

На правах рукописи



**РАТЕНКО ОЛЕГ АЛЕКСАНДРОВИЧ**

**МЕТОДИКА ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ  
ЛОПАТОК ТУРБИНЫ ГТД В ПРОЦЕССЕ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

**Специальность 05.22.14 – Эксплуатация воздушного транспорта**

**АВТОРЕФЕРАТ**  
**диссертации на соискание ученой степени**  
**кандидата технических наук**

**Москва – 2022**



**Актуальность темы исследования.** Удельный вес затрат авиакомпаний на проведение ТО и Р в общей структуре расходов составляет около 20%. По данным Никитенко А.А. разделение денежных средств внутри затрат на ТО и Р по состоянию на 2020 год примерно следующее: ремонт и обслуживание двигателей – 41,6%; ремонт других узлов, осуществляемый путем закупки запасных частей – 18,5%; обслуживание фюзеляжа и плановое техническое обслуживание самолетов – 21,6%; линейное обслуживание – 18,3%. Очевидно, что затраты авиакомпаний, связанные с обслуживанием и ремонтом ГТД, имеют наибольшее значение по сравнению с другими затратами. Кроме того, эта статья расходов продолжит расти дальше и, по существующим прогнозам, составит порядка 46,6% к 2025 году.

Высокие затраты на техническое обслуживание авиационных двигателей обусловлены сложностью их конструкции, применением дорогостоящих сплавов и покрытий, наличием большого числа компонентов, эксплуатируемых до выработки установленного ресурса (например, РЛ турбин и компрессоров, диски турбин и компрессоров и т.д.).

В обозримом будущем сложность конструкций авиационных двигателей продолжит расти. Это, прежде всего, связано с существующим запросом мирового сообщества на увеличение экономичности с одновременным повышением экологичности двигателей, а также отсутствие более дешевых, но не менее прочных материалов, аналогичных по свойствам применяемым в настоящее время ЖНС. В этой связи очевидным становится тот факт, что снизить затраты на ТО и Р ГТД возможно путем перевода его компонентов на эксплуатацию по состоянию.

Основываясь на статистических данных, можно утверждать, что на неисправности авиационных двигателей приходится порядка 25-43% от их общего количества. При этом многие из них могут явиться причиной возникновения аварийных и даже катастрофических ситуаций. Среди всех элементов ГТД компонентом, испытывающим наибольшие механические нагрузки при одновременном воздействии экстремально высоких температур, являются лопатки турбин. Разрушение лопаток турбин, происходящее во время эксплуатации, серьезно угрожает безопасности не только самого авиационного двигателя, но и ЛА в целом.

Неисправности каждой отдельной лопатки турбины, возникающие в процессе эксплуатации, зависят от таких параметров, как: количество циклов нагружения; свойств материала, из которого изготовлена лопатка; величины приложенных нагрузок и значений температур на входе в турбину и т.д. Основными причинами разрушения лопаток турбин, как правило, являются высокотемпературная усталость, разрушения вследствие ползучести, а также коррозия. Однако, прежде чем возникнет макроскопическое повреждение, микроструктура сплава деформируется и деградирует. Основной причиной повреждения лопаток является деградация микроструктуры материала лопатки, которую в эксплуатации невозможно определить существующими методами. Это возможно лишь в ремонтных организациях путем

разрушающего контроля. Поэтому изучение состояния микроструктуры сплава в процессе эксплуатации изделия является весьма важной задачей.

Структура современных ЖНС представляет собой матрицу ( $\gamma$  – фазу), имеющую ГЦК кристаллическую решетку, с включенными в нее частицами преципитата ( $\gamma'$  – фаза). Частицы упрочняющей  $\gamma'$  – фазы имеют в основном кубическую форму и в современных сплавах составляют более чем 70% от всех фаз, присутствующих в никелевом сплаве. В зависимости от вида сплава в нем также могут присутствовать карбиды и бориды.

Механические свойства жаропрочных сплавов напрямую зависят от параметров  $\gamma'$  – фазы: объемной доли, размерных параметров частиц, параметра пространственного расположения, параметра формы частиц. Во время длительной эксплуатации под действием высоких температур размеры, форма и морфология частиц  $\gamma'$  – фазы непрерывно изменяются. Ограниченная работоспособность лопаток турбин главным образом продиктована именно этими изменениями. Увеличение температуры существенно ускоряет данные нежелательные процессы. Если температура выше предельных значений, то частицы  $\gamma'$  – фазы могут полностью раствориться, приводя к резкому ухудшению высокотемпературных механических свойств и, как следствие, к преждевременному разрушению.

Существующие подходы определения остаточного ресурса лопаток турбин не учитывают микроструктурные изменения пера лопатки, возникающие в результате продолжительного воздействия высоких температур и оказывающие существенное влияние на механические характеристики лопатки. Кроме того, в настоящее время для оценки пригодности лопаток к эксплуатации в процессе ремонта ГТД используется метод, основанный на разрушающем контроле и состоящий из следующих этапов:

1. Разборка двигателя;
2. Отправка 2-ух лопаток на металлографическое исследование; подготовка микрошлифов с целью проведения анализа микроструктуры;
3. Сравнительная оценка микроструктуры с эталонным образцом;
4. Заключение о пригодности всего комплекта к дальнейшей эксплуатации.

В связи с этим весьма важным является разработка методики расчета остаточного ресурса лопаток турбин, основанной на учете деградации микроструктуры сплава, без применения разрушающего контроля.

#### **Степень разработанности вопроса**

Заваркиным В.Н. предложена методика оценки эксплуатационной повреждаемости лопаток турбин, изготовленных из сплава ЖС-6У, основанная на учете изменений упругих характеристик материала в процессе эксплуатационных нагревов. Автором установлена четкая зависимость между процессом образования дефекта в микроструктуре сплава и величиной модуля Юнга.

Киселевым А.С. представлен метод решения задачи прогнозирования ресурса и надежности РЛ турбин авиационного двигателя семейства НК-8 (конструктора Н.Д. Кузнецова), основанный на вероятностном подходе. Предложенный метод прогнозирования долговечности предполагает использование статистической информации об изменении характеристик длительной прочности металла и данных об изменении нагруженности лопаток в условиях реальной эксплуатации.

Черновой Т.А. предложена уточненная методика, позволяющая с использованием трехмерных математических моделей на этапе проектирования решить проблему обеспечения ресурса лопаток турбин с учетом данных о полях температур и температурных напряжений.

