

УДК 629.7.035

**Г.Г. КУЛИКОВ, В.С. ФАТИКОВ, В.А. ТРУШИН, А.А. ГАНЕЕВ,
А.И. АБДУЛНАГИМОВ***Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия*

КОНЦЕПЦИЯ МОНИТОРИНГА ТЕРМОНАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ И РЕСУРСА ЛОПАТОК ВЫСОКОНАГРУЖЕННЫХ ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД

В аспекте современной стратегии эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) предложена концепция системы мониторинга термонапряженного состояния и оценки остаточного ресурса рабочих лопаток (РЛ) турбин с учетом изменения структуры и предельных характеристик материала РЛ в процессе эксплуатации. Накопление данных производится за все время полета в памяти бортового канала мониторинга – интеллектуального пирометрического модуля (ИПМ) в составе распределенной системы автоматического управления, контроля и диагностики (САУКиД, или FADEC) ГТД. Оценка остаточного ресурса РЛ производится САУКиД по совокупности данных прямых измерений ИПМ, данных встроенной модели полей температур и напряжений в теле каждой РЛ в реальном времени и данных экспертной системы (ЭС) состояния материала РЛ. Экспертная система накапливает и оценивает результаты технологических инструментальных исследований материала РЛ для всего парка однотипных ГТД, проводимых в течение этапов изготовления, эксплуатации и ремонта. Данные ЭС передаются в бортовой канал мониторинга по интерфейсным каналам системы информационной поддержки ГТД.

Ключевые слова: мониторинг, интеллектуальный пирометрический модуль, лопатка турбины, встроенная модель термонапряженного состояния, статистическая модель состояния материала, остаточный ресурс, FADEC, ГТД.

Введение

Для перспективных систем эксплуатации по состоянию авиационного ГТД характерна тенденция разработки и применения в бортовых системах интеллектуальных средств и алгоритмов неразрушающего контроля и диагностики состояния ГТД и его элементов с широким спектром диагностических функций¹. Это стало возможным во многом благодаря развитию и применению бортовых математических моделей двигателя и его систем, работающих параллельно с двигателем в режиме реального времени [1, 2]. Внедрение указанных средств и алгоритмов на борт носит объективный характер и имеет вполне очевидную цель - получение достоверной оценки состояния, выявления отказов и обеспечения безопасного функционирования двигателей силовой установки для их каждого конкретного текущего состояния.

Для наиболее ответственных и критичных в отношении ресурса двигателя элементов «горячей» части требуется организация в составе системы управле-

В первую очередь это относится к рабочим лопаткам (РЛ) высоконагруженных турбин с высоким уровнем температуры газа перед турбиной, характерным для современных и перспективных ГТД.

Сложность контроля прочностных и ресурсных характеристик РЛ турбин в процессе эксплуатации заключается в определении параметров текущих и особенно предельных состояний материала лопатки при воздействии всего комплекса нагрузок с учетом эффектов взаимодействия ползучести, усталости, фазовых и структурных изменений материала лопаток. Следует также учесть, что реальные условия эксплуатации двигателей одного и того же типа могут довольно сильно отличаться, например, из-за эксплуатации в различных климатических поясах, а также в связи изменением режимов работы двигателей, программ и профилей полета. Поэтому очевидный интерес представляют исследование и разработка методов определения и приведения остаточного ресурса РЛ к действительным условиям эксплуатации двигателя на статических и динамических режимах.

Параметрами приведения ресурса РЛ к действительным условиям эксплуатации, по мнению авторов, могут быть температура и напряжения в РЛ, в

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (гранты №12-08-31279, 12-08-97027).

наибольшей степени определяющие долговечность РЛ [2].

С учетом изложенного в настоящей статье сделана попытка на основе современных стратегий эксплуатации по состоянию авиационных ГТД предложить концептуальные подходы к созданию бортовой системы постоянного контроля (мониторинга) фактического термонапряженного состояния РЛ турбин и определения остаточного ресурса РЛ в конкретных условиях эксплуатации с учетом изменения структуры и характеристик материала РЛ в процессе выработки ресурса.

