

УДК 629.7.035:681.5

Е. В. РАСПОПОВ, Г. Г. КУЛИКОВ, В. А. ТРУШИН,
В. С. ФАТИКОВ, Т. П. АНДРЕЕВА, И. Т. ГУБАЙДУЛЛИН

ИНФОРМАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИНТЕГРАЦИИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО ПИРОМЕТРИЧЕСКОГО МОДУЛЯ В СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ, КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИКИ (FADEC) ГТД

Обсуждаются вопросы интеграции интеллектуального пирометрического модуля (ИПМ) с системой управления, контроля и диагностики (FADEC) с целью обеспечения необходимой достоверности, глубины и полноты контроля наиболее критичных, дорогих и определяющих ресурс ГТД компонентов двигателя. Показан положительный эффект интеграции ИПМ с FADEC для обеспечения системной безопасности ГТД. Предложена методика определения эквивалентного остаточного ресурса рабочих и сопловых лопаток турбины по информации от ИПМ и бортовой модели теплонапряженного состояния лопатки. Предложена информационная технология исследования и доводки алгоритмов ИПМ в составе комплексной полунатурной модели ГТД + FADEC, в том числе с учетом отказов ГТД и его систем. *Интеллектуальный пирометрический модуль; оптико-электронные датчики; полунатурная комплексная модель; система автоматического управления; контроля и диагностики; ГТД; системные отказы*

Современные подходы к реализации главных стратегий развития ГТД – эксплуатации по состоянию и обеспечения системной безопасности – предполагают «интеллектуализацию» всех подсистем ГТД и информационное интегрирование с системой управления, контроля и диагностики двигателя (FADEC) с целью достоверной оценки состояния, выявления отказов и обеспечения нормальной работы двигателя за счет реконфигурации FADEC [1].

Наиболее критичными, дорогими и определяющими ресурс двигателя компонентами являются турбинные лопатки высоконагруженных турбин, характерных для современных ГТД [2]. Поэтому в рамках указанных подходов, как показано в работе [3], целесообразна организация мониторинга состояния рабочих лопаток на основе унифицированных [4, 5, 6] оптических пирометрических преобразователей (пирометров).

Средством для реализации мониторинга турбинных лопаток и контроля остаточного ресурса ГТД авторами предлагается интеллектуальный пирометрический модуль (ИПМ), интегрированный с FADEC по информационным

каналам, сочетающий данные прямого измерения температуры лопаток пирометрическим каналом с данными расчета встроенной (бортовой) математической моделью. Создание и отработка такого ИПМ требует создания информационной технологии полунатурного моделирования ИПМ с FADEC при нормальном функционировании, отказах и реконфигурации ГТД и его систем.

В настоящей статье предлагаются подходы и решения авторов по созданию информационных технологий интеграции и отработки предлагаемого интеллектуального пирометрического модуля в составе FADEC, а именно:

- принципы построения, архитектуры, алгоритмов работы унифицированного ИПМ;
- структура бортовой модели (БМ) теплонапряженного состояния турбинных лопаток;
- алгоритм расчета остаточного ресурса лопаток в процессе эксплуатации ТРДДФ по данным ИПМ и БМ;
- структура комплексной полунатурной модели ГТД + FADEC + ИПМ для исследования и отработки алгоритмов интеллектуальной части ИПМ при нормальном функционировании ГТД и его систем и при отказах.

1. СТРУКТУРА УНИФИЦИРОВАННОГО ИПМ

В результате выполненных УНП «Молния» исследований [4] по унификации конструкций бортовых оптических пирометрических

Контактная информация: (347) 272-89-81

Работа выполнена в соответствии с Государственным контрактом № 02.740.11.0764 на выполнение НИР от 12.04.2010 г.

преобразователей, предназначенных для бесконтактного измерения температуры поверхности рабочих лопаток турбин газотурбинных двигателей, разработан отраслевой стандарт ОСТ 1 04043-2008 [6], в котором определена номенклатура общих технических требований и типоразмерный ряд унифицированных конструкций бортовых оптических пирометрических преобразователей. Поэтому интеллектуальный оптико-электронный пирометрический преобразователь (ОЭПП) может быть выполнен в виде унифицированной конструкции (модуля) для различных типов двигателей. В его состав входят:

- оптико-электронный датчик контроля температуры поверхности лопаток турбины;
- электронный блок с модулями преобразователей сигналов датчиков и вычислителя (встроенного процессора) со специальным прикладным обеспечением.