Тем не менее существующие методики не устанавливают четкой и явной взаимосвязи между деградацией микроструктуры металла лопаток турбин и деградацией механических свойств. Кроме того, методика Черновой Т. А. не рассчитана на использование для оценки остаточной долговечности в эксплуатации.

**Объектом исследования** является авиационный ГТД и рабочие лопатки турбин первой ступени ГТД.

**Предметом исследования** являются процессы изменения механических свойств лопаток турбин в результате изменения микроструктуры сплава в условиях воздействия высоких температур.

**Целью** работы является разработка методики диагностирования технического состояния лопаток турбины ГТД для оценки их остаточного ресурса в процессе эксплуатации.

Поставленная в работе цель достигается путем решения следующих **основных задач**:

1. Исследование структуры и фазового состава современных ЖНС;
2. Исследование основных причин разрушения лопаток турбин в эксплуатации;
3. Определение влияния условий реальной эксплуатации на микроструктурные изменения в сплаве;
4. Определение морфологических характеристик микроструктурных компонентов;
5. Установление зависимости между микроструктурной деградацией сплава лопатки турбины и изменением механических свойств этой лопатки в условиях реальной эксплуатации двигателя;
6. Разработка алгоритма расчета распределения температуры по сечению пера лопатки с учетом нанесенного на нее ТЗП;
7. Разработка методики расчета остаточного ресурса лопатки турбины вследствие ползучести с учетом микроструктурных изменений в сплаве.

**Научная новизна работы**

1. Установлены закономерности изменения микроструктурного состояния материала лопаток ГТД в зависимости от значений действующих напряжений и температур;
2. Теоретически обосновано и экспериментально установлено влияние микроструктурного состояния сплава на механические свойства лопаток турбин;
3. Разработан алгоритм расчета распределения температуры по профилю пера лопатки с учетом нанесенного ТЗП;
4. Разработана методика расчета остаточного ресурса лопатки турбины вследствие ползучести с учетом микроструктурных изменений в сплаве.

#### **Практическая значимость результатов работы**

1. Разработан алгоритм расчета распределения температуры по профилю пера лопатки с учетом нанесенного ТЗП, позволяющий упростить идентификацию наиболее термически нагруженных зон профиля лопатки;
2. Разработана методика расчета остаточного ресурса лопатки турбины вследствие ползучести с учетом микроструктурных изменений в сплаве, позволяющая определить остаточный ресурс лопатки в эксплуатации без использования методов разрушающего контроля.

Данные результаты могут найти широкое применение в практике оценки состояния элементов авиационных двигателей на парке воздушных судов авиакомпаний.

#### **Достоверность полученных результатов**

Достоверность результатов, полученных в ходе проведенных исследований, подтверждается:

1. Корректным применением для построения математических моделей фундаментальных законов, а также теоретических положений металловедения и стереометрической металлографии;
2. Использованием современного оборудования для проведения исследований стандартизованных сплавов;
3. Близостью результатов, полученных автором, с данными других работ.

#### **Апробация работы**

Основные материалы диссертационной работы обсуждались на конференциях, научно-технических семинарах и конкурсах:

1. «Молодые ученые транспортной отрасли». Министерство транспорта РФ, г. Москва, 2017 г.;
2. III международной заочной научно-практической конференции УО "Белорусская государственная академия авиации", г. Минск, 2018 г.;
3. X международной научно-технической конференции «Авиамашиностроение и транспорт Сибири», г. Иркутск, 2018 г.;
4. XLV Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения – 2019», г. Москва, 2019 г.;

5. 11-ом Всероссийском межотраслевом молодежном конкурсе научно-технических работ и проектов, г. Москва, 2019 г.

#### **Личный вклад автора**

Автором разработан алгоритм расчета распределения температуры в сечении пера лопатки турбины с учетом нанесенного ТЗП. Принимал непосредственное участие в проведении экспериментов и обсуждении их результатов. Разработал методику расчета остаточного ресурса лопатки турбины, основанную на учете микроструктурных изменений в сплаве.

#### **Публикации по теме диссертации**

Основные материалы, входящие в диссертационную работу, опубликованы в 3 (21 стр.) статьях в рецензируемых научных журналах из перечня ВАК при Минобрнауки РФ, а также 3 (13 стр.) публикациях в трудах международных конференций.

#### **Структура и объем диссертационной работы**

Работа состоит из введения, четырех разделов, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы. Полный объем диссертационной работы составляет 115 страниц машинописного текста, с 53 иллюстрациями и 18 таблицами. Список литературы состоит из 111 наименований.

#### **Содержание работы**

**Во введении** содержится обоснование актуальности темы научного исследования, степень ее разработанности, сформулирована цель и задачи работы, приведена ее научная новизна и практическая значимость, оценена степень достоверности полученных результатов, приведены сведения о публикациях и апробации работы, сформулированы положения, выносимые на защиту.

**В первой главе работы** проведен анализ влияния внешних и внутренних эксплуатационных факторов на техническое состояние газотурбинных двигателей (ГТД). Установлено, что с точки зрения совокупного воздействия эксплуатационных факторов элементы турбины высокого давления (ТВД) ГТД являются самыми нагруженными изделиями. Именно поэтому количество отказов ГТД, обусловленных неисправностями ТВД, превалирует над остальными, что подтверждается статистическими данными (рисунок 1).

Определено, что основными причинами выхода из строя авиационных ГТД и их досрочных отправок в ремонт являются повреждения и разрушения рабочих лопаток (РЛ) турбин.

Исследованы основные виды повреждений РЛ турбин ГТД. Из всей их совокупности усталостные повреждения и повреждения при ползучести являются наиболее критичными.

Исследованы жаропрочные никелевые сплавы (ЖНС), применяемые для производства лопаток турбин. Определено, что на микроструктурном уровне основным упрочняющим элементом всех видов никелевых сплавов является  $\gamma'$  – фаза. Установлено, что в процессе эксплуатации ГТД морфологические

характеристики упрочняющей фазы (размер частиц и их объемная доля) деградируют, приводя к снижению прочности, развитию усталостных повреждений и ползучести.

