

УДК 629.7.035

## КОНЦЕПЦИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИН В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

**В. С. Фатиков<sup>1</sup>**,**Г. Г. Куликов<sup>2</sup>, В. А. Трушин<sup>3</sup>, А. А. Ганеев<sup>4</sup>, А. И. Абдулнагимов<sup>5</sup>**<sup>2</sup> gennadyg\_98@yahoo.com, <sup>3,4</sup> kmitlp@mail.ru, <sup>5</sup> abdulnagimov@gmail.com

ФГБОУ ВПО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

*Поступила в редакцию 24.03.2013*

**Аннотация.** Предложена концепция интеллектуального мониторинга свойств материала и корректировки остаточного ресурса рабочих лопаток турбин ГТД в процессе эксплуатации по технологии CALS. Проводится мониторинг значений параметров теплонапряженного состояния лопатки в наиболее напряженных сечениях с учетом изменения структурных, фазовых и прочностных характеристик материала лопаток в процессе эксплуатации. Рассматриваются возможные модели коррекции интеллектуальными средствами остаточного ресурса ГТД по степени деградации структурных, фазовых и прочностных характеристик материала рабочих лопаток турбины.

**Ключевые слова:** бортовой интеллектуальный пирометрический модуль, мониторинг состояния лопатки турбины, модель теплонапряженного состояния, модель деградации структурных, фазовых и прочностных характеристик материала, ресурс, FADEC, ГТД.

Одним из наиболее важных мероприятий по реализации стратегии эксплуатации по состоянию авиационных ГТД представляется организация системы интеллектуального мониторинга состояния и контроля остаточного ресурса рабочих лопаток турбин в эксплуатации. С учетом современных и перспективных требований к ресурсу рабочие лопатки турбины являются наиболее ответственными, дорогими и по большей части определяющими ресурс и безопасность работы двигателя. В связи с этим в данной статье предлагаются к обсуждению:

1. Общая структура системы интеллектуального мониторинга состояния и контроля остаточного ресурса рабочих лопаток турбин в процессе эксплуатации на основе интеллектуального пирометрического модуля (ИПМ) с унифицированным оптикоэлектронным пирометрическим преобразователем.

2. Модель деградации структурных, фазовых и прочностных характеристик материала рабочих лопаток в зависимости от параметров

их теплонапряженного состояния в процессе эксплуатации.

3. Алгоритм расчета остаточного ресурса рабочих лопаток турбины по фактическим параметрам теплонапряженного состояния каждой рабочей лопатки и допустимого числа циклов с учетом изменения структурных, фазовых и прочностных характеристик материала лопаток в процессе эксплуатации.

### 1. КОНЦЕПЦИЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО МОНИТОРИНГА РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН В ЭКСПЛУАТАЦИИ НА ОСНОВЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО ПИРОМЕТРИЧЕСКОГО МОДУЛЯ

Наиболее целесообразным подходом к определению структуры интеллектуальной системы контроля состояния, диагностики и прогнозирования ресурса рабочих лопаток турбин представляется совместное использование данных прямого измерения оптическим пирометром и расчетных температур и напряжений по поверхности всей лопатки.

Опыт прямого измерения фактической температуры поверхности каждой рабочей лопатки контролируемого лопаточного венца (на линии сканирования луча) посредством оптического

---

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (гранты №№ 12-08-31279, 12-08-97027) и ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России».

