УДК 629.7.03.036.3.001.42

А.В. ОЛЕЙНИК, Н.А. ШИМАНОВСКАЯ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ МОНИТОРИНГОВОЙ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ТЕМПЕРАТУРНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В КРИТИЧЕСКОЙ ТОЧКЕ УЗЛА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Предложена математическая модель динамики температурных напряжений в точке узла ГТД для системы мониторинга выработки ресурса. Основу модели составляют параметризованные переходные характеристики напряжений при различных уровнях теплоотдачи. Точность обеспечивается параметрической идентификацией модели по конечно-элементной модели высокого уровня. На переходах типа «малый газ – взлетный – малый газ» погрешность расчета пикового значения напряжения в диске турбины составила ~2 МПа.

температурные напряжения, мониторинг ресурса

Точность мониторинга выработки ресурсов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) во многом зависит от точности оперативного расчета температурных напряжений, возникающих в деталях на установившихся и неустановившихся режимах. Создание мониторинговой – легко алгоритмизуемой и одновременно достаточно точной математической модели динамики температурных напряжений в произвольном полетном цикле особенно актуально для двигателей, работающих в быстро изменяющихся условиях – на истребителях, противопожарных и спортивно-пилотажных самолетах и др. В представляемой работе рассматривается структура параметризованной мониторинговой модели температурных напряжений в выбранной точке узла двигателя.

В качестве граничных условий теплообмена для мониторинговых моделей может быть принято допущение о подобии на различных режимах двигателя распределений абсолютной температуры среды (газа и воздуха):

$$T(x_n, y_n, z_n) = \frac{T(x_n, y_n, z_n)_б}{T_{u_б}} \cdot T_u \qquad (1)$$

и коэффициентов теплоотдачи:

$$\alpha(x_n, y_n, z_n) = \alpha(x_n, y_n, z_n)_б \cdot k_\alpha , \qquad (2)$$

где x_n, y_n, z_n – координаты точек поверхности деталей;

T_u – измеряемая, «управляющая» тепловыми процессами, температура газа;

k_α – коэффициент подобия режима по теплоотдаче;

индекс «*б*» отмечает значения величин на некотором «базовом» режиме.

Известны зависимости, связывающие k_α с контролируемыми параметрами двигателя: частотой вращения роторов, давлением воздуха, его температурой и другими [1, 2].

Задача расчета компоненты σ тензора локального температурного напряжения в детали узла ГТД в момент τ неустановившегося режима обычно формулируется как квазистатическая задача термоупругости для соответствующей области пространства V с нестационарным температурным полем $t(x,y,z,\tau)$. Решение ее при переменных по пространству, но независящих от температуры свойствах материалов, можно представить в виде [3]:

$$\sigma(\tau) = \frac{\beta \cdot E}{1 - 2\mu}\left[\tilde{t}(\tau) - t(\tau)\right], \qquad (3)$$

где $t(\tau)$ – локальная температура;

$\tilde{t}(\tau) = \int\limits_{(V)} k(x, y, z) \cdot t(x, y, z, \tau) \cdot dv$ – осредненная по узлу двигателя температура;

$k(x,y,z)$ – зависящая от пространственного распределения свойств весовая функция;

β, μ, E – локальные свойства: коэффициент линейного расширения, коэффициент Пуассона, модуль упругости;

dv – элементарный объем.

Линейность связи (3) температурного напряжения с температурным полем и подобие граничных условий (1), (2) позволяют создавать мониторинговую модель температурного напряжения на основе метода переходных характеристик [4, 5]. Согласно ему температурное напряжение при изменении k_α во времени по закону $k_\alpha \big|_{\tau=0}^{\tau}$ находится интегрированием процессов изменения напряжения, порожденных скачками управляющей температуры в предшествующие моменты:

$$\sigma(\tau) = \sigma(0) + \int_0^\tau G\left(\tau - \eta,\ k_{\alpha_n}\Big|_{\eta=0}^{\eta}\right) dT_u(\eta)\,, \qquad (4)$$

где $k_{\alpha_n}\Big|_{\eta=0}^{\eta} = k_\alpha\Big|_{\tau=\eta}^{\tau}$;

$G(\eta, k_{\alpha_n}\Big|_{\eta=0}^{\eta})$ – переходная характеристика температурного напряжения – его динамика $\sigma(\eta)$ после единичного ступенчатого изменения T_u в момент $\eta = 0$ при изменении k_α по закону, заданному функцией $k_{\alpha_n}\Big|_{\eta=0}^{\eta}$;

$T_u(\tau)$ и $dT_u(\tau)$ – обобщенные функции, содержащие конечные скачки значений.