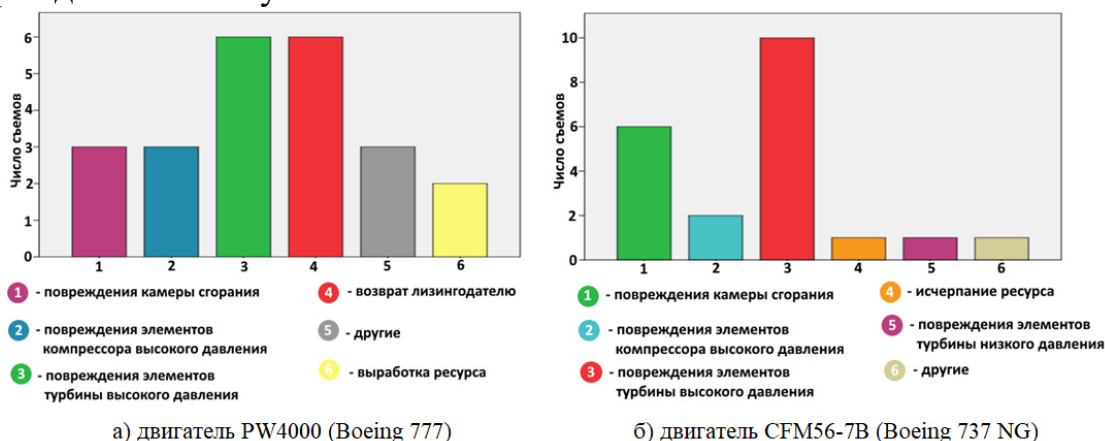


Рисунок 1. Статистические данные причин съёмов двигателей

**Во второй главе** дана характеристика материалов исследования, описаны применяемые в работе методы для исследования структуры и свойств сплавов, методики проведения испытаний, используемых в ходе выполнения работы, а также описан применяемый в исследовании математический аппарат.

**В третьей главе** представлены результаты исследований влияния температуры и напряжений на изменение морфологических характеристик частиц упрочняющей  $\gamma'$  – фазы, и, как следствие, на механические свойства ЖНС.

В связи с тем, что в процессе эксплуатации авиационного двигателя лопатки турбин подвергаются совокупному воздействию неравномерно распределённых высоких температур и нагрузок, выдвигается гипотеза о том, что каждый из этих факторов оказывает различное влияние на микроструктурное состояние сплава. Для доказательства выдвинутой гипотезы проведено исследование температурно-силового поля модели пера лопатки, изготовленной из сплава Inconel 738LC (рисунок 2).

Установлено, что наиболее нагруженными частями являются область основания пера (наибольшие напряжения), область на удалении 80% от основания (наибольшие температуры) и законцовка (также большие температуры).

Для определения отдельного влияния температуры и напряжения на морфологию  $\gamma'$ -фазы была изучена микроструктура лопатки, имеющей наработку 10000 часов, в трех различных горизонтальных сечениях: корневом сечении, сечении на расстоянии 80% от основания лопатки и сечении в области законцовки.

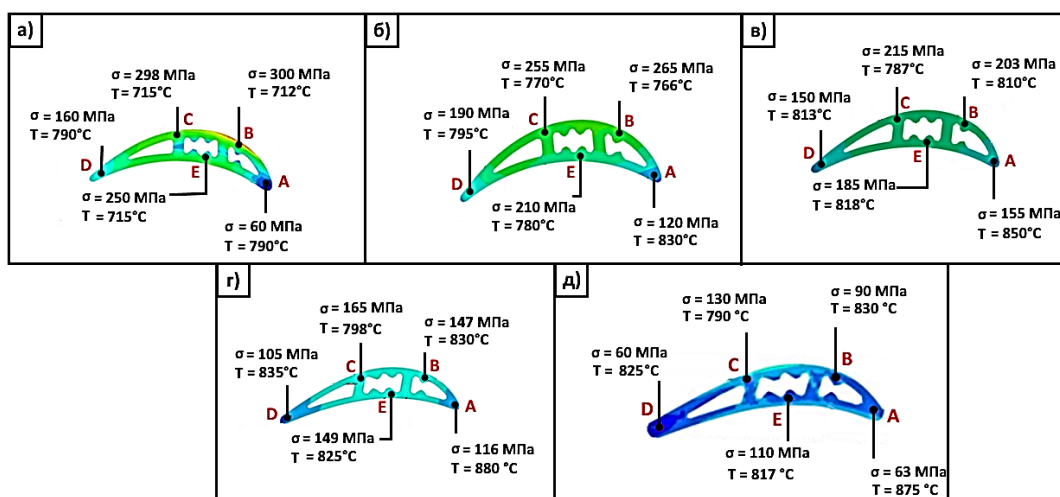


Рисунок 2. Распределение напряжений и температур а) – в корневом сечении, б) – на расстоянии 20% высоты лопатки, в) на расстоянии 60% высоты лопатки, г) – на расстоянии 80% высоты лопатки, д) – законцовка

Расчет значений размера частиц и объемной доли проводился на основании изображения, полученного с помощью микроскопа, по следующим формулам:

$$V_{\gamma'} = \frac{\sum_1^n A_{\gamma'}}{A}, \quad (1)$$

$$d = \frac{1}{n} \sum_1^n l_{\gamma'}, \quad (2)$$

где  $V_{\gamma'}$  – объемная доля частиц  $\gamma'$ -фазы;  $A_{\gamma'}$  – площадь частицы  $\gamma'$ -фазы;  $A$  – площадь изображения микроскопа;  $n$  – количество частиц  $\gamma'$ -фазы, попадающих в поле зрения;  $d$  – средний размер частиц;  $l_{\gamma'}$  – наибольший размер  $n$ -ной частицы  $\gamma'$ -фазы.

Значения среднего размера частиц и объемной доли  $\gamma'$ -фазы для нового сплава, отлитого и прошедшего стандартную термическую обработку, до эксплуатации равны 0,45 мкм и 50% соответственно.

Параметры частиц упрочняющей  $\gamma'$  – фазы в исследуемых областях пера лопатки приведены в таблицах 1, 2 и 3 соответственно.

