате ползучести;
3. Разрушения/повреждения, вызванные процессами окисления и высокотемпературной коррозии.

Очевидно, что при практическом применении математических методов прогнозирования остаточного ресурса лопаток турбин необходимо рассматривать все указанные причины в совокупности. Однако анализ имеющейся литературы показывает [Assessment of service ..., 2016; Failure analysis..., 2005], что до достижения поставленной цели достаточно далеко. В настоящее время идет процесс решения частных задач и накопления

информации. Одной из таких задач – исследованию влияния нагруженности лопаток на их микроструктурные изменения в процессе эксплуатации и посвящена данная работа.

Лопатки турбин современных авиационных ГТД изготавливают из литых жаропрочных никелевых сплавов, что обусловлено уникальной способностью этого типа металлов выдерживать широкий спектр нагрузок, связанных с воздействием центробежных сил, знакопеременных нагрузок, сил от газового потока в условиях воздействия высоких температур [Recrystallization..., 2022]. Кроме того, жаропрочные никелевые сплавы отличаются коррозионной стойкостью и стойкостью к окислению. Высокие прочностные характеристики жаропрочных никелевых сплавов обусловлены особенностью их микроструктурного строения, основой которого является γ -матрица, сформированная на основе Ni_3Al , с включенными в нее дисперсными элементами γ' - фазы, имеющими в начальном состоянии кубическую, либо близкую к кубической форму (рис. 5) [Mechanical properties..., 2014].

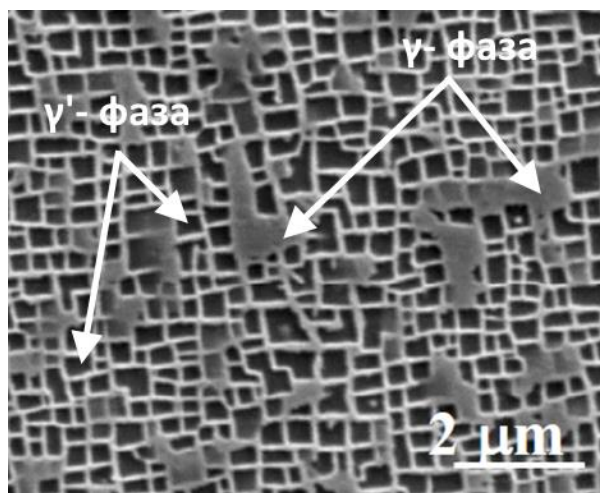


Рисунок 5 – Микроструктура жаропрочного никелевого сплава Inconel 738LC после стандартной термообработки

В результате воздействия высоких температур рабочих газов, а также различных силовых факторов, возникающих в процессе эксплуатации авиационных двигателей, микроструктура жаропрочных никелевых сплавов претерпевает значительные изменения: частицы γ' - фазы срастаются (коагулируют), увеличиваясь в размерах, изменяется их объемная доля в сплаве, а также форма – все это приводит к деградации механических свойств [Assessment of microstructure..., 2017; The effect of long-term..., 2004]. Поэтому для оценки технического состояния лопаток турбин в процессе эксплуатации весьма актуальной и важной задачей является определение того, как действующие в процессе функционирования ГТД нагрузки, а также высокие температуры рабочих газов влияют на микроструктурные изменения, происходящие в жаропрочных никелевых сплавах. Если удастся выявить соответствующие закономерности, то они могут быть положены в основу

решения задачи прогнозирования остаточного ресурса лопаток в процессе эксплуатации путем анализа текущего микроструктурного состояния.

В ранее выполненном научном исследовании были проведены испытания с целью определения микроструктурных изменений элементов лопатки турбины, работавшей в условиях различного теплового воздействия при неизменном значении действующих нагрузок [Ратенко и др., 2019]. В данной же статье отражены основные результаты исследований, проводимых на образцах, работавших в условиях воздействия различных по абсолютному значению нагрузок при неизменном значении температуры.

Время до разрушения лопатки турбины при ползучести имеет степенную зависимость от действующего напряжения и реальной температуры [Effect of Microstructural..., 2023] и выражается следующим образом:

$$t_r = t_0 \sigma^{-n} e^{\left(\frac{Q}{RT}\right)} \quad (2)$$

где t_0 – константа, Q – кажущаяся энергия активации, n – показатель напряжения, R – универсальная газовая постоянная, T – температура.

Полагая, что температура постоянна, формула (2) расчёта времени до разрушения при ползучести примет вид:

$$t_r = A' \sigma^{-n}, \quad (3)$$

где A' – эмпирическая константа.

Представленные выше уравнения наглядно демонстрируют существование прямой зависимости времени до разрушения изделия от значения действующей нагрузки.