ИПМ по данным измерений и бортовой математической модели поля распределения температур в лопатке выполняет в реальном времени:

- измерение и обработку информации о текущих значениях измеренной оптическим пирометром температуры лопаток турбины, контроль и диагностику теплонапряженного состояния каждой турбинной лопатки;
- расчет расхода и остатка ресурса с учетом всех режимов работы.

Кроме того, возможно включение в состав ИПМ дополнительных оптико-электронных датчиков контроля пламени в форсажной и/или основной камерах сгорания ТРДДФ. Схема ин-

теллектуального пирометрического модуля с дополнительным оптико-электронным датчиком контроля пламени приведена на рис. 1.

Основной методологической проблемой диагностирования состояния лопаток по данным прямого измерения остается интерпретация результатов измерения и прогнозирование будущих состояний ГТД. На рис. 2 представлен фрагмент временной реализации выходного сигнала ОЭПП на интервале времени, равном одному обороту ротора турбины, с указанием абсолютных значений температур. Из данных на рис. 2 следует, что абсолютные значения температур изменяются от 733 °С (отметка «Х»), что соответствует максимальному остаточному ресурсу лопатки до 797 °С (отметка «Г»), что соответствует минимальному остаточному ресурсу.

Временная реализация выходного сигнала ОПП несет в себе большое количество информации, часть которой приходится на очень малые составляющие и может остаться незамеченной. Тем не менее, подобные слабые компоненты важны для выявления развивающихся неисправностей, например, дефектов рабочих лопаток, неустойчивой работы камеры сгорания, компрессора, что следует учитывать в алгоритмах обработки и интерпретации.

Следует особо отметить, что прямое измерение посредством оптического пирометрического преобразователя позволяет определить фактическое температурное состояние любой лопатки.

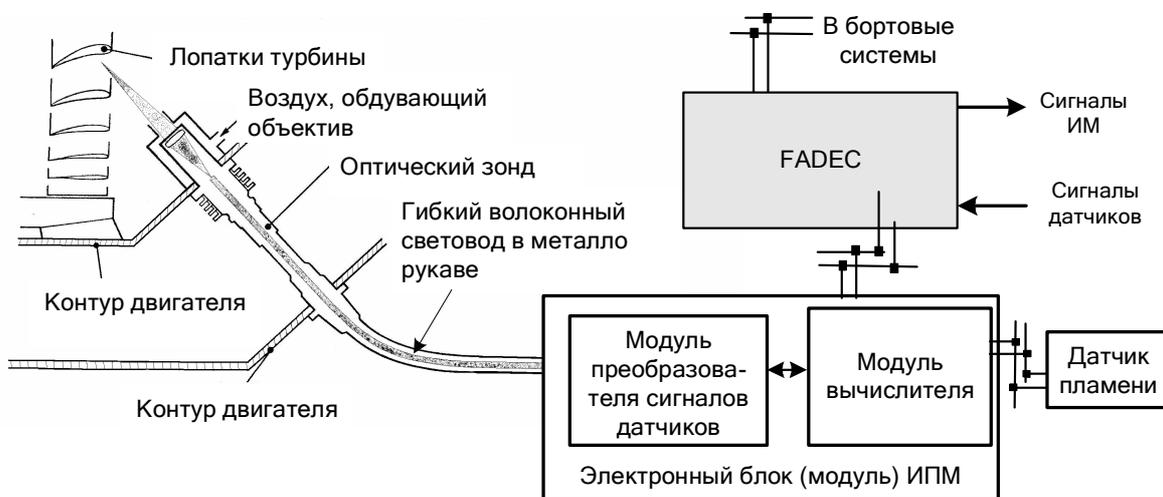


Рис. 1. Схема интеграции FADEC и ИПМ с оптико-электронным датчиком контроля пламени