Таблица 1 – Параметры частиц  $\gamma'$ -фазы по профилю корневое сечения лопатка

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

Таблица 2 – Параметры частиц  $\gamma'$ -фазы по профилю сечения лопатка на расстоянии 80% от корневого сечения

Зона	Параметры частиц $\gamma'$ -фазы		Напряжение, МПа	Температура, °С
	Объемная доля, %	Средний диаметр, мкм		
А	36,9	0,5	116	875
С	45,6	0,55	165	798
Д	43,6	0,49	105	830
Е	42,3	0,51	149	835

Таблица 3 – Параметры частиц  $\gamma'$ -фазы по профилю сечения лопатка в области законцовки лопатки

Зона	Параметры частиц $\gamma'$ -фазы		Напряжение, МПа	Температура, °С
	Объемная доля, %	Средний диаметр, мкм		
А	37,5	0,47	63	875
С	45,4	0,49	130	790
Д	42,2	0,46	60	835
Е	43,9	0,48	110	817

Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о том, что морфология частиц  $\gamma'$ -фазы зависит как от напряжения, так и от температуры. Чтобы выяснить взаимосвязь между этими значениями проведено исследование областей пера лопатки, имеющих одинаковую температуру и различные величины напряжений, а также областей с одинаковыми значениями напряжений и различными температурами. Установлено, что средний диаметр частиц упрочняющей фазы увеличивается с увеличением напряжения и температуры, а объемная доля, наоборот, уменьшается. Сравнивая полученные результаты зависимостей морфологических характеристик  $\gamma'$ - фазу от действующих напряжений и температур можно сделать вывод о том, что температура вносит больший вклад в изменение морфологических параметров частиц  $\gamma'$ - фазы (рисунок 3).

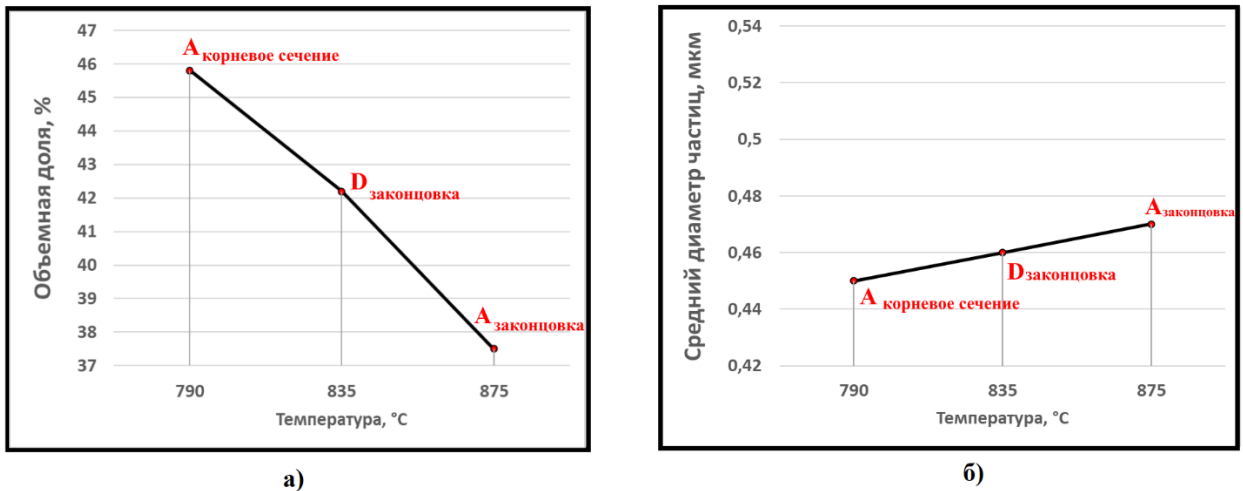


Рисунок 3 - Зависимость микроструктурных параметров  $\gamma'$ -фазы от значений действующих температур: а) – объемная доля частиц  $\gamma'$ -фазы; б) – средний диаметр частиц  $\gamma'$ -фазы

Влияние микроструктурных изменений сплава на *малоцикловую усталость* было исследовано на образцах из сплава ЖС6У. Для получения различной микроструктуры образцы были предварительно подвержены воздействию высоких температур при различных временах выдержки. Полученные микроструктуры представлены на рисунке 4.

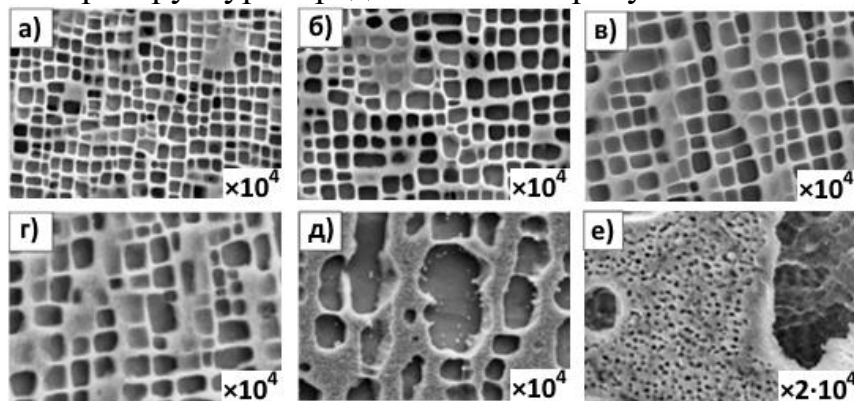


Рисунок 4 – Морфология частиц  $\gamma'$ -фазы при различных условиях высокотемпературной выдержки: а) – 1100 °C/ 5 ч; б) – 1100 °C/ 20 ч; в) – 1150 °C/5 ч; г) – 1150 °C/ 20 ч; д) – 1200 °C/20 ч; е) – 1200 °C/20 ч

После выдержки испытуемого образца при температуре 1100 °C в течение 5-20 часов в микроструктуре сплава не было выявлено значительных изменений (рисунок 4 а, б) – частицы  $\gamma'$ -фазы по-прежнему сохранили исходную кубическую форму.

В результате выдержки при температуре 1150 °C в интервале времени от 5 до 20 часов наблюдалось постепенное укрупнение частиц интерметаллидной фазы, с одновременным уменьшением их объемной доли. Кроме этого, наблюдается незначительная коагуляция частиц упрочняющей фазы, в результате которой некоторое количество частиц  $\gamma'$ -фазы приобрели более вытянутую прямоугольную форму (рисунок 4 в, г).

Анализируя микроструктурные изменения, происходящие в образцах, выдерживаемых в течение 20 часов при температурах 1100, 1150, 1200 °С (рисунок 4 б, г, д) констатируем следующее: в сплаве происходит значительная коагуляция частиц интерметаллидной фазы, ее размеры значительно увеличиваются с одновременным увеличением размера каналов матрицы. При этом форма частиц  $\gamma'$ -фазы изменилась с кубической на глобулярную.

Количество циклов до разрушения образцов вследствие малоциклового усталости при различных значениях температур и времени выдержек представлены на рисунке 5. Испытания на малоцикловую усталость проводились при температуре 850°С, максимальное напряжение – 810 МПа.

