

МОНИТОРИНГ ПАРАМЕТРОВ ТЕРМОНАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ АВИАЦИОННОГО ГТД И ОЦЕНКА ИХ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА

Г. Г. Куликов¹, В. А. Трушин², А. И. Абдулнагимов³

¹gennadyg_98@yahoo.com, ²trushinf@ufanet.ru, ³abdulnagimov@gmail.com

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

Поступила в редакцию 07.02.2017

Аннотация. Предложена концепция мониторинга параметров термонапряженного состояния лопаток турбины авиационного ГТД и оценка их остаточного ресурса с учетом изменения свойств материала. Описана структура бортовой системы мониторинга и контроля с интеллектуальным пирометрическим модулем и алгоритмом расчета остаточного ресурса рабочих лопаток турбины. Приведены результаты расчетов температурного состояния лопатки турбины в двумерной и трехмерной постановке.

Ключевые слова: мониторинг, лопатка турбины, пирометрический модуль, термонапряженное состояние, остаточный ресурс, САУ, ГТД.

ВВЕДЕНИЕ

Охлаждаемые рабочие лопатки авиационных турбин являются наиболее ответственными, критичными и дорогостоящими элементами «горячей» части двигателя. С ужесточением требований по надежности и безопасности к современным и перспективным газотурбинным двигателям (ГТД) возникает потребность непрерывного мониторинга термонапряженного состояния рабочих лопаток (РЛ) турбин с оценкой расхода ресурса работы во времени. Особенно это актуально для РЛ высоконагруженных турбин с высоким уровнем температуры газа перед турбиной.

Учитывая, что не существует простой связи между основными параметрами двигателя и напряжениями в критических точках деталей, подверженных тепловому воздействию, наиболее точным и оперативным способом представляется расчет на борту по замеряемым параметрам режимов работы ГТД в полете расхода ресурса для критических точек детали.

Известны системы сканирования температурного состояния лопаток, проводимые зарубежными разработчиками и производителями авиационных двигателей Rolls-Royce, Pratt&Whitney, General Electric, по созданию бортовых систем мониторинга и контроля, осуществляющие регистрацию параметров двигателя и анализ его состояния во время полета с возможностью использования статистики по результатам эксплуатации техники. В самолетах

последних линеек Boeing, Airbus и McDonnell Douglas используются системы быстрого непрерывного мониторинга состояния двигателя GE90, в которых собирается, записывается вся информация с двигателя, включая измерения температурного распределения в нескольких точках по радиусу турбины (имеются штатные бортовые средства оптической пирометрии разработки фирмы «Land Instruments International», Великобритания).

Что касается методов прогнозирования остаточного ресурса в бортовых системах контроля, то они базируются на расчете эквивалентной выработки ресурса за каждый полет – суммировании времени работы двигателя (двигатели НК-86, ПС-90 самолетов ИЛ-86, ИЛ-96, ТУ-204 и др.) на различных режимах и соответствующих им характеристиках длительной прочности материала. Данный метод контроля применительно к рабочим лопаткам не позволяет учитывать индивидуальные геометрические характеристики (определяющие расход охлаждающего воздуха и тепловое состояние лопатки), и поэтому не может обезопасить от случаев разрушения лопаток турбин в эксплуатации. С появлением интеллектуальных пирометров, осуществляющих сканирование распределения температур во всем радиусе турбины, появляется возможность проводить данные расчеты на борту с повышенной точностью и достоверностью [1, 2].

МОДЕЛЬ ИЗМЕНЕНИЯ (ДЕГРАДАЦИИ) СТРУКТУРНЫХ, ФАЗОВЫХ И ПРОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРИАЛА ЛОПАТОК

Мониторинг вычисляемых параметров теплонапряженного состояния лопатки должен проводиться в наиболее напряженных сечениях с учетом модели деградации структурных, фазовых и прочностных характеристик материала лопаток в процессе эксплуатации.