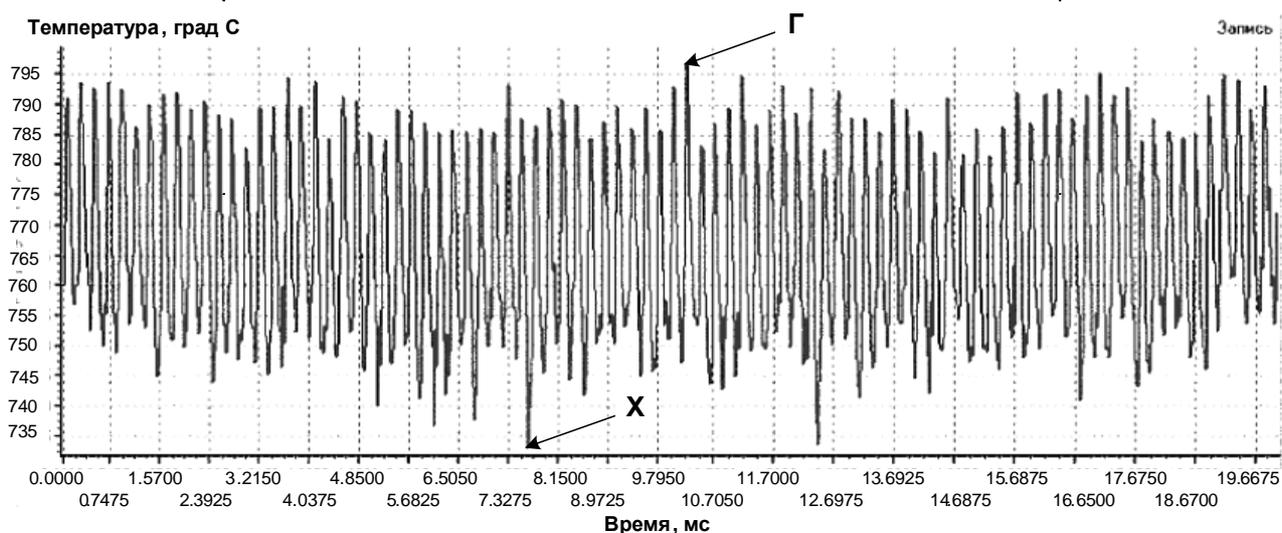


Рис. 2. Фрагмент временной реализации выходного сигнала ОПП на интервале времени, равном одному обороту ротора турбины

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 том числе 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.

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.

Наиболее целесообразным представляется структура интеллектуальной части ИПМ и организация мониторинга состояния лопаток на основе использования данных прямого измерения пирометрическим каналом ИПМ и расчетных данных поля температур по математической модели теплонапряженного состояния лопаток турбины, включенной в ИПМ.

2. АЛГОРИТМ БОРТОВОЙ МОДЕЛИ ТЕПЛОНАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ТУРБИНЫХ ЛОПАТОК ДЛЯ ПИРОМЕТРИЧЕСКОГО КАНАЛА

Необходимость сочетания модельных данных и данных прямого измерения для оценки теплонапряженного состояния лопаток обусловлена следующими обстоятельствами.

На самолете двигатель работает на разных режимах, начиная от малого газа с переходом на взлетный режим, затем на номинальный и, наконец, перед посадкой, на режим малого газа с авторотацией после посадки самолета и отключения подачи топлива. В истребительной авиации двигатель значительное время полета работает на переходных режимах, и лопатки турбины подвержены воздействию нестационарных температур газа с возникновением в них опасных термических напряжений. Применение керамических термобарьерных покрытий (ТБП) на перфорированных лопатках турбины, коэффициенты линейного расширения которых отличаются от таковых для металла лопаток, требует расчетной оценки температур и напряжений в покрытии на любом режиме работы двигателя. Проблема отслоения покры-

тия от лопатки решается нанесением на ее поверхность смеси керамики с металлом, исполняющим роль арматуры в термобарьерном покрытии пористой структуры. При этом многослойное покрытие имеет переменный состав компонентов металла, керамики и газа [7].

Для накопления данных о нестационарном и стационарном термонапряженном состоянии ТБП за все время полета необходимо постоянно иметь информацию о режимах работы турбины с расчетом температур и напряжений бортовыми компьютерами. Такие данные в сумме по полетам позволят определить оставшийся ресурс работы лопаток и их состояние в турбине в любое время от начала эксплуатации.

Для бортовых компьютеров методика и алгоритм расчета температур и напряжений должны быть несложными, не громоздкими и не накладывать особых ограничений на выбор шага по времени, обеспечивая при этом приемлемую точность результатов расчетов. В работе [8] обоснована неконкурентоспособность метода конечных элементов (МКЭ) по сравнению с методами конечных разностей (МКР), что обусловлено большой длительностью процедуры расчета для решения задач нестационарной теплопроводности.

Наиболее приемлемым для бортовых компьютеров является метод элементарных балансов А. П. Ваничева [9] (как вариант МКР) по неявной схеме Кранка – Николсона [10]. Метод применим для тел любой конфигурации, в том числе и для охлаждаемых лопаток турбин, без существенной схематизации их геометрии при разбиении на элементы произвольной конфигурации (предпочтительно на четырехугольные блоки высотой, равной шагу между отверстиями перфорации). Пояс пера лопатки высотой t может содержать перегородки, выступы, перемычки и т. д.