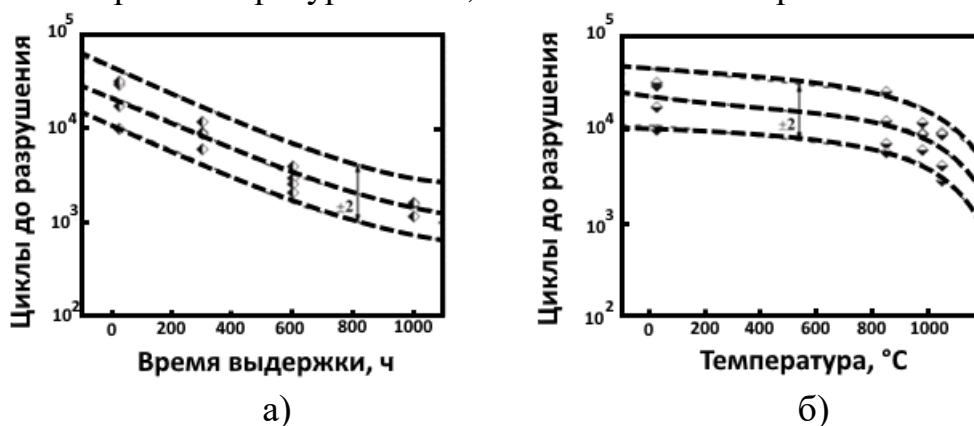


Рисунок 5 – Зависимость циклов до разрушения образцов от: а) - времени выдержки при температуре 980 °С; б) – температуры при времени выдержки равном 300 часов

Влияние времени выдержки при температуре 980 °С на ресурс (выражен в циклах до разрушения) при малоциклового усталости продемонстрировано на рисунке 5 а. Ресурс по условиям усталостной прочности довольно быстро снижается с увеличением времени выдержки. Когда время воздействия увеличивается от 0 часов до 1000 часов происходит резкое снижение ресурса изделия более чем на 90 %.

Что касается величины теплового воздействия на испытуемый образец, то существует небольшая разница в динамике изменения числа циклов до разрушения по сравнению с влиянием времени выдержки. При увеличении температуры выдержки до 850°С ресурс сократился незначительно, тогда как в условиях воздействия температур, превышающих 850°С, даже небольшое увеличение температуры приводит к более значительному сокращению числа циклов до разрушения изделия (рисунок 5 б). Подобная тенденция обусловлена влиянием объемной доли  $\gamma'$ -фазы, которая в основном контролируется температурой.

Влияние микроструктурных изменений сплава на *ползучесть* изучено на образцах из сплава Inconel 738LC.

Для установления влияния микроструктурных изменений на механические свойства сплава были проведены испытания на ползучесть нового (отлитого и подвергнутого стандартной термической обработке)

сплава и сплавов, подвергавшихся воздействию высоких температур: 800, 850 и 900°C в течение 100, 500 и 1000 часов. Параметры частиц упрочняющей  $\gamma'$ -фазы в результате высокотемпературных выдержек представлены в таблице 5.

Таблица 5 – Средний диаметр (мкм) частиц гамма штрих фазы для образцов, подвергавшихся высокотемпературному воздействию в течение различного периода времени

Время, ч	Температура, °C		
	800	850	900
100	0,46	0,47	0,51
500	0,47	0,5	0,56
1000	0,49	0,56	0,62

Скорость установившейся стадии ползучести и время до разрушения образца с исходной микроструктурой и с микроструктурой после высокотемпературной выдержки были определены в результате испытаний образцов при напряжении 190 МПа и температуре 980°C. Отмечается, что длительная прочность сплава в результате выдержки при температуре 980°C в течение 1000 часов снизилась в 1,7 раз по сравнению с новым сплавом, а коэффициент установившейся скорости ползучести снизился в 2,5 раза. При этом средний диаметр частиц  $\gamma'$ -фазы вырос в 1,7 раза. Следовательно, микроструктурные изменения, происходящие в процессе высокотемпературной выдержки, имеют основное влияние на механические свойства изделия.

Значения минимальной скорости ползучести и времени до разрушения сплава в зависимости от времени выдержки при испытании сплава Inconel 738LC на длительную прочность при различных значениях температур представлены на рисунке 6. Видно, что длительная прочность (ресурс в часах) образцов уменьшается с увеличением времени выдержки. Стоит отметить, что наклон линии тем круче, чем выше значение температуры, соответственно, время до разрушения образцов от ползучести при 850°C и 900°C значительно уменьшается.

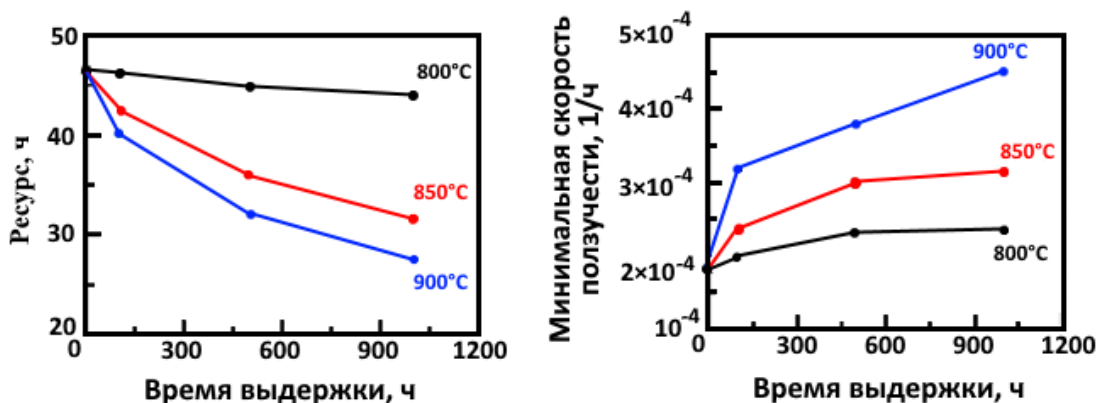


Рисунок 6 – Влияние температуры и времени выдержки на характеристики ползучести

**В четвертой главе** приведена разработанная методика расчета остаточного ресурса лопаток турбин в процессе эксплуатации. Выделено 4 основных этапа методики:

1. Получение информации о параметрах работы двигателя от бортовых систем регистрации параметров;
2. Расчет распределения температуры по сечению пера лопатки;
3. Определение морфологических параметров частиц  $\gamma'$ -фазы;
4. Расчет остаточного ресурса лопатки турбины.