С увеличением напряжения σ , температуры T и ресурса τ происходят структурные изменения материала лопаток: уменьшение γ -фазы, γ' -фазы, коагуляция γ' -фазы, увеличение μ -фазы, η -фазы, σ -фазы, что приводит к уменьшению длительной пластичности, жаропрочности, долговечности.

На статических и на переходных режимах работы ГТД термонапряженное состояние является определяющим фактором в спектре нагрузок на РЛ. Предлагается применить модель учета деградации характеристик материала (рис. 1), определяемой по статистическим данным, получаемым в процессе жизненного цикла РЛ и накапливаемым при различного рода исследованиях ее материала.



Рис. 1. Модель деградации характеристик материала лопатки ГТД

В данной модели входными параметрами являются температура, суммарные напряжения в лопатке и параметры термоциклов, определяемые в процессе мониторинга с учетом данных с интеллектуального пирометрического модуля (ИПМ). Выходными параметрами модели являются максимально допустимые (предельные) значения критериев, определяющие свойства материала РЛ от критерия Ларсона–Миллера P и предела длительной прочности материала σ_{τ} , рассчитываемого как произведение действующих напряжений $\sigma_{\text{действ}}$ на запас прочности K_{σ} .

РАСЧЕТ ТЕРМОНАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ

Алгоритм расчета термонапряженного состояния РЛ турбины основан на решении известной гипотезы Фурье: $q = -\lambda \text{grad } t$ методом элементарных балансов А. П. 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 интеллектуальным пирометрическим модулем (ИПМ) температур в базовых точках линии сканирования оптического луча. Расчет нестационарных температур в лопатке осуществляется конечно-разностным методом [3].

По заданным режимным параметрам рассчитываются температуры лопатки в элементах разбиения в сечении. По полученному распределению температур в сечении рассчитываются термические напряжения σ_i во всех элементах разбиения. На термические напряжения накладываются напряжения от центробежных сил, динамические напряжения от высокочастотной вибрации ротора, напряжения от газовых сил, замеряемые соответствующими датчиками или вычисляемые по известным зависимостям, и далее определяются суммарные напряжения $\sigma_{\text{действ}}$ в элементах.

При проектировании сложной геометрии внутренней полости охлаждаемой лопатки, например, петлевой схемы (рис. 2), расходы охлаждающего воздуха G_i по участкам трактов и ответвлениям, в том числе и в отверстиях перфорации, определяются по уравнению:

$$G_i = \mu F p_{1,i} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{1}{RT_{1,i}} \left[\left(\frac{p_{2,i}}{p_{1,i}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_{2,i}}{p_{1,i}} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}, \quad (1)$$

где k – отношение изобарной теплоемкости к изохорной; μ – коэффициент динамической вязкости; p – давление; T – абсолютная температура; F – площадь поперечного сечения канала (подстрочный индекс i относится к расчетному участку тракта; подстрочный индекс 1 – ко входу в участок тракта, индекс 2 – к выходному сечению расчетного участка).

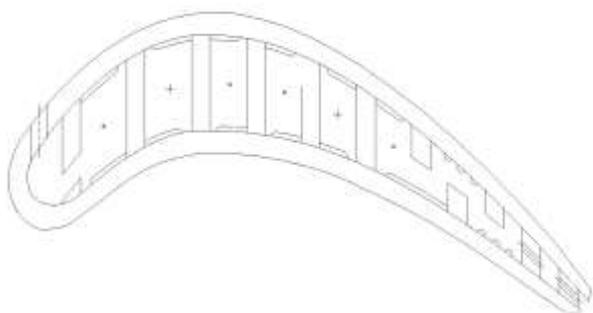


Рис. 2. Поперечное сечение пера рабочей лопатки турбины

При прохождении i -го участка могут быть утечки воздуха ΔG_i через отверстия перфорации в стенке лопатки, определяемые аналогично (1) по формуле:

$$\Delta G_i = \mu F_i p_i \sqrt{\frac{2k}{k-1} \frac{1}{RT_i} \left[\left(\frac{p_{\text{gas } i}}{p_{\text{air } i}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_{\text{gas } i}}{p_{\text{air } i}} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}. \quad (2)$$

В случае прохождения воздуха через отверстия в перегородке внутри лопатки в формуле (2) вместо $p_{\text{gas } i}$ следует использовать $p'_{\text{air } i}$ за перегородкой.