1. Современные стратегии эксплуатации по состоянию авиационных ГТД методологический подход)

Современные подходы к реализации главных стратегий развития ГТД - эксплуатации по состоянию и обеспечения системной безопасности - предполагают «интеллектуализацию» всех подсистем ГТД и информационное взаимодействие с САУКиД (FADEC) с целью достоверной оценки состояния, выявления отказов, и обеспечения нормальной работы двигателя алгоритмическими средствами - за счет реконфигурации системы управления [1, 2]. Алгоритмические возможности контроля и диагностики резко возрастают при использовании в системах FADEC бортовых математических моделей двигателя (БММД). С помощью БММД в реальном времени можно определить основные неизмеряемые параметры двигателя (расходы воздуха и газа, температура газов перед турбиной, запас устойчивости и КПД компрессора, тяга и др.) с учетом изменения технического состояния двигателя в эксплуатации [3]. Алгоритмы управления, контроля и диагностики состояния двигателя с использованием совокупности штатно измеряемых и неизмеряемых параметров намного информативнее и точнее, так как для их верификации могут использоваться данные для всего парка двигателей одного наименования в зависимости от штатно измеряемых параметров, режимов полета и технического состояния двигателя. Это позволяет применить более гибкие и рациональные методологические подходы к эксплуатации двигателя по состоянию. В частности, современные стратегии эксплуатации по состоянию авиационных ГТД допускают возможность ограниченной по времени и режимам эксплуатации с «отложенными» строго регламентируемыми неисправностями двигателя. Это обстоятельство усиливает необходимость организации мониторинга состояния узлов и систем двигателя с целью обеспечения оценки остаточного ресурса в зависимости от технического состояния.

С учетом этого подхода принципиально важными моментами в организации эксплуатации ГТД по состоянию представляются следующие методологические аспекты:

1. ГТД декомпозируется на подсистемы, например, в соответствии с предлагаемой в работе [4] классификацией:

- автоматического управления и контроля;
- топливные;
- диагностики;
- пусковые;
- воздушные;
- смазки и суфлирования;
- гидравлические;
- дренажные.

2. В каждой из подсистем предполагается наличие встроенной системы контроля (ВСК) в аппаратно-программном исполнении, которые могут взаимодействовать с ВСК других подсистем.

3. Для поддержки принятия решений по состоянию подсистем и систем в целом предполагается установление правил для компенсирующих действий путем реконфигурации САУКиД в реальном времени и для отложенных неисправностей - в процессе эксплуатации.

4. Предполагается, что контроль и диагностика осуществляется программно-аппаратными средствами САУКиД, а также дополнительными, к которым можно отнести программно-аппаратные средства подсистем мониторинга состояния наиболее ответственных и критичных в отношении ресурса двигателя элементов.

5. Разработка методологического, алгоритмического, модельного и программного обеспечения для всех средств программно-аппаратного комплекса производится по известным стандартам в следующей иерархической логической структуре состояний подсистем:

- а) анализ в автономном режиме;
- б) системный анализ взаимодействия подсистем, в том числе при отказах;
- в) отложенные неисправности.

Обобщенная структура методического обеспечения может быть представлена нижеприведенной схемой на рис. 1.

Как уже было отмечено, в настоящее время БММД позволяют в системе FADEC получать в реальном времени точные значения неизмеряемых параметров по тракту двигателя (расходы и температуры воздуха и газа). Это дает возможность использовать их в бортовых моделях расчета параметров термонапряженного состояния для оценки остаточного ресурса элементов «горячей» части, в частности лопаток турбины.