Здесь возникает принципиальный вопрос: реализация напряжений в конкретной лопатке конкретного двигателя в реальных условиях эксплуатации не может быть непосредственно использована при разработке моделей прогнозирования остаточного ресурса ввиду существенного влияния значительно числа случайных факторов. Поэтому предполагается рассматривать некоторые косвенные параметры, зависящие от истории нагружения и соответственно позволяющие формировать прогноз остаточной прочности. Одной из таких характеристик может быть степень деградации микроструктурного состояния.

Известно, что действующие нагрузки приводят к изменениям микроструктурного состояния сплава и именно картина этих изменений имеет особый интерес с точки зрения оценки технического состояния лопаток турбин в процессе их эксплуатации.

Заключение

В результате проведенного экспериментального исследования подтверждено наличие корреляции между действующими нагрузками и

деградацией микроструктуры жаропрочного никелевого сплава Inconel 738LC, характеризующейся увеличением среднего размера частиц основной упрочняющей γ' - фазы, с одновременным изменением первоначальной кубической формы. Кроме того, подтвержден тот факт, что значение среднего размера частиц упрочняющей γ' - фазы ($d_{\text{ср.}\gamma'}$) наиболее чувствительно к значению действующего напряжения.

Для практической реализации полученных выводов необходимо провести более масштабные исследования на ползучесть при различном значении действующих напряжений и получить устойчивые зависимости между размером частиц основной упрочняющей γ' - фазы и остаточной прочностью образцов. В этом случае по результатам выборочного (2...3 лопатки) экспериментального контроля микроструктурного состояния образцов можно будет судить об их остаточной эксплуатационной прочности.

Библиографический список

Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации в 2018 году // [Электронный ресурс]. 2019. – URL: https://rostransnadzor.gov.ru/storage/img/avia/analiz_po_bezopasnosti_poletov_2018.pdf?ysclid=lovu7uj94e577965939 (дата обращения: 12.11.2023).

Логунов А. В. Жаропрочные никелевые сплавы для лопаток и дисков турбин. М.: Московские учебники, 2018. 590 с.

Новиков А. С. Контроль и диагностика технического состояния газотурбинных двигателей / А. С. Никонов, А. Г. Пайкин, Н. Н. Сиротин. М.: Наука, 2007. 469 с.

Ратенко О. А. Влияние высокотемпературной выдержки на микроструктуру и механические свойства никелевого сплава IN738LC / О. А. Ратенко, И. А. Нагорная // Сборник тезисов докладов XLV Международной молодежной научной конференции Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). 2019. С. 134-135. EDN TYRLHP.

A physically based model for correlating the microstructural degradation and residual creep lifetime of a polycrystalline Ni-based superalloy / S. Li, B. Wang, D. Shi [et al.] // Journal of Alloys and Compounds. 2019. V. 783. P. 565-573.

Assessment of microstructure and property of a service exposed turbine blade made of K417 superalloy / B. Wang, Ch. Wang, D. Shi [et al.] // IOP Conference Series Materials Science and Engineering. 2017. V. 231. № 1. P. 012084.

Assessment of service induced degradation of microstructure and properties in turbine blades made of GH4037 alloy / J. Tong, X. Ding, M. Wang [et al.] // Journal of Alloys and Compounds. 2016. Vol. 657. P. 777-786.

CFM Fleet Highlites // [Электронный ресурс]. 2016. – URL: https://www.google.ru/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKEwi8ouiH8qz0AhXRmIsKHbOQCt0QFnoECAIQAQ&url=https%3A%2F%2Fpdf4pro.com%2Fcdn%2Fcfm-fleet-highlites-atlantic-airways-4264c4.pdf&usg=AOvVaw2-BAWT3bAe_AeEq9fhddK8 (дата обращения: 12.11.2023).

Effect of Microstructural Evolution on Creep and Rupture Behavior of Inconel 617 Alloy / S. Bagui, B. P. Sahu, B. Mahato [et al.] // Journal of Materials Engineering and Performance. 2023. V. 32. P. 1292-1309. DOI 10.1007/s11665-022-07162-z.

Failure analysis of gas turbine blade made of Inconel 738LC alloy / Z. Mazur, A. Luna-Ramírez, J. A. Juárez-Islas, A. Campos-Amezcuca // Engineering Failure Analysis. 2005. Vol. 12 (3). P. 474-486.

ICAO Safety Reports // [Электронный ресурс]. 2022. – URL: <https://www.icao.int/safety/Pages/Safety-Report.aspx> (дата обращения: 12.11.2023).

Mechanical properties and development of supersolvus heat treated new nickel base superalloy AD730 TM / A. Devaux, L. Berglin, L. Thebaud [et al.] // MATEC Web of Conferences. 2014. V. 14. P. 01004. <https://doi.org/10.1051/mateconf/20141401004>.