В случае постоянной теплоотдачи расчет температурного напряжения по формуле (4) требует знания $G(\eta, k_\alpha)$ – переходной характеристики температурного напряжения при соответствующем постоянном значении k_α.

Расчет ее по модели высокого уровня обычно не вызывает затруднений и может быть проведен предварительно. После этого использование формулы (4) обеспечивает практически полное совпадение результатов с расчетами $\sigma(\tau)$ по модели высокого уровня при очевидной простоте алгоритма и малости вычислительных затрат.

Переходную характеристику температурного напряжения при постоянном k_α можно интерпретировать как решение несвязанной задачи термоупругости для нестационарного температурного поля, созданного отнулевым ступенчатым изменением T_u, при нулевой начальной температуре и неизменной теплоотдаче, отнесенное к T_u. Решение уравнения теплопроводности для локальной и осредненной температур при перечисленных условиях имеет вид экспоненциальных рядов [6]:

$$t(\tau) = \left[A_0 - \sum_{i=1}^{\infty} A_i \exp\left(-\frac{\tau}{\nu_i}\right)\right] T_u\,;$$

$$\tilde{t}(\tau) = \left[B_0 - \sum_{i=1}^{\infty} B_i \exp\left(-\frac{\tau}{\nu_i}\right)\right] T_u\,.$$

Это позволяет, учитывая связь температурного напряжения с температурами (3), представить подобным рядом и переходную характеристику:

$$G(\tau, k_\alpha) = \frac{\sigma(\tau, k_\alpha)}{T_u} =$$

$$= C_0 - \frac{\beta \cdot E}{1 - 2\mu} \sum_{i=1}^{\infty} C_i \exp\left(-\frac{\tau}{\nu_i}\right). \qquad (5)$$

Для мониторинговых моделей неизвестные параметры C_0, C_i, ν_i можно найти методами параметрической идентификации, обеспечивающими поиск их оценок, минимизирующих интегральную квадратичную функцию невязки переходной характеристики (5) и ее расчета по модели высокого уровня:

$$\Phi(C_0 ... C_i ... \nu_i) = \int_0^\infty \left\{ G(\tau, k_\alpha) - \frac{\sigma(\tau, k_\alpha)}{T_u} \right\}^2 d\tau =$$

$$= \int_0^\infty \left\{ C_0 - \sum_{i=1}^{\infty} C_i \exp\left(-\frac{\tau}{\nu_i}\right) - \frac{\sigma(\tau, k_\alpha)}{T_u} \right\}^2 d\tau\,.$$

Параметр C_0 может быть найден отдельно от остальных на основе расчета по модели высокого уровня температурного напряжения на установившемся режиме:

$$C_0 = \sigma(\infty, k_\alpha) / T_u\,.$$

На рис. 1 показаны переходные процессы окружного температурного напряжения внутри ступицы диска турбины высокого давления двухконтурного турбореактивного двигателя.

Расчет проводился по газодинамическим, тепловым и термопрочностным моделям высокого уровня при температурах газа и воздуха взлетного режима и коэффициентах теплоотдачи различных режимов от малого газа до взлетного.

По сравнению с монотонными процессами локальной температуры, полученными в работе [5], переходные процессы температурных напряжений имеют более сложный, немонотонный вид. Описание их с погрешностью 3...5 МПа требует 4 – 6 экспонент в представлении (5), т.е. на 1 – 3 больше чем потребовалось для описания процессов температуры.

Использование переходных характеристик при постоянной теплоотдаче приводит к значительной погрешности в случаях, когда теплоотдача существенно изменяется до завершения предшествующих переходных процессов.

Необходимость рассчитывать предварительно или в ходе мониторинга переходные характеристики для всевозможных вариантов изменения теплоотдачи является основной проблемой метода переходных характеристик.