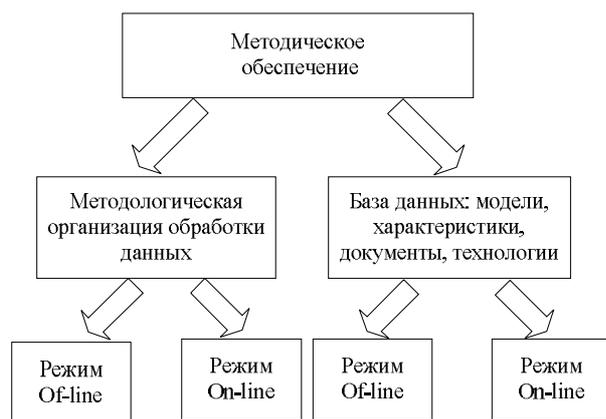


Рис. 1. Обобщенная структура методического обеспечения

С другой стороны, тенденции развития стратегий эксплуатации по состоянию диктуют необходимость повышения точности и эффективности систем управления, контроля, диагностики и оценки остаточного ресурса ГТД в зависимости от его текущего технического состояния. Исходя из сказанного, организация интеллектуального мониторинга состояния рабочих лопаток турбин современных и перспективных двигателей является актуальной проблемой.

2. Концепция мониторинга термонапряженного состояния и ресурса лопаток высоконагруженных турбин авиационных ГТД

В алгоритмах управления и контроля ГТД широко используется косвенная защита лопаток турбины путем ограничения режимов по температуре газов за турбиной. С развитием бортовых математических моделей двигателя (БММД) [1] появилась возможность контроля по температуре газа перед турбиной, которая намного информативней. Кроме того, на ряде зарубежных и отечественных двигателей установлены бортовые оптикоэлектронные пирометрические устройства (пирометры), контролирующие температуру поверхности каждой из РЛ по линии сканирования оптического луча с достаточно высокой точностью ~8-12 град С [2].

Использующиеся в бортовых системах контроля методы прогнозирования остаточного ресурса базируются на расчете эквивалентной выработки ресурса РЛ турбины за каждый полет - суммировании времени работы двигателя (двигатели НК-86, ПС-90 самолетов ИЛ-86, ИЛ-96, ТУ-204 и др.) на различных режимах по частоте вращения (взлетном, номинальном, крейсерском и др.) и соответствующих им характеристиках длительной прочности материала. Однако частота вращения неоднозначно определяет нагруженное состояние РЛ. Кроме того,

данный метод контроля не позволяет учитывать индивидуальные геометрические характеристики РЛ (определяющие расход охлаждающего воздуха и тепловое состояние лопатки), а также не учитывает изменение характеристик длительной прочности материала от наработки и поэтому не может исключить случаев разрушения лопаток турбин в эксплуатации.

Известно, что контроль и диагностика состояния материала РЛ производится в течение жизненного цикла двигателя различными методами и инструментальными средствами неразрушающего контроля: при изготовлении, ремонте, в эксплуатации (оптические трубки, ультразвуковой, токовихревой, рентгеноскопический методы и др.). Кроме того, проводятся металлургические исследования материала лопаток после ресурсных испытаний, при внеплановых ремонтах двигателей, расследованиях аварий и т.п. Вся эта информация рассредоточена по предприятиям и бывает востребована только эпизодически, в основном при расследованиях аварий. Она также может быть сконцентрирована в базе данных и использована в системе мониторинга для накопления и оценки статистики характеристик материала рабочих лопаток в течение жизненного цикла по всему парку однотипных двигателей.

Исходя из вышеизложенного, может быть предложена следующая концепция бортового канала мониторинга термонапряженного состояния и оценки остаточного ресурса рабочих лопаток (РЛ) турбин с учетом изменения структуры и характеристик материала РЛ в процессе эксплуатации.