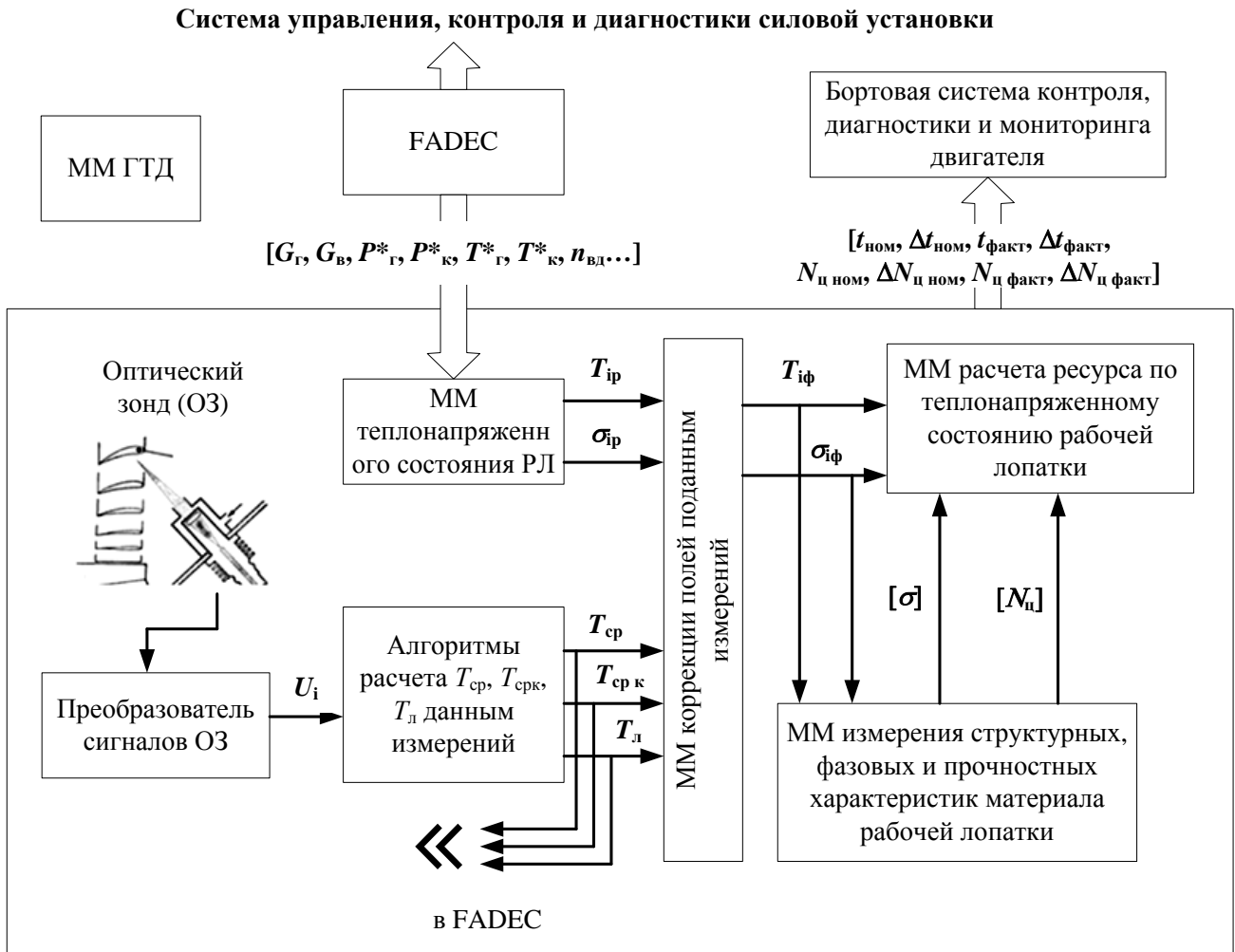
пирометрического преобразователя (ОПП) показывает, что на основе его данных возможно выполнить идентификацию математической модели теплового состояния каждой рабочей лопатки на статических и переходных режимах работы путем эквивалентного смещения расчетного поля температур по значениям на линии сканирования пирометра.

Присущие авиационным ОПП недостатки (дрейф эквивалентного коэффициента передачи измерительного канала из-за загрязнения наружной поверхности линзы объектива, износа оптических компонентов и др.) могут быть скомпенсированы алгоритмическими средствами в случае интеграции ИПМ в состав бортовых систем контроля, диагностики и использования информационной избыточности.

Схема интеллектуального пирометрического модуля представлена на рис. 1.