Применимость метода элементарных балансов для расчетов температурного состояния лопаток турбины на переходных режимах работы ГТД обоснована в [11].

При расчетах нестационарных температур по неявной схеме Кранка – Николсона уравнение балансов имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{c_i m_i}{\Delta t} (T_i^{n+1} - T_i^n) = \\ = \Sigma [0,5 k_{i,j}^{n+1} F_{i,j} (T_j^{n+1} - T_i^{n+1}) + \\ + 0,5 k_{i,j}^n F_{i,j} (T_j^n - T_i^n)], \end{aligned} \quad (1)$$

где c – теплоемкость материала элемента разбиения лопатки; m – масса элемента; T – температура, °C; Δt – интервал времени; k –

обобщенный коэффициент теплопередачи, определяемый коэффициентами теплоотдачи, теплопроводности металла и теплозащитных покрытий; F – площадь, через которую проходит тепловой поток от расчетного элемента i к соседнему j ; подстрочный индекс i относится к расчетному элементу, а индекс j – к одному из соседних; надстрочный индекс n относится к начальному моменту времени, а индекс $n+1$ – к моменту через шаг по времени Δt .

Схема решения обеспечивает расчет подогрева охлаждающего воздуха в отверстиях перфораций от элементов разбиения по пути от входа к выходу при тепловом взаимодействии как на стационарных, так и на переходных режимах ГТД. Для стационарных режимов уравнение балансов имеет вид:

$$T_{i,j} = \frac{\sum k_{i,j} T_{i,j} F_{i,j}}{\sum k_{i,j} F_{i,j}}. \quad (2)$$

Системы (1) и (2) применимы для расчета трехмерных (объемных) задач.

Суммарные напряжения σ на элементарной площадке dF поперечного сечения пера лопатки определяется по формуле [12]:

$$\begin{aligned} \sigma_z = E \left\{ \frac{N}{\int E dF} - \frac{M_\zeta \zeta}{\int E \zeta^2 dF} + \frac{M_\eta \eta}{\int E \eta^2 dF} \right\} + \\ + E \left\{ \frac{\int E \alpha_T T dF}{\int E dF} + \zeta \frac{\int E \zeta \alpha_T T dF}{\int E \zeta^2 dF} + \right. \\ \left. + \eta \frac{\int E \eta \alpha_T T dF}{\int E \eta^2 dF} - \alpha_T T \right\}, \end{aligned} \quad (3)$$

где α_T и E – коэффициент линейного расширения и модуль упругости материала рассматриваемого элемента, являющиеся функцией его температуры T ; ζ и η – главные центральные оси поперечного сечения пера лопатки; N – центробежная растягивающая сила на радиусе R рассматриваемого поперечного сечения пера лопатки; M_ζ и M_η – составляющие изгибающих моментов относительно главных центральных осей.

3. АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ ТРДДФ ПО ДАННЫМ ИПМ

Режим работы турбины определяется следующими параметрами: G_T ; T_T ; G_B ; T_B ; $(\lambda, c_p, \mu)_T = f(T_T)$; $(\lambda, c_p, \mu)_B = f(T_B)$; π_Σ .

При этом в сечении лопатки $T_T = \text{const}$, $T_B \neq \text{const}$ (из-за подогрева воздуха по пути в тракте охлаждения), то есть T_B зависит от температуры лопатки T_n , а T_n зависит от T_B .

По заданным параметрам рассчитываются числа Рейнольдса в трактах газа и воздуха и по ним коэффициенты теплоотдачи со стороны газа α_T и α_B . По заданным граничным условиям теплообмена по обводу профиля лопатки рассчитываются температуры t_n в элементах разбиения в сечении (~300 элем.) по зависимости (1) или (2) для стационарных режимов. По полученному распределению температур в сечении рассчитываются термические напряжения σ_i в элементах.

По заданному запасу прочности

$$K_\sigma = \frac{\sigma_{\tau,t}}{\sigma} = (1,5 \dots 2,5) \quad (4)$$

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

$$P = f(\sigma_{\tau,t}) \quad (5)$$

для каждого элемента разбиения. Параметр P зависит от t ($^{\circ}\text{C}$) и τ (часы):

$$P = (t + 273) \cdot (\lg \tau + 20). \quad (6)$$

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 $\tau_{\min} = f(P, t)_{\max}$, причем этот ресурс может определить элемент лопатки не с t_{\max} , а с σ_{\max} действ. То есть расчет τ_{\min} следует вести по всем элементам пера лопатки и только тогда можно найти наиболее опасное место в лопатке.