В работе [5] предложен компактный алгоритм получения переходных характеристик при изменении теплоотдачи в ходе процесса из характеристик при постоянной теплоотдаче. Он использовался для переходных характеристик температуры, но может использоваться и для переходных характеристик температурных напряжений.

Расчетные исследования подтверждают асимптотическое подобие переходных процессов температурных напряжений при ступенчато изменяющейся и постоянной теплоотдаче. Если в момент τ_s после начала процесса распределение коэффициентов теплоотдачи ступенчато изменилось от значения $k_{\alpha s}$ до значения k_α, то по истечении сравнительно небольшого интервала времени после τ_s процесс протекает как процесс с постоянным, соответствующим значению k_α, распределением, приближенный по времени на Δs (рис. 2).

Исследование большого числа переходных процессов при различных значениях τ_s, k_α и $\Delta k_\alpha = k_\alpha - k_{\alpha s}$ позволяет с достаточной точностью описать смещение единой зависимостью, типа

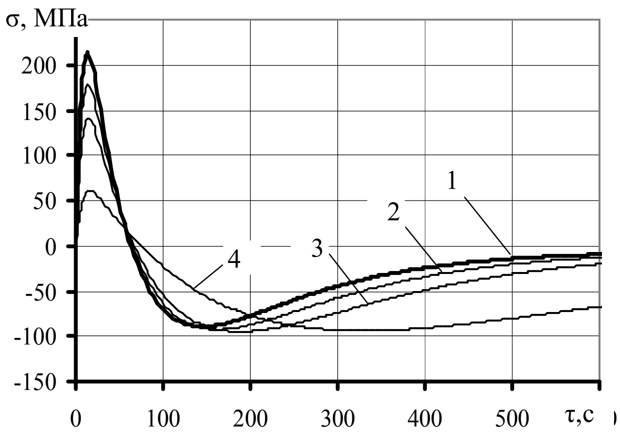

Рис. 1. Переходные процессы окружного температурного напряжения в диске турбины при постоянной теплоотдаче:

1 – k_α = 1; 2 – k_α = 0,75; 3 – k_α = 0,55; 4 – k_α = 0,2

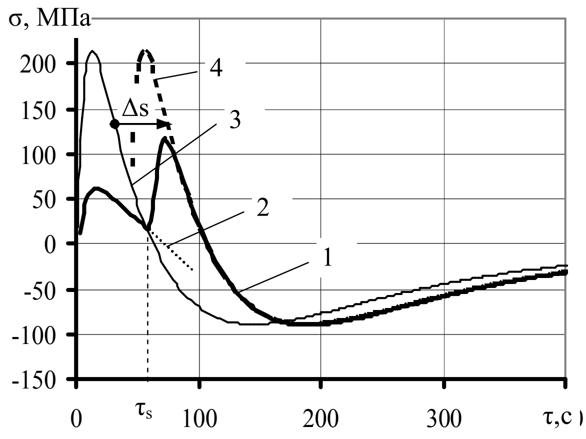

Рис. 2. Асимптотическое подобие переходных процессов окружного температурного напряжения при изменяющейся и постоянной теплоотдаче:

1 – k_α=0,2÷1, изменение при τ_s=60 с; 2 – k_α=0,2; 3 – k_α=1; 4 – k_α=1, смещение на Δs=45 с

$$\frac{\Delta s}{\tau_s} = \varphi\left(\frac{\Delta k_\alpha}{k_\alpha}\right) \approx \xi \frac{\Delta k_\alpha}{k_\alpha}. \quad (6)$$

При этом зависимости (6) для переходных характеристик температуры и температурных напряжений для деталей, образующих конструктивный узел, практически не отличаются (рис. 3).

Если участок перехода от одного процесса к другому описать экспонентой, то асимптотическое подобие позволяет достаточно точно описать ход переходного процесса при $\tau \geq \tau_s$ формулой:

$$\sigma(\tau)=\left[G(\tau - \Delta s, k_\alpha) - \Delta G \exp\left(-\frac{\tau - \tau_s}{\nu_s}\right)\right] T_u, \quad (7)$$

где $\Delta G = G(\tau_s - \Delta s, k_\alpha) - G(\tau_s, k_{\alpha_s})$;

ν_s – характерное время реакции температурного состояния на изменение теплоотдачи.