БИПМ может быть выполнен в виде унифицированной конструкции, так как номенклатура и типоразмерный ряд унифицированных конструкций бортовых оптических пирометрических преобразователей для различных типов двигателей определены стандартом (отраслевой стандарт ОСТ 1 04043-2008). В состав БИПМ входят оптический зонд (ОЗ), модули преобразователя оптических сигналов ОЗ в электрические и одноплатного компьютера со специальным прикладным обеспечением. БИПМ должен выполнять в реальном времени следующие функции:

- измерение и обработку информации о текущих значениях измеренной оптическим пирометром температуры лопаток турбины;
- идентификацию полей температур и напряжений по данным измерений оптического пирометра;
- расчет температур и напряжений в расчет-



**Рис. 1.** Система интеллектуального мониторинга рабочих лопаток турбин:  $\sigma$ -напряжение;  $N_{ц}$ - число циклов;  $[N_{ц}]$  - допустимое число циклов;  $[\sigma]$ -длительная прочность;  $t$ -ресурс;  $\Delta t$  - остаточный ресурс;  $T_{ср}$  - средняя температура поверхности всех лопаток по линии сканирования;  $T_{ср к}$  - средняя температура входных (выходных) кромок лопаток по линии сканирования;  $T_{л}$  - локальная температура входных (выходных) кромок по линии сканирования;  $T_{ip}$  - расчетная температура в точках рабочей лопатки;  $\sigma_i$  - напряжение в расчетной точке лопатки; индекс  $p$  относится к расчетному значению; индекс «ф» соответствует фактическому значению

ных точках турбинной лопатки по средней геометрии;

– расчет расхода и остатка ресурса по каждой из рабочих лопаток для всей номенклатуры режимов работы двигателя с учетом данных модели изменения структурных, фазовых и прочностных характеристик в материале лопатке.

Применение прямого измерения посредством оптического пирометрического преобразователя позволяет определить фактическое температурное состояние любой лопатки. Это позволяет:

– устанавливать технически и экономически обоснованные ограничения на предельно допустимые температуры как металла рабочих лопаток, так температуры газа перед турбиной;

– учитывать термоциклическую повреждаемость рабочих лопаток (в т.ч. термозащитного покрытия), обусловленную пространственными и временными градиентами температурных полей элементов конструкции турбины; учитывать деформации рабочих лопаток, влияющие на величину радиального зазора;

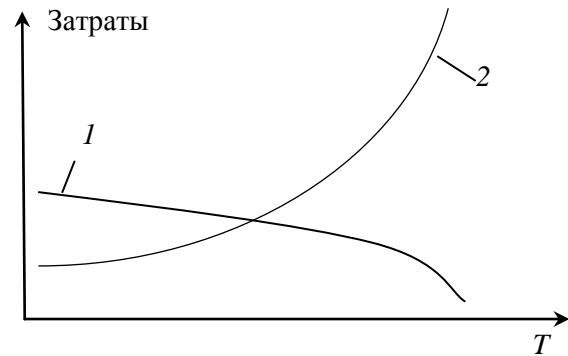
– оптимизировать расход охлаждающего воздуха и запасы прочности рабочих лопаток;

– осуществлять комплексирование информации с информацией от датчиков двигателя (термопар, датчиков частоты вращения, температур, давлений), что позволит осуществлять «перекрестный» контроль работоспособности и повысить уровень толерантности САУКД (FADEC);

– уточнять бортовую математическую модель теплового состояния рабочей лопатки, в том числе на переходных режимах работы ТРДДФ.

Следует также отметить, что временная реализация выходного сигнала ОЗ помимо текущей температуры лопаток содержит большое количество информации о параметрах режимах работы, например, о частоте вращения ротора турбины, причем гораздо более точный и информативный, чем сигнал FADEC от обычного датчика частот вращения. Динамические составляющие этого сигнала могут быть использованы в соответствующих алгоритмах контроля и диагностики для выявления развивающихся неисправностей, например, дефектов рабочих лопаток, неустойчивой работы камеры сгорания, компрессора и др.

Сравнение затрат на повышение качества состояния РЛ по предлагаемому подходу и с использованием традиционного подхода представляется графиком, характерным для внедрения технологий CALS (рис. 2).