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

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

Отношение τ к τ_{\min} определяет эквивалент:

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

между ресурсом произвольного режима и взлетного как $\tau_{\min} = \tau / \varepsilon$.

Наработка на произвольном режиме $(\Delta\tau)_i$ за полет определит расход ресурса взлетного режима: $\Delta\tau_{\min} = \Delta\tau_i / \Delta\varepsilon_i$, а для n режимов по $\Delta\tau_i$ расход ресурса $\Delta\tau_{\min} = \sum_{i=1}^n \frac{\Delta\tau_i}{\varepsilon_i}$.

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 τ по опасному элементу и затем свести его к τ_{\min} .

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

Большую опасность для ресурса работы лопаток турбины представляют режимы перехода от одной температуры газа к другой (переход с режима на режим) из-за неоднородного теплового и напряженного состояния за цикл. Допустимое число циклов N (ресурс) определяется малоциклового термоусталостью.

Значение N может быть определено из формулы [13]:

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

где t_{\max} – максимальная температура цикла элемента; $2\sigma_a$ – размах термических напряжений в элементе; 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:

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

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 взлетно-му режиму:

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

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

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

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.

Связь τ_{\min} и N_{\min} . Отношение $\tau_{\min} / N_{\min} = \varphi$ 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 τ_{\min} по формуле $\tau_{\min} = N_{\min} \cdot \varphi$ (час). Любые режимы сводятся к $(\Delta \tau_{\min})_i$ для взлетного режима. Правильность такого сведения числа циклов N_{\min} подтверждается в [7].

4. ИНФОРМАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ОТРАБОТКИ ИПМ НА КОМПЛЕКСНОЙ ПОЛУНАТУРНОЙ МОДЕЛИ (ГТД+ FADEC +ИПМ)

4.1. Структура полунатурного моделирующего комплекса

Для отработки алгоритмов ИПМ наиболее целесообразной представляется структура двухуровневой полунатурной комплексной модели ТРДДФ и его систем (топливной; пусковой; воздушной; смазки и суфлирования; гидравлических; дренажных), совместно с FADEC реализованная на полунатурном моделирующем комплексе (ПМК) [1, 3]. Структура ПМК для отработки ИПМ показана на рис. 3.

Нижний уровень – это полунатурные модели: математическая модель (ММ) ГТД и его систем + физические модели их исполнительных механизмов (ИМ); FADEC – натурный блок. Верхний уровень составляют информационные модели самолетных систем, линии связи их с FADEC – физические модели реальных связей. Кроме того, в состав ПМК входит система имитации отказов датчиков и исполнительных механизмов.

Для полунатурного моделирования (ГТД + FADEC + ИПМ) структура ПМК дополнена (на рис. 3 дополненные блоки показаны серым цветом):

- натурным электронным блоком ИПМ;
- физическим имитатором пирометрического сигнала;
- математической моделью теплонапряженного состояния лопаток.

Имитатор пирометрического датчика формирует сигнал в виде напряжения 0,05...10V, пропорционального значению температуры поверхности лопатки в диапазоне частот 0...100 кГц.

4.2. Комплексная модель ГТД (ГТД+ FADEC +ИПМ)

Комплексная модель ГТД представляет собой совокупность следующих моделей:

- базовая модель – поэлементная нелинейная термогазодинамическая [1, 14, 15], моделирующая работу ГТД на штатных режимах в диапазоне применения, например, в виде:

$$\begin{aligned} \bar{X} &= f(\bar{X}, \bar{V}, \bar{U}); \\ \bar{Y} &= \varphi(\bar{X}, \bar{V}, \bar{U}); \end{aligned}$$

где $\bar{X} = [n_i \dots]^T$ – вектор переменных состояния; $\bar{V} = [M, H, N_{ny}, N_{отб}]^T$ – вектор внешних воздействий; $\bar{U} = [G_T, \alpha_{на}, G_{отб}, G_{ТФ}, F_{рс}, \dots]^T$ – вектор управления; f, φ – нелинейные операторы; \bar{Y} – вектор выходных координат.

- специальные кусочно-линейные модели:
 - запуска двигателя, в том числе модель процесса зажигания;
 - запуска форсажной камеры, в том числе модель процесса воспламенения;
 - топливной системы основного и форсажного контуров;
 - пусковой системы (стартера, системы подачи топлива в камеру сгорания, системы зажигания);
 - системы охлаждения лопаток турбины.

Комплексная модель ГТД моделирует три состояния:

- нормальное («штатное») функционирование;
- отказные ситуации;
- реконфигурацию.