Параметр ν_s уравнения (7) можно идентифицировать по расчету по модели высокого уровня переходного процесса с постоянной при $\tau \geq 0$ температурой T_u и однократным ступенчатым изменением теплоотдачи в момент τ_s.

Переходная характеристика при ступенчатом изменении теплоотдачи, исходя из (7), при $\tau \geq \tau_s$ будет иметь вид:

$$G\left(\tau, k_{\alpha_n}\Big|_{\tau=0}^{\tau}\right) = \Pi(\tau - \Delta s, k_\alpha) - \Delta\Pi \exp\left(-\frac{\tau - \tau_s}{\nu_s}\right). \quad (8)$$

Для процесса, начавшегося в момент η, и протекающего с непрерывным изменением теплоотдачи,

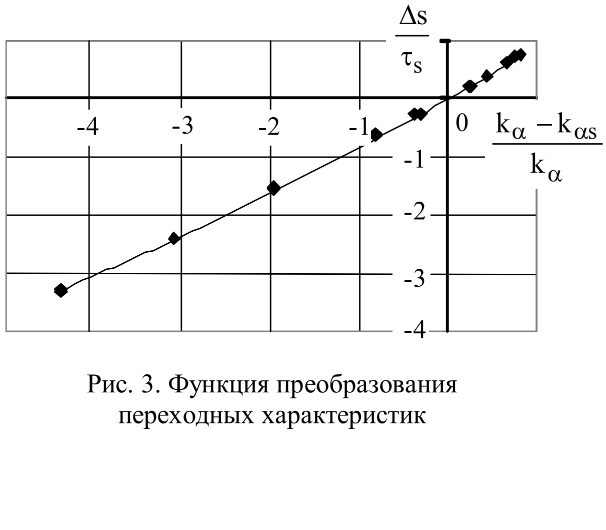

Рис. 3. Функция преобразования переходных характеристик

смещение переходной характеристики $s_\eta(\tau)$ можно найти интегрированием смещений (6), произошедших в предшествующие моменты:

$$s_\eta(\tau) = \xi \int_\eta^\tau \left(\tau - \tau_s - s_\eta(\tau_s)\right) \frac{dk_\alpha(\tau_s)}{k_\alpha(\tau_s)}. \quad (9)$$

Функцию $k_\alpha(\tau)$ в формуле (9) следует рассматривать как обобщенную функцию, скачки которой порождают скачки обобщенной функции $s_\eta(\tau)$ и др.

Используя переходную характеристику (8), с помощью выражения (4) получим зависимость $\sigma(\tau)$ при скачке управляющей температуры T_u в момент η и непрерывном изменении теплоотдачи. Разделив $\sigma(\tau)$ на T_u, получим формулу соответствующей переходной характеристики:

$$G_\eta(\tau, k_{\alpha_n}\Big|_{\tau=0}^{\tau}) = G\left(\tau - \eta - s_\eta(\tau), k_\alpha(\tau)\right) -$$

$$- \int_\eta^\tau \exp\left(-\frac{\tau - \tau_s}{\nu_s}\right) dG_\eta(\tau_s), \quad (10)$$

где $$dG_\eta(\tau) = G\left(\tau - \eta - s_\eta(\tau), k_\alpha(\tau)\right) - $$
$$- G\left(\tau - \eta - (s_\eta + ds_\eta(\tau)), k_\alpha(\tau) - dk_\alpha(\tau)\right)$$

– разность переходных характеристик с постоянной теплоотдачей в момент изменения теплоотдачи.