Допустимое число циклов нагружения N перехода от одной температуры газа к другой (переход с режима на режим) из-за неоднородного теплового и напряженного состояния определяется малоциклового усталостью, что описано в работе [4, 5].

СТРУКТУРА ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ МОНИТОРИНГА И КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ И ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН

В состав бортового ИПМ (рис. 3) входят оптический зонд (ОЗ), модули преобразователя оптических сигналов ОЗ в электрические и одноплатный компьютер со специальным программным обеспечением. Бортовой ИПМ может быть выполнен в виде унифицированной конструкции по отраслевым стандартам ОСТ 1 04043-2008 [6].

Опыт прямого измерения фактической температуры поверхности каждой рабочей лопатки посредством оптического пирометрического преобразователя (ОПП) показывает, что на основе его данных возможно выполнить иденти-

фикацию 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.

Временная реализация выходного сигнала ОЗ помимо текущей температуры лопаток содержит большое количество информации о параметрах режима работы двигателя, например, о частоте вращения ротора турбины. Данный сигнал более точный и информативный, в отличие от обычного сигнала с датчика частот вращения в системе автоматического управления, контроля и диагностики (САУКиД). Динамические составляющие этого сигнала могут быть использованы в соответствующих алгоритмах контроля и диагностики для выявления развивающихся неисправностей и повреждений, например, дефектов рабочих лопаток, сколов термобарьерного покрытия, трещин и др.

Дополнительно предлагается накапливать данные за все время полета в памяти бортового ИПМ в составе распределенной САУКиД ГТД. Оценку остаточного ресурса РЛ производить САУКиД в реальном времени по совокупности данных прямых измерений ИПМ, данных встроенной модели полей температур и напряжений, и модели деградации характеристик материала РЛ.

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ ПО РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКЕ

На рис. 4 представлены сопоставительные кривые температур элементов по высоте пера лопатки в двумерной (пунктир – 2D) и в трехмерной постановке (сплошные линии – 3D). Линии со звездочками относятся к температуре охлаждающего воздуха, а линии с кружочками – к температуре газа.