К моделируемым отказным ситуациям в данном случае относятся:

- превышение температур лопаток турбины;
- отказ датчика;

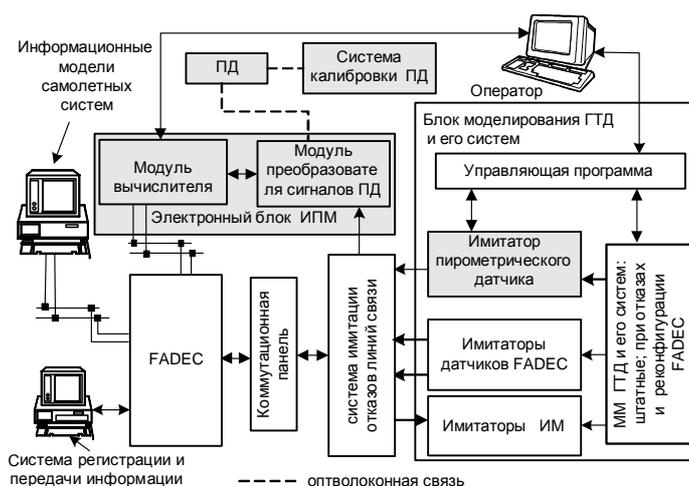


Рис. 3. Структура информационной части ПМК для отработки ИПМ

- отказ линии связи датчика с ЭБ ИПМ;
- отказ линии связи электронного блока ИПМ с FADEC;
- отказ электронного блока ИПМ;
- отказ каналов приема и обработки сигнала ЭБ ИПМ в FADEC.

К моделируемым отказным ситуациям в данном случае относятся:

- превышение температур лопаток турбины;
- отказ датчика;
- отказ линии связи датчика с ЭБ ИПМ;
- отказ линии связи электронного блока ИПМ с FADEC;
- отказ электронного блока ИПМ;
- отказ каналов приема и обработки сигнала ЭБ ИПМ в FADEC.

Перечисленные отказы могут сочетаться друг с другом в различных комбинациях и временной последовательности на статических и динамических режимах работы двигателя.

Комплекс моделей ГТД и его систем как объектов контроля и диагностики. Модели ГТД и его систем как объектов контроля и диагностики в составе ПМК предназначены для формирования условий и значений параметров, обеспечивающих включение и выключение проверяемых алгоритмов контроля и диагностики с целью проверки реакции FADEC, то есть выдачи соответствующих сообщений в информационную модель самолетных систем и (или) в модели реконфигурации. При наличии ИПМ дополняются моделями расчета теплонапряженного состояния лопаток турбины, расчета остаточного ресурса ГТД. В частности, это модели и алгоритмы:

- непрерывного контроля в полете параметров и сигналов;

- контроля предельно-допустимых значений параметров по фиксированным и изменяемым, в зависимости от режимов работы двигателя, границам;
- идентификации режимов работы двигателя для учета выработки ресурса двигателя;
- подготовки данных в обеспечение наземного контроля и прогнозирования технического состояния проточной части двигателя по трендам основных параметров;
- контроля наработки двигателя на режимах ограничения и общей наработки в часах и полетных циклах;
- обработки диагностической информации для обеспечения наземного контроля выработки ресурса деталей двигателя, лимитирующих его ресурс по малоцикловой усталости и длительной прочности;
- контроля процесса запуска, останова двигателя;
- контроля процесса включения, работы и выключения форсажной камеры;
- контроля параметров двигателя на соответствие нормам на взлетных режимах;
- формирования и выдачи в бортовые системы самолета обобщенных сигналов о выявленных неисправностях по двигателю и его системам;
- другие.

Состав комплексной модели ГТД и его систем приведен в таблице. Концепция аппаратного, алгоритмического и программного обеспечения автоматизированного комплекса информационного и полунатурного моделирования систем FADEC на всех этапах жизненного цикла рассмотрены в [16].