Использовав переходную характеристику (10) в формуле (4), получим формулу динамики температурного напряжения при переменных $T_u(\tau)$ и $k_\alpha(\tau)$:

$$\sigma(\tau) = \sigma(0) + \int_0^\tau G\left(\tau - \eta - s_\eta(\tau),\ k_\alpha(\tau)\right) dT_u(\eta) -$$

$$- \int_0^\tau \int_\eta^\tau \exp\left(-\frac{\tau - \tau_s}{\nu_s}\right) dG_\eta(\tau_s)\, dT_u(\eta).$$

Для экономии вычислительных ресурсов пределы интегрирования можно уменьшить до границ существенного влияния предыстории $T_u(\tau)$ и $k_\alpha(\tau)$ на текущее температурное, а следовательно, и напряженное состояние:

$$\sigma(\tau) = \sigma(\tau_0) + \int_{\tau_0}^\tau G\left(\tau - \eta - s_\eta(\tau),\ k_\alpha(\tau)\right) dT_u(\eta) -$$

$$-\int_{\tau_0}^{\tau}\int_{\tau_{00}}^{\tau} \exp\left(-\frac{\tau-\tau_s}{\nu_s}\right) dG_\eta(\tau_s)\, dT_u(\eta), \qquad (11)$$

где $\tau_0 = \tau - 7\nu_{max}$;

$\tau_{00} = \tau - 5\nu_s$;

ν_{max} – максимальное ν_i в переходной характеристике (5).

Уравнения (2), (5), (9) и (11) связывают температурное напряжение в выбранной точке узла конструкции с контролируемыми параметрами двигателя, т.е. могут использоваться как мониторинговая модель температурного напряжения в этой точке.

На рис. 4 представлены расчеты изменения окружной компоненты тензора температурного напряжения в критической точке ротора ТВД по высокоуровневым моделям температурного и напряженного состояний и по мониторинговой модели при изменении режимов: малый газ (2 мин) – взлетный (2 мин) – малый газ (10 мин). Отличие напряжений на протяжении процесса не превысило 5 МПа, отличие пикового значения напряжения – 2 МПа. Отношение затрат машинного времени ~5300:1.

Таким образом, математические модели температурных напряжений на основе асимптотического подобия переходных характеристик, идентифицированные по моделям высокого уровня, обеспечивают расчет температурных напряжений на неустановившихся режимах с погрешностью менее 5 МПа относительно моделей высокого уровня, при более чем 5000-кратном уменьшении затрат машинного времени. Это позволят рекомендовать их в качестве мониторинговых моделей температурных напряжений для систем учета выработки ресурсов ГТД.

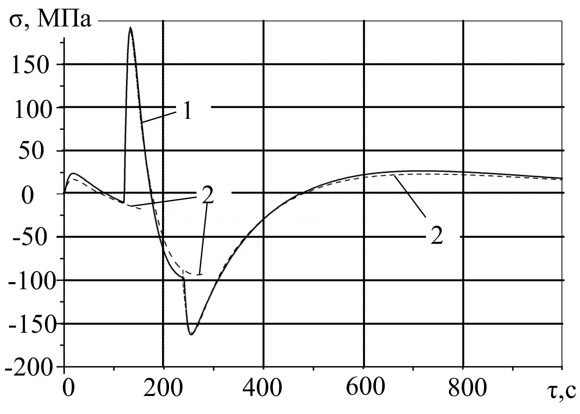

Рис. 4. Цикл «малый газ – взлетный – малый газ». Изменение окружного температурного напряжения в диске турбины высокого давления:

1 – по высокоуровневым моделям двигателя и термонапряженного состояния ротора;

2 – по идентифицированной мониторинговой модели

Литература

1. Крикунов Д.В., Симбирский Д.Ф., Олейник А.В. Модель граничных условий конвективного теплообмена роторных деталей ГТД для систем учета выработки ресурса. // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – Вып. 23. – С. 139 – 141.

2. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкции и расчет систем охлаждения ГТД. – Х.: «Основа» при Харьк. ун-те, 1994. – 240 с.

3. Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. Сопротивление материалов. – М.: Наука, 1986. – 580 с.

4. Модель термонапряженного состояния диска турбины на основе его переходных характеристик / А.В. Олейник и др. // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. – Х.: Гос. аэрокосм. ун-т "ХАИ", 2000. – Вып. 19. – С. 228 – 235.

5. Олейник А.В. Сравнительная оценка погрешностей методов мониторинга выработки ресурсов авиационных газотурбинных двигателей // Авиационно-космическая техника и технология: – 2005. – Вып. 8 (24). – С. 40 – 44.

6. Лыков А.В. Теория теплопроводности. – М.: Высшая школа, 1967. – 614 с.

Поступила в редакцию 4.06.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.