**Рис.2.** Затраты на повышение качества:  
1 – при наличии системы мониторинга в течение ЖЦ (технологии CALS); 2 – без систем мониторинга;  
T – время эксплуатации

## 2. АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ

Наиболее приемлемым для бортовых моделей является метод элементарных балансов А.П. Ваничева [1] (как вариант МКР) по неявной схеме Кранка–Николсона [2]. Основные положения модели приведены в работе [3]. Метод применим для стационарных и нестационарных режимов и тел любой конфигурации без существенной схематизации их геометрии при разбиении на элементы произвольной конфигурации. Пояс пера лопатки может содержать перегородки, выступы, перемычки и т.д.

По заданным режимным параметрам [ $G_r$ ,  $G_b$ ,  $P_r^*$ ,  $P_k^*$ ,  $T_r^*$ ,  $T_k^*$ ,  $n_{вд}$  ...] рассчитывается температура лопатки в элементах разбиения в сечении (~300 элем.). По полученному распределению температур в сечении рассчитываются термические напряжения  $\sigma_i$  во всех элементах разбиения.

По заданному запасу прочности

$$K_\sigma = \frac{\sigma_{\tau,t}}{\sigma} = (1,5 \dots 2,5)$$

определяют предел длительной прочности,  $\sigma_{\tau,t} = \sigma \cdot K_\sigma$ , по которому находится параметр Ларсона–Миллера для данного материала

$$P = f(\sigma_{\tau,t})$$

для каждого элемента разбиения. Параметр  $P$  зависит от рабочей температуры  $t$  и длительности работы ( $^\circ\text{C}$ ) и  $\tau$  (часы).

Ресурс работы лопатки по данному элементу

будет равен  $\tau = 10^{\left(\frac{P}{(t+273)} - 20\right)}$  часов.

Для взлетного режима работы турбины ресурс работы будет минимальным, причем этот

ресурс может определить элемент лопатки не с  $t_{\max}$ , а с  $\sigma_{\max, \text{действ}}$ . То есть расчет  $\tau_{\min}$  следует вести по всем элементам пера лопатки и только тогда можно найти наиболее опасное место в лопатке, параметры которого фиксируются в бортовом регистраторе.

При переходе к другому режиму работы турбины меняются все параметры в тракте и по этим новым параметрам определяются  $t_{\text{л}}, \sigma_{\text{действ}}$ , при том же  $K_{\sigma}$  определяется  $\sigma_{\tau}$  затем  $P$  и ресурс для этого режима:

$$\tau = 10 \left( \frac{P}{(t+273)^{-20}} \right) \text{ часов.}$$

Отношение  $\tau$  к  $\tau_{\min}$  определяет эквивалент:

$$\varepsilon = \frac{\tau}{\tau_{\min}}$$

между ресурсом произвольного режима и

$$\text{взлетного как } \tau_{\min} = \frac{\tau}{\varepsilon}.$$

Наработка на произвольном режиме  $(\Delta\tau)_i$  за полет определит расход ресурса взлетного режима:

$$\Delta\tau_{\min} = \frac{\Delta\tau_i}{\varepsilon_i},$$

а для  $n$  режимов по  $\Delta\tau_i$  расход ресурса

$$\Delta\tau_{\min} = \sum_{i=1}^n \frac{\Delta\tau_i}{\varepsilon_i}.$$

где  $t_{\max}$  максимальная температура цикла элемента.

Остаток ресурса взлетного режима работы:

$$\delta\tau_{\min} = \tau_{\min} - \Delta\tau_{\min}.$$

Имея расчетное поле температур по всему объему лопатки (в том числе и в поверхностном слое со стороны газа) для всех эксплуатационных режимов работы двигателя и фактическую температуру лопатки по показаниям пирометра (в точках замера), можно определить имеющее место фактическое распределение температур и ресурс  $\tau$  по опасному элементу и затем свести его к  $\tau_{\min}$ .

### 2.1. Расчет допустимого числа циклов на переходных режимах с приведением к наиболее нагруженному циклу

Допустимое число циклов  $N$  (ресурс) перехода от одной температуры газа к другой (переход с режима на режим) из-за неоднородного теплового и напряженного состояния определяется малоцикловой термоусталостью.