Состав комплексной модели ГТД с ИПМ для реализации в ПМК

ГТД и его системы	Модели нормально-го функционирования	Модели формирования отказных ситуаций	Модели реконфигурации системы ГТД + FADEC
ГТД	Базовая или кусочно-линейная	ММ формирования отказов ГТД (перечисление отказов см. выше)	– восстановления режима работы двигателя; – перехода на безопасный режим; – выключения двигателя
FADEC- натурный блок	Алгоритмы функционирования FADEC при отсутствии отказов ГТД и его систем	– физическое моделирование обрывов и коротких замыканий сигнальных линий датчиков и исполнительных механизмов; – ММ формирования отказов ГТД и его систем для каналов контроля FADEC	– переходов на дублирующие и резервные датчики и каналы управления; резервную систему управления; – выключения и восстановления режима работы двигателя
Электронный блок ИПМ – натурный	– алгоритмы функционирования ИПМ при отсутствии отказов ГТД и его систем; – модель расчета остаточного ресурса турбины	– физическое моделирование обрывов и коротких замыканий сигнальных линий пирометрических; – ММ формирования отказов ИПМ для каналов контроля FADEC	– переходов на каналы управления по ММ Тл; – переходов на резервную систему управления с ММ по Тг; – выключения и восстановления режима работы двигателя
Топливные системы основной и форсажной камер сгорания.	Нелинейные, кусочно-линейные ММ (с основными нелинейностями)	– физическое моделирование отказов цепей датчиков и исполнительных механизмов; – ММ формирования отказов агрегатов, приводов, коллекторов, фильтров по контролируемым параметрам; – ММ розжига на земле и в полете	– исполнительных частей дублирующего, резервного канала управления, резервной системы управления; – выключения форсажной камеры; – переходов на безфорсажный режим (штатного и аварийного)
Система запуска	– ММ подсистемы управления стартером; – ПМ системы зажигания	ММ формирования отказов по контролируемым параметрам подсистем управления стартером, систем зажигания, розжига, топливной системы	Модели запуска ГТД в ожидаемых условиях эксплуатации

Аппаратная часть ПМК (процессоры, память, преобразователи, коммутационные панели, имитаторы датчиков, исполнительных механизмов, отказов линий связи и др.) собрана из стандартного промышленного компьютерного оборудования, ориентированного на работу в реальном времени. Модели двигателя и его систем в исправном состоянии и модели отказов создаются средствами визуального моделирования типа LabView и VisSim.

Данная система обеспечивает отработку алгоритмов контроля и диагностики ГТД совместно с моделями имитации отказов двигателя и его систем, включая ИПМ, а также получение данных для оптимизации технических и алгоритмических решений контроля, диагностики и реконфигурации FADEC.

4.3. Полунатурное моделирование отказов ГТД и его систем

Задачей системы полунатурного моделирования отказов ГТД и его систем в составе КИМ является моделирование как одиночных, так и «следственных» отказов, то есть автоматического включения отказов двигателя, его систем, датчиков и исполнительных механизмов в заданной последовательности.

Динамика ГТД и его систем в случае имитации i -го отказа моделируется с помощью дифференциального уравнения:

$$\dot{x} = (A + \Delta_i A)x(t) + (B + \Delta_i B)u(t).$$

Выходной сигнал определяется в следующем виде:

$$x(t) = \int_0^t [(A + \Delta_i A)x(t) + (B + \Delta_i B)u(t)] dt.$$

Иными словами, отказы двигателя и его систем моделируются путем изменения коэффициентов динамических моделей. Для внезапных отказов это скачкообразное изменение коэффициента A на величины ΔA , B на ΔB . Величина этих скачков определяется заранее по модели двигателя и его систем для каждого отказа. Таким же образом можно выявить и все другие несоответствия в алгоритмах и отработать их на ПМК.

ВЫВОДЫ

1. Для реализации стратегии эксплуатации по состоянию и обеспечения системной безопасности авиационных ГТД крайне необходимой составляющей является обеспечение достоверного мониторинга и контроля остаточного ресурса ГТД турбинных лопаток как наиболее критичных, дорогих и определяющих ресурс ГТД компонентов. Средством для реализации мониторинга турбинных лопаток и контроля остаточного ресурса ГТД является унифицированный интеллектуальный пирометрический модуль, интегрированный с FADEC по информационным каналам, сочетающий прямое измерение температуры лопаток пирометрическим каналом с данными расчета встроенной (бортовой) математической моделью для определения остаточного ресурса и допустимого числа циклов, приведенного к наиболее напряженному режиму.

2. Информационная технология отработки интеллектуального пирометрического модуля (ИПМ), интегрированного с системой управления, контроля и диагностики (FADEC), должна строиться на основе комплекса моделей нормального функционирования, формирования отказов и реконфигурации, что позволяет учесть в алгоритмах интеллектуальной части ИПМ влияние отказов систем и подсистем ГТД и получить наибольший положительный эффект в обеспечения системной безопасности ГТД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Методология полунатурного комплексного функционального моделирования ГТД и его систем / Г. Г. Куликов [и др.] // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: междунар. науч.-техн. конф. 2009. Ч. 2. С.194–195.