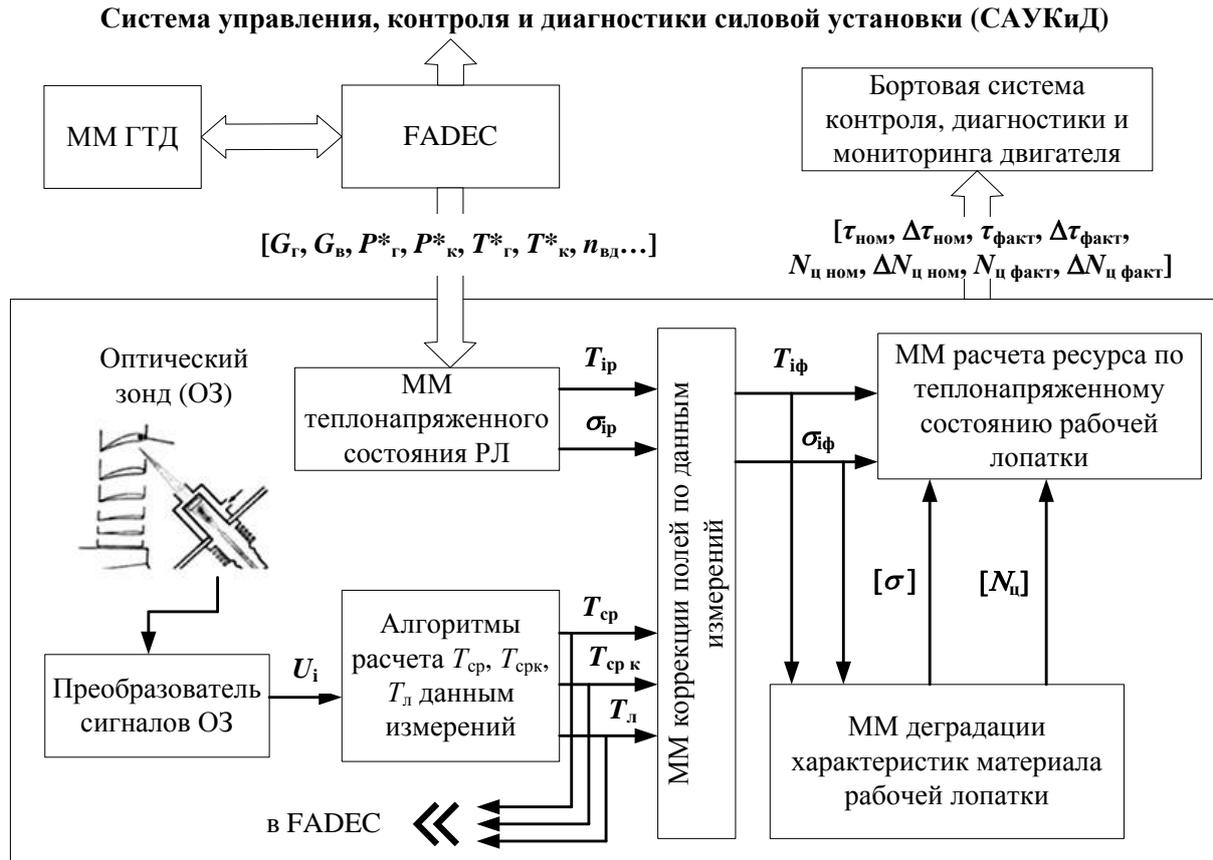


Рис. 3. Структура системы мониторинга и контроля состояния и остаточного ресурса рабочих лопаток турбин:

σ – напряжение; $N_{ц}$ – число циклов; $[N_{ц}]$ – допустимое число циклов; $[\sigma]$ – длительная прочность; τ – ресурс; $\Delta\tau$ – 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_{i} – температура в точках рабочей лопатки; σ_{i} – напряжение в точках лопатки; индекс p – относится к расчетному значению; индекс ϕ – соответствует фактическому значению

Анализ показывает, что при современных очень высоких коэффициентах теплоотдачи со стороны газа и со стороны воздуха можно, на большей части лопатки, пренебрегать тепловыми потоками вдоль ее пера, проводя расчеты температур по двумерной модели. Исключение составляют периферийные участки лопатки, где крышка и борт над крышкой охлаждаются, в основном, теплоотводом в соседние слои в сторону замка и поэтому температурное состояние этих слоев следует рассчитывать по трехмерной модели.

Представленная методика расчета позволяет сопоставлять расчетные данные с показанием ИПМ в процессе непрерывного мониторинга в полете. Это позволит своевременно информировать пилотов о возможных повреждениях лопаток, обеспечивать безопасность полетов и эксплуатировать авиационной техники по состоянию.