Значение  $N$  может быть определено из формулы [4]:

$$\ln N = b_0 + b_1 \cdot t_{\max} + b_2 \cdot 2 \cdot \sigma_a + b_3 \cdot G_T,$$

где  $t_{\max}$  – максимальная температура цикла элемента;  $2\sigma_a$  – размах термических напряжений в элементе;  $b_0, b_1, b_2, b_3$  – эмпирические коэффициенты;  $G_T$  – градиент температуры у элемента.

Например, для сплава ХН70ВМТЮФ:

$$b_0 = 33,72; b_1 = -25,32 \cdot 10^{-3};$$

$$b_2 = -1,862 \cdot 10^{-3}; b_3 = 2,318 \cdot 10^{-2}.$$

Минимальным будет допустимое число циклов (переходов) от «малого газа» к взлетному режиму:

$$N_{\min} = \exp(b_0 + b_1 \cdot t_{\max} + b_2 \cdot 2 \cdot \sigma_a + b_3 \cdot G_T)_{\text{м.г.}-\text{взлет}}.$$

При переходе от произвольного режима к соседнему:

$$N = f(t_{\max}, 2\sigma_a, G_T)_{\text{пр.сос.}}$$

Отношение  $N$  к  $N_{\min}$  определяет эквивалент:

$$\lambda = \frac{N}{N_{\min}}$$

между допустимым числом циклов перехода от произвольного режима к соседнему и числом циклов от «малого газа» к взлетному режиму:

$$N_{\min} = \frac{N}{\lambda}.$$

Число циклов от произвольного режима к соседнему  $(\Delta N)_i$  за полет определит расход ресурса по циклам от «малого газа» к взлетному режиму:

$$\Delta N_{\min} = \frac{(\Delta N)_i}{\lambda}.$$

А если число различных переходов было  $m$ , то расход запаса по циклам:

$$\Delta N_{\min} = \sum_{i=1}^m \frac{(\Delta N)_i}{\lambda_i}.$$

$$\text{Остаток циклов } \delta(\Delta N_{\min}) = N_{\min} - \Delta N_{\min}.$$

Пирометр позволит контролировать  $t_{\max}$  и выбирать  $2\sigma_a$  и  $G_T$  из заранее рассчитанных для известных режимов.

$$\frac{\tau_{\min}}{N_{\min}} = \varphi$$

Отношение определит эквивалент между ресурсом на взлетном режиме и допустимым числом циклов при переходе от «малого газа» к взлетному режиму час/цикл.

Число циклов  $N_{\min}$  сводится к  $\tau_{\min}$  по формуле  $\tau_{\min} = N_{\min}(\text{час})$ . Любые режимы сводятся к  $(\Delta\tau_{\min})_i$  для взлетного режима. Правомерность такого сведения числа циклов  $N_{\min}$  подтверждается в [5].

### 3. ММ ИЗМЕНЕНИЯ СТРУКТУРНЫХ, ФАЗОВЫХ И ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРИАЛА ЛОПАТОК

Структурные и фазовые изменения в сплаве оказывают определяющее влияние на надежность и долговечность лопаток [6].

Наиболее точно оценить влияние различных аспектов эксплуатации двигателей на их надежность и долговечность можно при учете эффекта взаимодействия ползучести, усталости, фазовых и структурных изменений материала лопаток:

$F_1 = f_1(T_i, \sigma_i)$  – состав и количество  $\gamma$ -фазы;

$F_2 = f_2(T_i, \sigma_i)$  – состав и количество  $\gamma'$ -фазы;

$F_3 = f_3(T_i, \sigma_i)$  – тип, состав и количество карбидов;

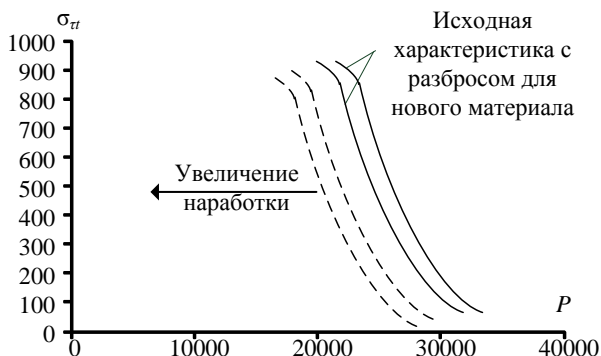
$F_4 = f_4(T_i, \sigma_i)$  – тип, состав и количество боридов;