2. Трушин В. А., Трушин О. В. Термонапряженное состояние термобарьерного покрытия перфорированной лопатки турбины на переходных режимах работы ГТД // Техника воздушного флота. Т. LXXIX. 2006. № 6(677). С.51–57.

3. Губайдуллин И. Т. Потенциал и реальные возможности оптико-электронной пирометрической системы для решения задач контроля и диагностики теплонапряженного состояния рабочих лопаток турбины авиационных ГТД // Вестник двигателестроения. 2009. № 3. С.189–194.

4. Унификация технических требований к стыковке объектива оптического пирометрического преобразователя с посадочным гнездом турбины ГТД / Т. П. Андреева [и др.] // Авиационно-космическая техника и технология. 2009. № 7(64). С. 203–207.

5. Опыт разработки, результаты эксплуатации и проблемы совершенствования бортовых оптических пирометрических преобразователей для контроля температуры рабочих лопаток турбины авиационных ГТД / И. Т. Губайдуллин [и др.] // Датчики и системы: тр. МНТК, Пенза, НИИФИ, 2003.

6. ОСТ 1 04043-2008. Преобразователи бортовые пирометрические оптические для бесконтактного измерения температуры поверхности лопаток турбин авиационных газотурбинных двигателей. Общие технические требования. Основные параметры и размеры. М.: Изд-во стандартов, 2009. 13 с.

7. Каванаг Ж. Р., Кросс К. Р., Ньюман Р. Л. Многослойные термобарьерные покрытия для охлаждаемых турбин // Новое в зарубежном авиадвигателестроении. 1973. № 7. С 25–31 (на англ. яз.).

8. Эмери К. Оценка применимости метода конечных элементов при расчетах температур. Теплопередача // Тр. Америк. общ-ва инж.-мех. 1971. № 2. С. 6–16.

9. Расчетное и экспериментальное исследование температурного состояния рабочей лопатки турбины / К. М. Искаков [и др.] // Известия вузов. Авиационная техника. 1976. № 1. С. 141–146.

10. Crank J., Nicolson P. Practical method for numerical evaluation of solutions of partial differential equation of heat-conduction type // Proc. Cambridge Philos. Soc. 1947. Vol. 43. P. 50–67.

11. Трушин В. А., Трушин О. В. Термобарьерное покрытие турбинной лопатки на переходных режимах работы ГТД // Известия вузов. Авиационная техника. 2006. № 4. С. 50–52.

12. Термопрочность деталей машин / Под ред. И. А. Биргера и Б. Ф. Шорра. М.: Машиностроение. 1975. 455 с.

13. Термическая усталость материалов в условиях неоднородного термонапряженного состояния / Г. Н. Третьяченко [и др.]. Киев: Наукова думка, 1985. 280 с.

14. Куликов Г. Г., Черкасов Б. А. Математические модели, используемые в САПР двигателя и систем управления // Автоматика и регулирование реактивных двигателей. 1988. С. 323–343.

15. Dynamic Modeling Of Gas Turbines / G. Kulikov [et al]. New York: Springer-Verlag, 2004. 309 p.

16. Комплекс информационного и полунатурного моделирования для исследования систем автоматического управления и контроля многодвигательных силовых установок при их эксплуатации по состоянию / В. С. Фатиков [и др.] // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2005. № 2. С. 155–160.

ОБ АВТОРАХ



Распопов Евгений Викторович, ген. дир.-гл. конструктор ФГУП УНПП «Молния», доц. Канд. техн. наук по системам управления. Иссл. в обл. АСУ, системн. моделир., упр-я проектами.



Куликов Геннадий Григорьевич, зав. каф. автоматизир. систем управления. Дипл. инж. по автоматизации машиностроения (УАИ, 1971). Д-р техн. наук по системн. анализу, автоматич. упр-ю и тепл. двигателям (УАИ, 1989). Иссл. в обл. АСУ, системн. моделир., упр-я проектами.



Трушин Владимир Алексеевич, проф. каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики. Д-р техн. наук. Иссл. в обл. моделирования и расчета турбин.



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.



Андреева Татьяна Петровна, нач. сектора ФГУП УНПП «Молния». Дипл. инж.-физик по электронике твердого тела. Канд. техн. наук. Иссл. в обл. оптико-электронных систем измерения и управления.



Губайдуллин Ирек Тимерьянович, вед. инж.-конструктор, ФГУП УНПП «Молния». Дипл. инж.-электромех. (УАИ, 1973). Иссл. в обл. оптико-электронных систем измерения и управления.