Накопление данных производится за все время полета в памяти бортового интеллектуального пирометрического модуля (ИПМ) в составе распределенной системы автоматического управления, контроля и диагностики (САУКиД), или FADEC. Структура информационных потоков ИПМ в составе САУКиД приведена на рис. 2. В составе ИПМ математическая модель теплонапряженного состояния РЛ в реальном масштабе времени рассчитывает поля температур T_i и напряжений σ_i по каждому элементу разбиения РЛ (номинальной геометрии). Бортовой вариант модели для стационарных и нестационарных режимов предложен авторами в работе [2] и основан на решении известного уравнения теплопроводности: $q = -\lambda \text{grad } t$ [6] методом элементарных балансов П.А. Ваничева с граничными и начальными условиями, определяемыми конструкцией лопатки и системы ее охлаждения. Алгоритм идентификации расчетных значений температур по каждой лопатке основан на сдвиге поля температур на величину разности расчетной и измеренной ИПМ температурой в базовых точках линии сканирования оптического луча [2]. По фактическим зна-

чениям температур T_{if} и напряжений σ_{if} определяется значения приведенного ресурса для каждой лопатки. Значения предельных характеристик материала хранятся в статистической модели состояния материала. Оценка остаточного ресурса РЛ производится САУКиД по совокупности данных прямых измерений ИПМ, данных встроенной модели полей температур и напряжений в теле каждой РЛ в реальном времени и данных экспертной системы (ЭС) состояния материала РЛ.

Экспертная система накапливает и оценивает результаты технологических инструментальных исследований материала РЛ для всего парка однотипных ГТД, проводимых в течение этапов изготовления, эксплуатации и ремонта. Данные ЭС передаются в бортовой канал мониторинга по интерфейсным каналам системы информационной поддержки ГТД. Бортовой интеллектуальный пирометрический модуль (ИПМ) унифицированной конструкции включает 2 канала измерения температуры поверхности каждой из рабочих лопаток по линии сканирования оптического луча пирометра и встро-

енную математическую модель расчета полей температур и напряжений в теле РЛ [2].

3. Бортовая статистическая модель состояния материала рабочих лопаток

В алгоритмах расчета параметров термонапряженного состояния и приведенного остаточного ресурса сопловых и рабочих лопаток турбин на статических и динамических режимах, приведенных в работе [2], принято допущение о постоянстве значений предельных характеристик материала как для нового (без наработки на двигателе) материала. Но поскольку структурные и фазовые изменения в материале лопаток играют важную роль во влиянии на надежность и долговечность лопаток [5], оценивать влияние различных аспектов эксплуатации двигателей на надежность и долговечность РЛ необходимо с учетом эффектов взаимодействия ползучести, усталости, фазовых и структурных изменений материала лопаток, которые определяют следующие показатели:

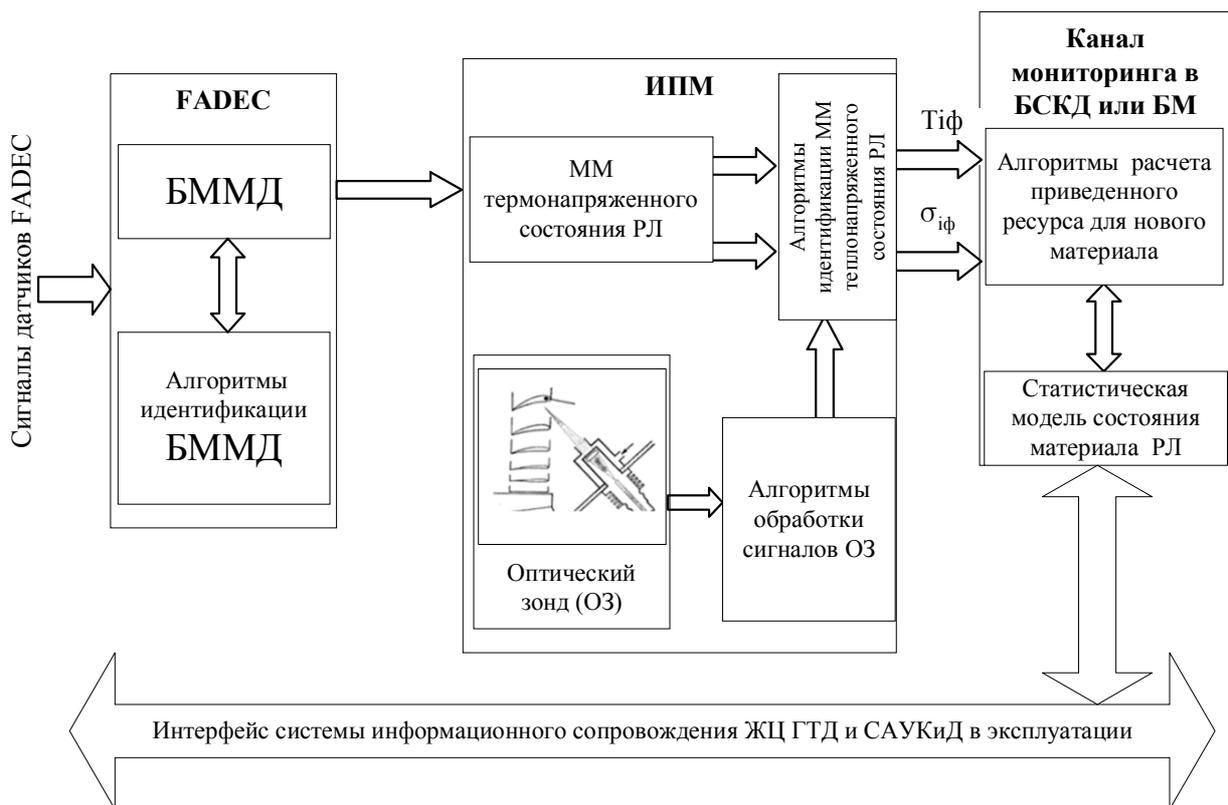


Рис. 2. Структура информационных потоков ИПМ в составе САУКиД

- состав и количество γ -фазы;
- состав и количество γ' -фазы;
- тип, состав и количество карбидов;
- тип, состав и количество боридов;
- тип, состав и количество μ -фазы;

- тип, состав и количество η -фазы;
- тип, состав и количество σ -фазы;

С увеличением σ , T , τ происходят структурные изменения: уменьшение γ -фазы, γ' -фазы, коагуляция γ' -фазы, увеличение μ -фазы, η -фазы, σ -фазы, что

приводит к уменьшению длительной пластичности (сплав «охрупчивается»), жаропрочности, долговечности.

Следует отметить, что термонапряженное состояние является главенствующим фактором в спектре нагрузок на РЛ как на статических, так и на переходных режимах работы ГТД. В данной модели входными параметрами являются температура и суммарные напряжения в лопатке, а также параметры термоциклов, определяемые по данным ИПМ. Выходными параметрами являются максимально допустимые (предельные) значения критериев, определяющих свойства материала РЛ, в частности, предел длительной прочности материала σ_{tt} . Качественный характер изменения σ_{tt} от критерия Ларсона - Миллера, используемого в алгоритме расчета эквивалентного ресурса РЛ [2] показан на рис. 3. В данном алгоритме по фактическому распределению температур рассчитываются термические напряжения σ_i в элементах РЛ и по заданному запасу прочности:

$$K_s = s_{t,t} / s = (1,5 \dots 2,5).$$

Определяется предел длительной прочности $\sigma_{\tau,t} = \sigma_i \cdot K_s$, по которому находится параметр Р Ларсона-Миллера для данного материала:

$$P = (t + 273) \cdot (\lg \tau + 20) = f(\sigma_{\tau,t}),$$

где: t – температура ($^{\circ}\text{C}$),

τ – ресурс (час).

Отношение τ к эквивалентному ресурсу τ_{\min} для взлетного режима определится по соотношению $\varepsilon = \tau / \tau_{\min}$.