Полученные данные о температуре газов от бортовых систем регистрации параметров работы двигателей предлагается использовать для расчета распределения температуры по сечению пера лопаток.

С целью решения поставленной задачи по созданию методики расчета распределения температуры в сечении пера лопатки с учетом ТЗП рассматривалось одномерное уравнение теплопроводности:

$$c\rho \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (3)$$

Приняты следующие допущения:

1. Система покрытий рассматривается в виде набора бесконечных плоских слоев пластины.

2. Физические характеристики, такие как коэффициент теплопроводности ( $\lambda$ ), удельная теплоемкость ( $c_p$ ), плотность ( $\rho$ ), постоянны по толщине слоя и не зависят от температуры.

Основываясь на принятых допущениях уравнение теплопроводности для  $i$ -го слоя примет вид:

$$\frac{\partial T(x, t)}{\partial t} = a^2 \frac{\partial^2 T(x, t)}{\partial x^2}, \quad (4)$$

где  $a^2 = \frac{\lambda}{c\rho}$  - коэффициент температуропроводности.

Для решения уравнения (4) приняты следующие начальные и граничные условия:

1. Начальные условия:

$$T(x, 0) = f(x) = 200^\circ\text{C} \quad \text{при } x \neq 0, x \neq 1 \quad (5)$$

2. Граничные условия 1-го рода

$$\begin{cases} T(0, t) = T_1(t) \\ T(1, t) = T_2(t) \end{cases} \quad (6)$$

3. Граничные условия 4-го рода (условие непрерывности температуры и потока энергии на границах слоев):

$$\begin{cases} T(l_{m-0}, t) = T(l_{m+0}, t) \\ \lambda_m \frac{\partial T}{\partial x}(l_{m-0}, t) = \lambda_{m+1} \frac{\partial T}{\partial x}(l_{m+0}, t) \end{cases} \quad (7)$$

где  $m$ - координата границы сред;  $l_{m-0}$  - координата первого слоя слева от границы слоёв;  $l_{m+0}$  - координата второго слоя справа от границы слоёв;  $\lambda_m$  - коэффициент теплопроводности  $m$ -го слоя;  $\lambda_{m+1}$  - коэффициент теплопроводности  $m+1$  слоя.

Для численного решения задачи (4) с краевыми условиями (5-7) была выбрана известная неявная схема Кранка – Николсона.

Пусть  $U_i^j$  – значение температур на сетке ( $j$  – индекс по времени,  $i$ –по координате), тогда, если шаблон находится внутри слоя, то, в соответствии с принятой схемой, разностное уравнение примет следующий вид:

$$\begin{aligned} -\sigma r U_{i+1}^{j-1} + (1 - 2r\sigma) U_{i+1}^j - \sigma r U_{i+1}^{j+1} \\ = r(1 - \sigma) U_i^{j+1} + [1 - 2r(1 - \sigma)] U_i^j + r(1 - \sigma) U_i^{j-1} \end{aligned} \quad (8)$$

Если же граница слоев пересекает шаблон, то, согласно (7), имеем

$$\frac{\lambda_m (U_{i+1}^j - U_{i+1}^{j-1})}{h_m} = \frac{\lambda_{m+1} (U_{i+1}^{j+1} - U_{i+1}^j)}{h_{m+1}} \quad (9)$$

Из условия (5) следует, что:

$$\begin{cases} U_{i+1}^1 = T_1(i \cdot \tau) \\ U_{i+1}^n = T_2(i \cdot \tau) \end{cases} \quad (10)$$

где  $n$  – число точек сетки по толщине покрытия.

При фиксированном  $i$  уравнения (9, 10) представляют собой систему  $(n-2)$  уравнений с  $(n-2)$  неизвестными  $U_{i+1}^2, U_{i+1}^3 \dots U_{i+1}^{n-1}$ , которые являются решением задачи во внутренних узлах сетки на временном слое  $t=j \cdot \tau$ . На основании рассмотренных систем уравнений был разработан алгоритм расчета на базе программного продукта EXCEL для решения уравнения теплопроводности (4) в многослойном покрытии.

Полученная математическая модель была апробирована при выполнении численных расчетов полей температур для двухслойного покрытия и подложки. Принятые геометрические и физические характеристики представлены в таблице 6.

Таблица 6 – Геометрические и физические характеристики слоев

Номер слоя	1	2	3(подложка)
Толщина, мкм	250	120	3000
Теплопроводность, Вт./м·град.	1,5	0,6	5
Удельная теплоемкость, Дж/кг·град	1000	800	500
Плотность, кг/м <sup>3</sup>	5500	7000	8000
Температуропроводность, м <sup>3</sup> /с	$2,73 \cdot 10^{-7}$	$1,07 \cdot 10^{-7}$	$1,25 \cdot 10^{-6}$

Для условий тестового расчета физические характеристики жаростойкого подслоя приняты равными аналогичным характеристикам подложки, вследствие чего данные в столбце 3 представляют собой совокупно металлическую часть металлокерамического покрытия.

Расчет проводился при градиенте температуры на поверхности покрытий 20 °С/с. В таблице 7 представлены результаты расчета распределения температуры.

Таблица 7 – Распределение температуры по глубине покрытий и подложки через 10 секунд после начала термонагружения. Начальная температура 200°С, градиент температуры на поверхности 20°С/с

	Глубина, мкм	0	56,1	93,44	186,9	280,3	400,6	1012,8	1778,1	2543,3	3308,8
Температура, °С	h = 25 мкм τ = 1 с	400	396,27	393,84	388,18	380,65	369,49	364,22	366,11	377,31	398,02
	h = 25 мкм τ = 1 с	400	396,17	393,74	388,13	380,65	369,52	364,23	366,11	377,35	397,95
	h = 25 мкм τ = 1 с	400	396,07	393,65	388,03	380,57	369,43	364,15	366,03	377,26	397,85
	h = 25 мкм τ = 1 с	400	396,16	393,66	387,71	380,16	368,81	363,73	365,77	377,14	398,01
	h = 25 мкм τ = 1 с	400	396,06	393,56	387,77	380,18	368,84	363,74	365,78	377,17	397,93
	h = 25 мкм τ = 1 с	400	396,96	393,47	387,67	380,09	368,76	363,66	365,70	377,09	397,84
	h = 25 мкм τ = 1 с	400	396,02	393,51	387,67	380,05	368,69	363,61	365,69	377,13	397,93

Следующим этапом разрабатываемой методики является алгоритм расчета морфологических параметров частиц упрочняющей фазы, а именно объемной доли и среднего размера частиц.