$F_5 = f_5(T_i, \sigma_i)$  – тип, состав и количество  $\mu$ -фазы;

$F_6 = f_6(T_i, \sigma_i)$  – тип, состав и количество  $\eta$ -фазы;

$F_7 = f_7(T_i, \sigma_i)$  – тип, состав и количество  $\sigma$ -фазы.

На рис. 3 представлено качественное изменение состава материала.

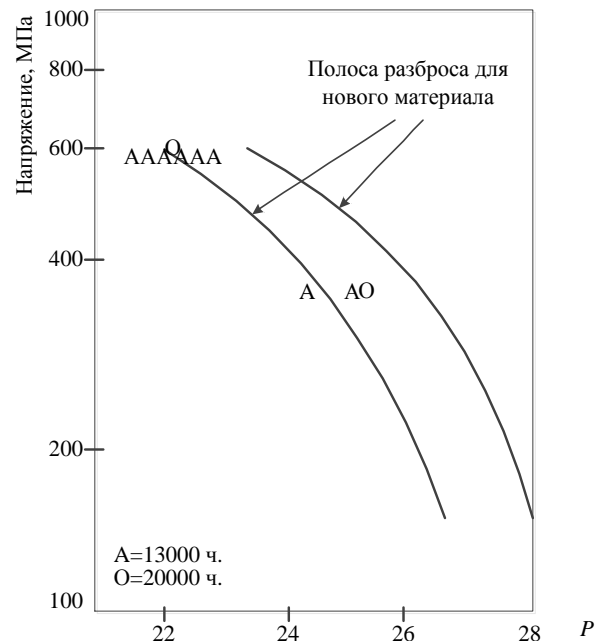


**Рис. 3.** Качественное изменение предела длительной прочности  $\sigma_{\tau}$  от критерия Ларсена–Миллера:  $P$  – критерий Ларсена–Миллера, используемый в указанном алгоритме расчета ресурса

С увеличением  $\sigma$ ,  $T$ ,  $\tau$  происходят структурные изменения: уменьшение  $\gamma$ -фазы,  $\gamma'$ -фазы. коагуляция  $\gamma'$ -фазы, увеличение  $\mu$ -фазы,  $\eta$ -фазы,

$\sigma$ -фазы, что приводит к уменьшению длительной пластичности (сплав «хрупчается»), жаропрочности, долговечности.

Следует отметить, что из всего спектра нагрузок термические являются наиболее влияющими на прочностные свойства материалов лопатки как на статических, так и на переходных режимах работы ГТД. Поэтому ставится задача построения статистической модели по информации, получаемой и накапливаемой в процессе ЖЦ РЛ при различного вида исследований материала РЛ. В данной модели входными параметрами являются температура и суммарные напряжения материала РЛ и параметры термоциклов, определяемые в процессе их мониторинга бортовым ИПМ, а выходными – допустимые (предельные) значения критериев (см. рис. 4, иллюстрирующий изменение зависимости длительной прочности материала  $\sigma_{\tau}$  от критерия  $P$ ).



**Рис. 4.** Характеристики длительной прочности лопаток турбины, изготовленных из сплава  $IN738LC$  методом литья по выплавляемым моделям и горячим изостатическим прессованием, полученные по зависимости Ларсона–Миллера  $P$  (в часах) для нового материала и материала после эксплуатации;  $A$  – наработка в эксплуатации 13000 часов,  $O$  – наработка в эксплуатации 20000 часов

### ВЫВОДЫ

Предложена структурная модель интеллектуального мониторинга, в которой в течение жизненного цикла повышается точность иден-