В алгоритме расчета ресурса по малоцикловой усталости используются критериальные зависимости допустимого числа циклов N от максимальной температуры цикла элемента и величины размаха термических напряжений в элементе РЛ [2].

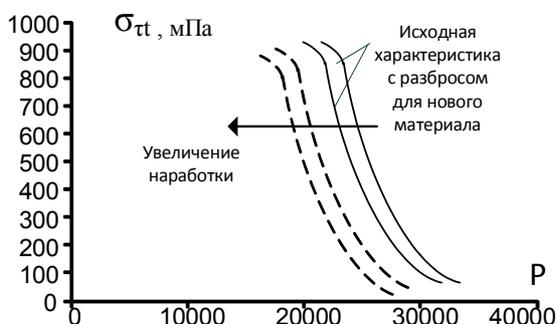


Рис. 3. Качественный характер зависимости длительной прочности материала РЛ от эксплуатационной наработки РЛ

4. Информационная структура системы интеллектуального мониторинга состояния и ресурса рабочих лопаток турбин

Изменение характеристик определяется по результатам инструментальных и модельных (расчетных, прогнозирующих) исследований материала РЛ, проводимых на этапах жизненного цикла. Анализ этих материалов и результатов исследований выполняется специальной экспертной системой в составе системы интеллектуального мониторинга состояния и ресурса рабочих лопаток турбин, а информация помещается в единую для всего парка однотипных двигателей базу данных характеристик материала лопаток РЛ. Информация в базе данных будет пополняться в течение всего жизненного цикла и, соответственно, обновляться данные в бортовой статистической модели характеристик материала. По текущей информации ИПМ о фактических значениях температур и напряжений в реперных точках каждой РЛ и реальным предельным характеристикам материала контроль состояния и расчет остаточного ресурса РЛ будут намного достовернее. Анализ статистических данных состояния материала позволит разработать более корректные подходы к оценке прочностной надежности и прогнозированию ресурса РЛ, чем традиционно используемые в настоящее время. Информационная структура системы интеллектуального мониторинга состояния и контроля остаточного ресурса рабочих лопаток турбин представлена на рис.4.

По мнению авторов, реализация предложенной концепции информационной системы интеллектуального мониторинга может обеспечить успешное решение проблемы контроля и диагностики состояния рабочих лопаток (РЛ) турбин ГТД нового поколения.

Заключение

Предложена концепция информационной системы интеллектуального мониторинга термонапряженного состояния и оценки остаточного ресурса рабочих лопаток (РЛ) турбин ГТД нового поколения по измеряемым и неизменяемым на борту параметрам и статистическим данным изменения структуры и предельных характеристик материала РЛ, накапливаемым в наземной части системы в течение всего жизненного цикла двигателя. Ядром бортовой системы мониторинга должен быть унифицированный интеллектуальный пирометрический модуль распределенной системы автоматического управления, контроля и диагностики (FADEC), обеспечивающий точность идентифицируемых значений температур и напряжений в каждой рабочей лопатке.