Определение объемной доли упрочняющей  $\gamma'$ -фазы проводилось с использованием зависимости, представленной Петрушиным Н.В.:

$$\frac{V_f}{V_{f_0}} = m (T - T_{к.р.}) - K (T^2 - T_{к.р.}^2), \quad (11)$$

где  $V_{f_0}$  - объемная доля частиц  $\gamma'$ -фазы в сплаве при комнатной температуре;  $V_f$  - объемная доля частиц  $\gamma'$ -фазы при заданной температуре;  $T_{к.р.}$  - температура конца растворения частиц  $\gamma'$ -фазы;  $m$  и  $K$  - постоянные коэффициенты, вычисляемые в соответствии с формулами:

$$m = \frac{1}{(T_{н.р.} - T_{к.р.}) - \frac{T_{н.р.}^2 - T_{к.р.}^2}{2T_{н.р.}}} \quad (12)$$

$$k = \frac{m}{2T_{н.р.}}, \quad (13)$$

где  $T_{н.р.}$  - температура начала растворения  $\gamma'$ -фазы.

В работе проведен контрольный расчет объемной доли частиц упрочняющей интерметаллидной фазы при различных значениях температур для сплава IN738LC (таблица 8).

Таблица 8 – Значение объемной доли частиц  $\gamma'$ -фазы в зависимости от температуры

T, °С	900	950	1000	1050
$V_f$ , %	46,971	43,55	34,426	19,599

Определение размера частиц проводилось на основе теории Лившица-Слезова-Вагнера

$$\bar{r} = \bar{r}_0 + \frac{8p_\Gamma D_{эфф} C V_m}{9RT} \tau, \quad (14)$$

где  $\bar{r}$  – средний размер частицы;  $\bar{r}_0$  – размер частицы в начальный момент;  $p_\Gamma$  – поверхностная энергия раздела границ фаз;  $D_{эфф}$  – эффективный коэффициент диффузии процесса массопереноса, приводящего к росту частицы;  $C$  – растворимость;  $V_m$  – молярный объем;  $\tau$  – время.

Полученные результаты сведены в таблице 9.

Таблица 9 – Зависимость размера частиц  $\gamma'$ -фазы от температуры выдержки

Начальный размер $\gamma'$ -фазы, мкм	Время выдержки при $T=900^\circ\text{C}$ , час	Размер $\gamma'$ -фазы после выдержки, мкм
0,45	200	0,529
0,45	400	0,588
0,45	1200	0,865

Для расчета зависимости времени до разрушения лопатки турбины в результате микроструктурных изменений в условиях ползучести автором выбрано модифицированное соотношение Монкмана-Гранта, устанавливающее связь минимальной скорости ползучести на установившейся стадии ползучести и временем до разрушения (15)

$$(\dot{\epsilon}_{min})^m t_r = C, \quad (15)$$

где  $m$  и  $C$  – константы, связанные с материалом изделия.

Входящая в уравнение (15) величина минимальной скорости ползучести вычислялась по методу, позволяющему учесть фактор микроструктурного состояния сплава:

$$\dot{\epsilon}_{min} = A \frac{D G b}{k T} \left[ \exp \left( -104 \sqrt{\frac{r}{\omega}} \right) \right] \left( \frac{\sigma - \sigma_{th}}{E} \right)^5, \quad (16)$$

где  $\omega$  – ширина каналов  $\gamma$ -матрицы (или расстояние между частицами упрочняющей  $\gamma'$ - фазы);  $A$  – постоянная Дорна;  $D$  – коэффициент диффузии;  $G$  – модуль сдвига при температуре ползучести;  $b$  – вектор Бюргера;  $k$  – постоянная Больцмана;  $T$  – температура;  $r$  – размер частиц;  $\sigma$  – приложенная нагрузка;  $\sigma_{thr}$  – пороговое напряжение;  $E$  – модуль упругости.

Поскольку основным механизмом ползучести сплава IN738LC является переползание дислокаций, то предположим, что величина порогового напряжения пропорциональна напряжению Орована:

$$\sigma_{thr} = \sigma_{Orowan} = \sqrt{\frac{2 G b}{3 \omega}} \quad (17)$$

Зависимость между морфологическими параметрами микроструктуры: размером, объемной долей  $\gamma'$ -фазы и шириной матричного канала, имеет вид:

$$f = \frac{r^3}{(r + \omega)^3}, \quad (18)$$

где  $r$  – размер частиц  $\gamma'$ -фазы;  $f$  - объемная доля частиц  $\gamma'$ -фазы.

Таким образом, величина матричного канала будет определяться следующей формулой:

$$\omega = r \left( \frac{1}{\sqrt[3]{f}} - 1 \right) \quad (19)$$

С целью экспериментального определения скорости ползучести был проведен ряд лабораторных испытаний образцов, вырезанных из новых лопаток и лопаток, имеющих наработку 10000 часов. Марка сплава лопаток - Inconel 738LC. Изготовленные образцы имели размеры: диаметр 4 мм и длина 19 мм. В качестве оборудования использовалась испытательная машина ATS 2330.

Испытания на ползучесть при постоянной нагрузке проводились при значениях температур от 747 до 976 °С и напряжениях от 90 до 620 МПа. Для расчета скорости ползучести были построены зависимости деформации от времени испытания. Скорость ползучести определялась как арктангенс угла наклона участка установившейся стадии ползучести.

В таблице 10 представлены данные, полученные в результате экспериментов образцов, вырезанных из новых лопаток.

Таблица 10 – Результаты экспериментального исследования и данных, полученных расчетным путем, для образцов, вырезанных из новых лопаток

Условия проведения испытания		Экспериментальные данные		Расчетные данные	
Температура, °С	Нагрузка, МПа	Минимальная скорость ползучести, 1/с	Время до разрушения, с	Минимальная скорость ползучести, 1/с	Время до разрушения, с
747	620,5	$2,1 \cdot 10^{-6}$	$2,1 \cdot 10^4$	$2,035 \cdot 10^{-6}$	$1,98 \cdot 10^4$
760	586,1	$1,3 \cdot 10^{-7}$	$3,1 \cdot 10^5$	$1,43 \cdot 10^{-7}$	$3,23 \cdot 10^5$
815	413,7	$5,5 \cdot 10^{-8}$	$6,9 \cdot 10^5$	$5,12 \cdot 10^{-8}$	$6,82 \cdot 10^5$
828	344,7	$3,9 \cdot 10^{-8}$	$1,1 \cdot 10^6$	$3,86 \cdot 10^{-8}$	$0,96 \cdot 10^6$
976	89,6	$5,8 \cdot 10^{-9}$	$2,3 \cdot 10^6$	$5,91 \cdot 10^{-9}$	$2,47 \cdot 10^6$

В таблице 11 представлены данные, полученные в результате экспериментов на образцах, вырезанных из лопаток, имеющих наработку 10000 часов.