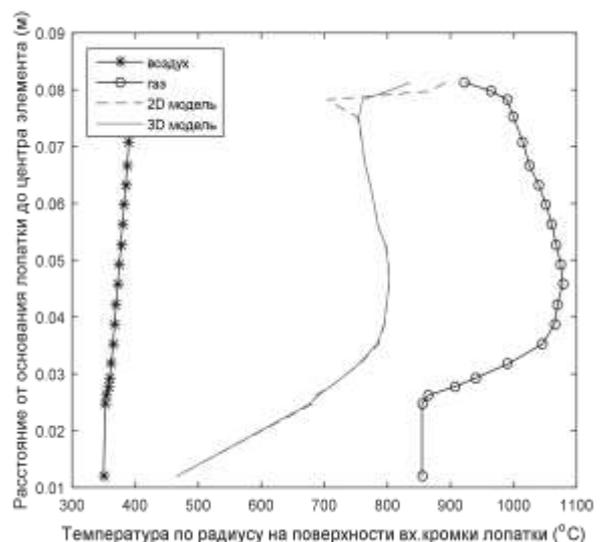


Рис. 4. Температура по радиусу на поверхности входной кромки пера лопатки

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложена концепция мониторинга термонапряженного состояния лопаток высоконагруженных турбин авиационных ГТД, включающая модель деградации характеристик материала и поверхностного слоя лопаток для дальнейшего расчета их остаточного ресурса. Определена структура бортовой системы мониторинга.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Amory, D. C.; Hovan, R. A.** Improving Gas Turbine Efficiency using Optical Pyrometry // *Turbomachinery International*. 2004. pp. 22–24.
2. **Moon, H.K.; Glezer, B.; Mink, B.; Marvin, W.** (1995) Development of a Wide Range Temperature Pyrometer for Gas Turbine Application, ASME-Paper No. 95-GT-126.
3. **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. Vol. 43, pp. 50–67.
4. **Термическая усталость материалов в условиях неоднородного термонапряженного состояния** / Третьяченко Г. Н., Кравчук Л. В., Куриат Р. И. и др. Киев: Наукова думка, 1985. 280 с.
5. **Kulikov, G. G.; Trushin, V. A.; Abdunagimov, A. I.; Ganeev, A. A.** Concept of monitoring for thermostressed state and service life of aircraft gas turbine engine blades. *Russian Aeronautics*. 2016. Vol. 59, № 1. pp. 77–83.
6. **Фатиков В. С., Куликов Г. Г., Трушин В. А., Ганеев А. А., Абдулнагимов А. И.** Концепция интеллектуального мониторинга состояния лопаток турбин в процессе эксплуатации авиационных ГТД // *Вестник УГАТУ*. Уфа, 2013. Т. 17, № 4 (57). С. 11–17.

ОБ АВТОРАХ

КУЛИКОВ Геннадий Григорьевич, проф. 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.

АБДУЛНАГИМОВ Ансаф Ирекович, доцент. 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: Monitoring of thermostressed state parameters of gas turbine blades and their residual life estimation

Authors: G. G. Kulikov¹, V. A. Trushin², A. I. Abdunagimov³

Affiliation:

¹⁻³ Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: ¹gennadyg_98@yhoо.com

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 21, no. 1 (75), pp. 100-104, 2017. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The concept of monitoring of thermostressed state of gas turbine blades and their residual life estimation considering the material properties is proposed. The structure of on-board monitoring and control system including the intelligent pyrometer module and algorithm of residual life calculation of turbine blades is described. The calculation results of a temperature state of the turbine blade are given in 2D and 3D definitions.

Key words: monitoring, turbine blade, pyrometer module, thermostressed state, residual life, automatic control system, gas turbine engine.

About authors:

KULIKOV, Gennady Grigoryevich, prof. of automated control and management systems department. Dipl. Ing. of automated mechanical engineering (UAI, 1971). Dr. of Tech. Sci. in system analysis, automatic control and heat engines (UAI, 1989). Scientific interests: automatic control systems and control of aircraft power plants.

TRUSHIN Vladimir Alekseevich, prof. of aviation heat and power engineering department. Dipl. Ing. of aviation engines (UAI, 1960). Dr. of Tech. Sci. (UAI, 1985). Scientific interests: modeling and calculation of turbines.

ABDUNAGIMOV Ansaf Irekovich, associate professor of automated control and management systems department. Master of Technics & Technology (USATU, 2007). Dr. of Tech. Sci. in syst. analysis and control (USATU, 2012). Scientific interests: automatic control, identification and system safety of aircraft engines.