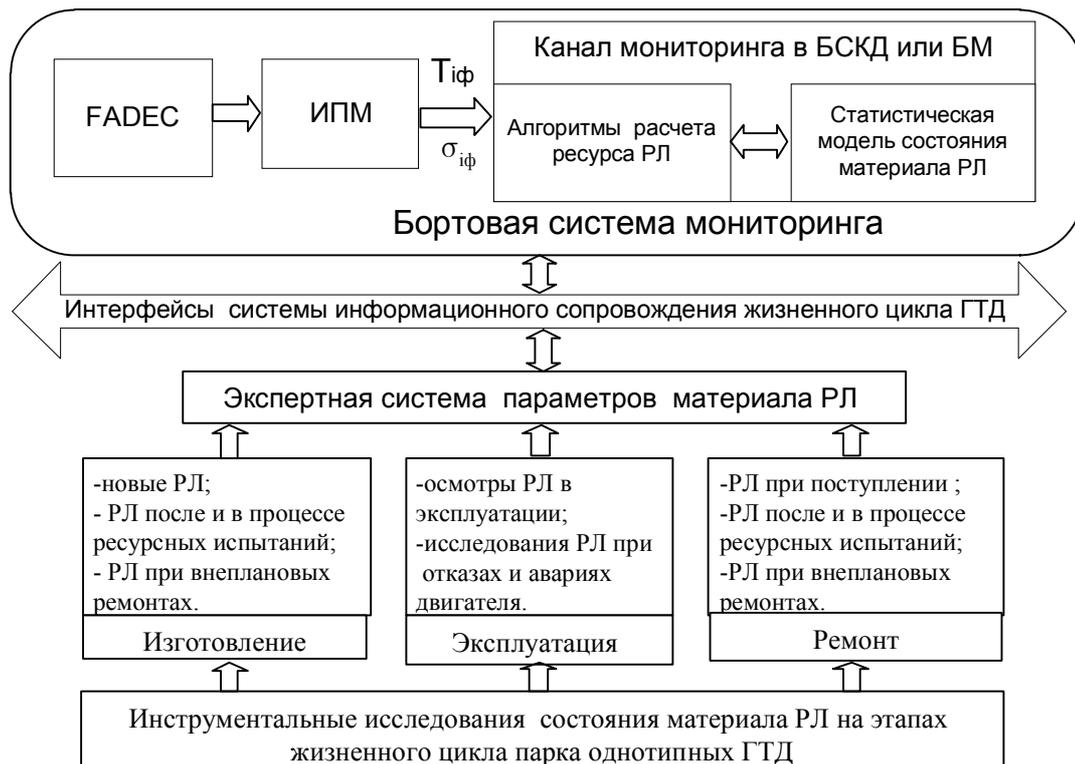


Рис. 4. Информационная структура системы интеллектуального мониторинга состояния и ресурса рабочих лопаток турбин

Литература

1. Системы автоматического управления авиационными газотурбинными двигателями [Текст] / под ред. О.С. Гуревича. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 264 с.

2. Информационная технология интеграции интеллектуального пирометрического модуля в систему управления, контроля и диагностики (FADEC) ГТД [Текст] / Е.В. Распопов, Г.Г. Куликов, В.А. Трушин, В.С. Фатиков, Т.П. Андреева, И.Т. Губайдуллин // Вестник УГАТУ. – 2010. – Т.14, №3(38). – С.101 – 110.

3. Мельникова, Н.С. Вычисление в процессе эксплуатации ТРДДФ температуры газа в камере сгорания для формирования алгоритмов управления

[Текст] / Н.С. Мельникова, Г.В. Добрянский // Вестник УГАТУ. – 2008. – Т.11, №1(28). – С. 28 – 33.

4. Иноземцев, А.А. Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст]: учеб. / А.А. Иноземцев, М.А. Нухамкин, В.Л. Сандрацкий. – М.: Машиностроение, 2008. – 187 с.

5. Суперсплавы II: Жаропрочные материалы для аэрокосмических и промышленных энергоустановок [Текст] / под ред. Ч.Т. Симса, Н.С. Столофа, У.К. Хагеля: пер. с англ. В 2-х кн. Кн. 2. / под ред. Р.Е. Шалина. – М.: Металлургия, 1995. – 348 с.

6. Михеев, М.А. Основы теплопередачи [Текст] / М.А. Михеев. – М.: Госэнергоиздат, 1949. – 396 с.

Поступила в редакцию 31.05.2013, рассмотрена на редколлегии 13.06.2013

Рецензент: д-р техн. наук, ст. науч. сотр., проф. кафедры автоматизированных систем управления В.Ю. Арьков, Уфимский государственный авиационный технический университет, Россия.