Rath N. Investigation of Performance Degradation in a Mixed Flow Low Bypass Turbofan Engine / N. Rath, R. K. Mishra, A. J. Kushari // Journal of Failure Analysis and Prevention. 2023. V. 23. P. 378–388. <https://doi.org/10.1007/s11668-023-01590-2>.

Recrystallization mechanisms and associated microstructure evolution during billet conversion of a gamma-gamma' nickel based superalloy / A. Coyne-Grell, J. Blaizot, S. Rahimi [et al.] // Journal of Alloys and Compounds. 2022. V. 916. P. 165465. <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2022.165465>.

The effect of long-term thermal exposures on the microstructure and properties of CMSX-10 single crystal Ni-base superalloys / M. V. Acharya, G. E. Fuchs // Material Science and Engineering. 2004. V. A381. P. 143-153.

References

Analysis of the state of flight safety in civil aviation of the Russian Federation in 2018. Available at: https://rostransnadzor.gov.ru/storage/img/avia/analiz_po_bezopasnosti_poletov_2018.pdf?ysclid=lovu7yj94e577965939 (accessed 12 November 2023) (in Russian)

Acharya M. V., Fuchs G. E. (2004). The effect of long-term thermal exposures on the microstructure and properties of CMSX-10 single crystal Ni-base superalloys. *Material Science and Engineering*. A381: 143-153.

Bagui S., Sahu B. P., Mahato B. [et al.]. (2023). Effect of Microstructural Evolution on Creep and Rupture Behavior of Inconel 617 Alloy. *Journal of Materials Engineering and Performance*. 32: 1292-1309. DOI 10.1007/s11665-022-07162-z.

CFM Fleet Highlites. (2016). Available at: https://www.google.ru/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUKewi8ouiH8qz0AhXRmIsKHbOQCt0QFnoECAIQAQ&url=https%3A%2F%2Fpdf4pro.com%2Fcdn%2Fcfm-fleet-highlites-atlantic-airways-4264c4.pdf&usg=AOvVaw2-BAWT3bAe_AeEq9fhddK8 (accessed 12 November 2023).

Coyne-Grell A., Blaizot J., Rahimi S. [et al.]. (2022). Recrystallization mechanisms and associated microstructure evolution during billet conversion of a gamma-gamma' nickel based superalloy. *Journal of Alloys and Compounds*. 916: 165465. <https://doi.org/10.1016/j.jallcom.2022.165465>.

Devaux A., Berglin L., Thebaud L. [et al.]. (2014). Mechanical properties and development of supersolvus heat treated new nickel base superalloy AD730 TM. *MATEC Web of Conferences*. 14: 01004. <https://doi.org/10.1051/mateconf/20141401004>.

ICAO Safety Reports. (2022). Available at: <https://www.icao.int/safety/Pages/Safety-Report.aspx> (accessed 12 November 2023).

Li S., Wang B., Shi D. [et al.]. (2009). A physically based model for correlating the microstructural degradation and residual creep lifetime of a polycrystalline Ni-based superalloy. *Journal of Alloys and Compounds*. 783: 565-573.

Logunov A. V. (2018). Heat-resistant nickel alloys for turbine blades and disks. M.: *Moscow textbooks*, 2018. 590 p. (in Russian)

Mazur Z., Luna-Ramírez A., Juárez-Islas J. A., Campos-Amezcu A. (2005). Failure analysis of gas turbine blade made of Inconel 738LC alloy. *Engineering Failure Analysis*. 12(3): 474-486.

Novikov A. S., Paikin A. G., Sirotin N. N. (2007). Monitoring and diagnostics of the technical condition of gas turbine engines. M.: *Science*, 2007. 469 p. (in Russian)

Ratenko O. A., Nagornaya I. A. (2019). The influence of high-temperature exposure on the microstructure and mechanical properties of nickel alloy IN738LC. *Collection of abstracts of the XLV International Youth Scientific Conference Moscow Aviation Institute (National Research University)*. 134-135. (in Russian)

Rath N., Mishra R. K., Kushari A. J. (2023). Investigation of Performance Degradation in a Mixed Flow Low Bypass Turbofan Engine. *Journal of Failure Analysis and Prevention*. 23: 378–388. <https://doi.org/10.1007/s11668-023-01590-2>.

Tong J., Ding X., Wang M. [et al.]. (2016). Assessment of service induced degradation of microstructure and properties in turbine blades made of GH4037 alloy. Journal of Alloys and Compounds. 657: 777-786.

Wang B., Wang Ch., Shi D. [et al.]. (2017). Assessment of microstructure and property of a service exposed turbine blade made of K417 superalloy. IOP Conference Series Materials Science and Engineering. 231(1): 012084.