Таблица 11 – Результаты экспериментального исследования и данных, полученных расчетным путем, для образцов, вырезанных из лопаток, имеющих наработку 10000 часов

Условия проведения испытания		Экспериментальные данные		Расчетные данные	
Температура, °С	Нагрузка, МПа	Минимальная скорость ползучести, 1/с	Время до разрушения, с	Минимальная скорость ползучести, 1/с	Время до разрушения, с
747	620,5	$6,3 \cdot 10^{-5}$	$1,3 \cdot 10^3$	$6,12 \cdot 10^{-5}$	$1,25 \cdot 10^3$
760	586,1	$1,8 \cdot 10^{-6}$	$3,1 \cdot 10^4$	$2,03 \cdot 10^{-6}$	$3,21 \cdot 10^4$
815	413,7	$8,5 \cdot 10^{-7}$	$7,2 \cdot 10^4$	$8,41 \cdot 10^{-7}$	$6,98 \cdot 10^4$
828	344,7	$3,6 \cdot 10^{-7}$	$2,0 \cdot 10^5$	$3,76 \cdot 10^{-7}$	$1,89 \cdot 10^5$
976	89,6	$9 \cdot 10^{-9}$	$1,8 \cdot 10^6$	$8,85 \cdot 10^{-9}$	$1,91 \cdot 10^6$

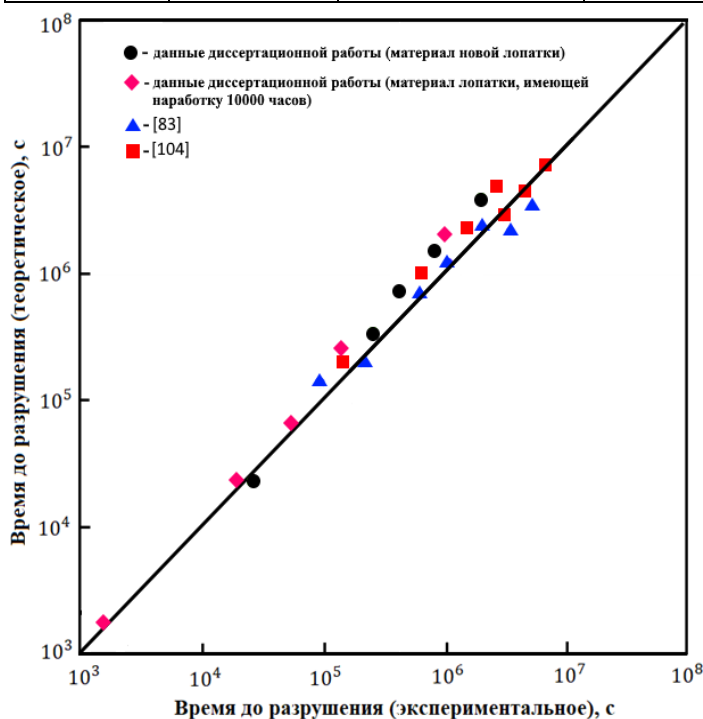


Рисунок 16 – Сравнение теоретического и экспериментального времени до разрушения образца из сплава Inconel 738LC

Для сравнения экспериментальных и теоретических данных построена зависимость  $t_r$  эксперимент и  $t_r$  теоретическое (рисунок 16). Из рисунка видно, что значения времени до разрушения, полученные расчетными методом, коррелируются с достаточной степенью точности с экспериментальными данными.

### Заключение

В диссертационной работе решена научная задача по разработке методики диагностирования технического состояния лопаток турбины ГТД для оценки их остаточного ресурса в процессе эксплуатации. Задача имеет существенное значение для эксплуатации воздушного транспорта. Основные выводы по проведенным исследования сформулированы в конце каждой главы диссертации. По результатам проделанной работы можно сделать следующее заключение:

1. На основании анализа причин разрушения лопаток турбин ГТД в процессе эксплуатации установлено, что основными причинами являются: высокотемпературная усталость, ползучесть и коррозия.

На основании анализа влияния условий эксплуатации на структуру и фазовое состояние применяемых никелевых сплавов установлен механизм деградации микроструктуры сплава за счет уменьшения объемной доли и увеличения размера основной упрочняющей  $\gamma'$ - фазы.

2. Установлено, что деградация микроструктуры сплава существенно влияет на механические свойства лопаток: с увеличением размера частиц и уменьшением их объемного содержания значительно снижаются прочностные свойства лопаток.

3. Разработан алгоритм расчета распределения температуры по сечению лопатки с учетом нанесенного ТЗП, а также установлен алгоритм расчета зависимости параметров микроструктуры от температуры.

4. Разработана методика расчета остаточного ресурса лопаток турбин по критерию ползучести на основе данных об изменяющихся размерных и объемных параметрах частиц упрочняющей  $\gamma'$ -фазы в процессе эксплуатации.

**Научные публикации в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК при Министерстве образования и науки РФ для опубликования основных научных результатов диссертаций:**

- по транспорту (2):

1. В.М. Самойленко. Распределение температуры в многослойных металлокерамических покрытиях при нестационарном тепловом воздействии / В.М. Самойленко, Ю.В. Петров, О.А. Ратенко // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2017. – Т. 20. – № 4. – С. 33-40

2. О.А. Ратенко. Влияние молибдена и вольфрама на микроструктурные изменения сплава после высокотемпературной выдержки / О.А. Ратенко // Транспорт: наука, техника, управление. Научный информационный сборник. – 2020. – № 3. – С. 60-63.

- в других научных изданиях, рекомендованных ВАК (1):

3. О. А. Ратенко. Методика расчета распределения температуры по сечению пера лопатки, изготовленной из жаропрочного никелевого сплава / О. А. Ратенко // Тепловые процессы в технике. – 2019. – Т. 11. – № 12. – С. 564-572.

Соискатель



Ратенко О.А.