тифицируемых параметров и обеспечивается прослеживаемость параметров теплонапряженного состояния и характеристик материала лопатки на фонестатистики. Система интеллектуального контроля состояния турбинных лопаток как наиболее критичных, дорогих и определяющих ресурс ГТД компонентов является необходимой составляющей для реализации стратегии эксплуатации по состоянию и обеспечения системной безопасности авиационных ГТД. Ядром системы интеллектуального контроля остаточного ресурса турбинных лопаток может быть унифицированный интеллектуальный пирометрический модуль, входящий в состав бортовой системы контроля и диагностики двигателя и сочетающий данные прямого измерения в реперных точках с расчетными значениями температур и напряжений данными математической моделью. Оценку остаточного ресурса рабочих лопаток по их теплонапряженному состоянию необходимо проводить с учетом эффекта взаимодействия ползучести, усталости, фазовых и структурных изменений материала лопаток.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Искаков К. М., Пантелеев А. А., Трушин В. А.** и др. Расчетное и экспериментальное исследование температурного состояния рабочей лопатки турбины // Изв. вузов. Авиационная техника. 1976. № 1. С. 141–146.
2. **Crank J., Nikolson P.** A practical method for numerical evaluation of solution of partial differential equation of heat-conduction type // Proc. Cambridge Philos. Soc. 1947. 43.P. 50–67.
3. **Распопов Е. В., Куликов Г. Г., Трушин В. А., Фатиков В. С., Андреева Т. П., Губайдуллин И. Т.** Информационная технология интеграции интеллектуального пирометрического модуля в систему управления, контроля и диагностики (FADEC) ГТД // Вестник УГАТУ. 2010. Т. 14, № 3 (38). С. 101–110.
4. **Третьяченко Г. Н., Кравчук Л. В., Курият Р. И.** и др. Термическая усталость материалов в условиях неоднородного термонапряженного состояния. Киев: Наукова думка, 1985. 280 с.
5. **Каванаг Ж. Р., Кросс К.Р., Ньюман Р. Л.** Многослойные термобарьерные покрытия для охлаждаемых турбин // Новое в зарубежном авиадвигателестроении. 1973. № 7. С. 25–31.
6. **Erikckson J. S., Harris K. N.** A Third Generation High Strength Single Crystal Superalloy-Muskegon. Cannon-Muskegon Corp., 1985.276 p.

#### ОБ АВТОРАХ

**ФАТИКОВ Виктор Сергеевич**, вед. науч. сотр. каф. АСУ. Дипл. инж.-мех. по судовым машинам и механизмам (ЛИВТ), двигателям ЛА (УАИ, 1971). Канд. техн. наук по двигателям ЛА (УАИ, 1983). Иссл. в обл. автоматич. управления силовыми установками ЛА.

**КУЛИКОВ Геннадий Григорьевич**, зав. каф. АСУ. Дипл. инж. по автоматиз. машиностроения (УАИ, 1971). Д-р техн. наук по сист. анализу, автоматич. упр. и тепл. двигателям (УАИ, 1989). Иссл. в обл. АСУ и упр. силовыми установками ЛА.

**ТРУШИН Владимир Алексеевич**, проф. каф. авиационной теплотехники и теплоэнергетики. Дипл. инж.-мех. по авиационным двигателям (УАИ, 1960). Д-р техн. наук (УАИ, 1985). Иссл. в обл. моделирования и расчета турбин.

**ГАНЕЕВ Альмир Амирович**, проф. каф. машин и технол. литейн. пр-ва. Дипл. инж. по металлургии цветн. металлов (УПИ, 1963). Д-р техн. наук по металлвед. и литейн. производству (УрГТУ-УПИ, Екатеринбург, 2000). Иссл. в обл. металлосинтеза и синтеза жаропрочн. сплавов.

**АБДУЛНАГИМОВ Ансаф Ирекович**, мл. науч. сотр. каф. АСУ. Дипл. магистра техн. и технол. (УГАТУ, 2007). Канд. техн. наук по сист. анализу и управлению (УГАТУ, 2012). Иссл. в обл. автоматич. упр., идентификации и сист. безопасности авиац. двигателей.