КОНЦЕПЦІЯ МОНІТОРИНГУ ТЕРМОНАПРУЖЕНОГО СТАНУ І РЕСУРСУ ЛОПАТОК ВИСОКОНАВАНТАЖЕНИХ ТУРБІН АВІАЦІЙНИХ ГТД

Г.Г. Куликов, В.С. Фатіков, В.О. Трушин, А.А. Ганєєв., А.І. Абдулнагімов

В аспекті сучасної стратегії експлуатації авіаційних газотурбінних двигунів (ГТД) запропоновано концепцію системи моніторингу термонапруженого стану і оцінки залишкового ресурсу робочих лопаток (РЛ) турбін із урахуванням зміни структури та граничних характеристик матеріалу РЛ в процесі експлуатації. Накопичення даних виконується за весь час польоту в пам'яті бортового каналу моніторингу – інтелектуа-

льного пірометричного модуля (ІПМ) у складі розподіленої системи автоматичного управління, контролю і діагностики (САУКІД, або FADEC) ГТД. Оцінка залишкового ресурсу РЛ виконується САУКІД за сукупністю даних прямих вимірювань ІПМ, даних вбудованої моделі полів температур і напружень в тілі кожної РЛ в реальному часі та даних експертної системи (ЕС) стану матеріалу РЛ. Експертна система накопичує та оцінює результати технологічних інструментальних досліджень матеріалу РЛ для всього парку однотипних ГТД, які проводяться на протязі етапів виробництва, експлуатації і ремонту. Дані ЕС передаються в бортовий канал моніторингу по інтерфейсних каналах системи інформаційної підтримки ГТД.

Ключові слова: моніторинг, інтелектуальний пірометричний модуль, лопатка турбіни, вбудована модель термонапруженого стану, статистична модель стану матеріалу, залишковий ресурс, FADEC, ГТД.

MONITORING CONCEPT OF THERMAL STRESS STATE AND BLADE RESOURCE FOR HEAVY-DUTY GAS TURBINES

G.G. Kulikov, V.S. Fatikov, V.A. Trushin., A.A. Ganeev., A.I. Abdalnagimov

In the aspect of modern strategy of the maintenance of aircraft gas turbine engines, the concept of the monitoring system of the thermal stress state and residual resource assessment of rotor blades (RB) of turbines is proposed taking into account the changes in the structure and the limiting characteristics of the RB material in operation. The data of all flight time accumulates in the memory of on-board monitoring circuit – in intelligent pyrometer module (IPM) which is the part of the distributed automatic control, condition-monitoring and diagnostic system (or FADEC) of gas turbines. The estimation of the residual resource of RB is made by the FADEC on a data set of direct measurements of IPM, on a data of integrated model of temperature fields and stress in the body of each RB in real-time and on a data of the expert system of the RB material state. The expert system collects and evaluates the results of technological tool researches of material for the entire fleet of similar gas turbines, which carried out through the stages of manufacture, operation and repair. The data of the expert system are transmitted to the on-board monitoring circuit via interface channels of the information support system of gas turbines.

Key words: monitoring, intelligent pyrometric module, turbine blade, built-in thermal stress state model, statistical model of material state, residual resource, FADEC, gas turbine engines.

Куликов Геннадий Григорьевич – д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой автоматизированных систем управления Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия, e-mail: gennadyg_98@yahoo.com.

Фатиков Виктор Сергеевич – канд. техн. наук, вед. науч. сотр., доцент кафедры автоматизированных систем управления Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия.

Трушин Владимир Алексеевич – д-р техн. наук, профессор кафедры авиационной теплотехники и теплоэнергетики Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия.

Ганеев Альмир Амирович – д-р техн. наук, профессор кафедры машин и технологии литейного производства Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия, e-mail: kmitlp@mail.ru.

Абдулнагимов Ансаф Ирекович – канд. техн. наук, ст. преподаватель кафедры автоматизированных систем управления Уфимского государственного авиационного технического университета, Уфа, Россия, e-mail: ansafufa@mail.ru.