#### METADATA

**Title:** Concept of intelligent condition monitoring of turbine blades during operation of gas turbine engines.

**Authors:** V. S. Fatikov, G. G. Kulikov, V. A. Trushin, A. A. Ganeev, and A. I. Abdulnagimov.

**Affiliation:** Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** gennadyg\_98@yahoo.com.

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 17, no. 4 (57), pp. 18-24, 2013. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The concept of intelligent monitoring of material properties and residual resource adjusting of turbine blades during gas turbine operation on CALS technology is proposed. The monitoring of the heat-stressed state parameters of blades in the most stressed sections, taking into account the structural changes, phase and strength characteristics of the blades material during operation is carried out. Some possible correction models are considered using the intelligent tools of residual resource of turbine engines according to the degradation degree of structural, phase and strength characteristics of the material of turbine rotor blades.

**Key words:** On-board intelligent pyrometric module; turbine blades monitoring; heat-stressed condition model; structural degradation model; phase and strength characteristics of material; resource; FADEC; gas turbine engine.

#### References (English Transliteration):

1. K. M. Ishakov, A. A. Panteleev, V. A. Trushin, *et al*, "Calculated and experimental study of temperature condition for operating turbine blade," (in Russian) in *Izvestiya Vuzov. Aviatcionnaya Tekhnika*, no.1, pp. 141-146, 1976.
2. J. Crank and P. Nikolson, "A practical method for numerical evaluation of solution of partial differential equation of heat-conduction type," in *Proc. Cambridge Philos. Soc.*, 43, pp. 50-67, 1947.
3. E. V. Raspopov, G. G. Kulikov, V. A. Trushin, V. S. Fatikov, T. P. Andreeva, and I. T. Gubaidullin, "Information technology integrated pyrometer intelligent module in the control, monitoring and diagnostics (FADEC) GTE,"

- (in Russian), *Vestnik UGATU*, vol. 14, no. 3 (38), pp. 101-110, 2010.
4. G.N. Tretyachenko, L.V. Kravchuk, R.I. Kuriat, *at al*, *Thermal Fatigue of Materials under Conditions of Non-Uniform Thermal Stress State*, (in Russian). Kiev: Naukova Dumka, 1985.
  5. J. R. Cavanagh, K. R. Cross, and R. L. Newman, "Graded thermal barrier - a new approach for turbine engine cooling," *J. Aircraft*, vol. 9, no. 11, pp. 795-797, 1972.
  6. J. S. Erikckson, K. N. Harris, *A Third Generation High Strength Single Crystal Superalloy-Muskegon*. Cannon-Muskegon Corp. 1985.

**About authors:**

**FATIKOV, Victor Sergeevich**, lead scientist, Dept. of Automated Control and Management Systems. Dipl. Ing.-Mech. of on-board machines and mechanisms (LIVT), aircraft engines (USATU, 1971). Cand. of Tech. Sci. in aircraft engines (USATU, 1983). Scientific interests: automatic control of aircraft power plants.

**KULIKOV, Gennady Grigorevich**, Prof., Head of Dept. of Automated Control and Management Systems. Dipl. Ing. of automated mechanical engineering (USATU, 1971). Dr. of Tech. Sci. in system analysis, automatic control and heat engines (USATU, 1989). Scientific interests: automatic control systems and control of aircraft power plants.

**TRUSHIN, Vladimir Alekseevich**, Prof., Dept. of Aviation Heat-and-Power Engineering. Dr. of Tech. Sci. Scientific interests: modeling and calculation of turbines.

**GANEV, Almir Amirovich**, Prof., Dept. of Machinery and Foundry Technology. Dipl. Ing. of non-ferrous metallurgy (USATU, 1963). Dr. of Tech. Sci. in metallurgy and foundry (UGTU-UIPI, Ekaterinburg, 2000). Scientific interests: metallurgy and synthesis of high-temperature strength alloys.

**ABDULNAGIMOV, Ansaf Irekovich**, associate scientist, Dept. of Automated Control and Management Systems. Master of Technics & Technology (USATU, 2007). Cand. of Tech. Sci. in syst. analysis and control (USATU, 2012). Scientific interests: automatic control, identification and system safety of aircraft engines.