

УДК 629.7.03.036.3.001.42

А.В. ОЛЕЙНИК

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ МЕТОДОВ МОНИТОРИНГА ВЫРАБОТКИ РЕСУРСОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

По модели накопления повреждений получены оценки погрешностей известных методов мониторинга выработки ресурса деталей авиационного ГТД. Показано, что для уменьшения погрешности мониторинга до 10 ... 15% необходимо использовать мониторинговые математические модели напряженного состояния деталей, имеющие погрешность менее 1%, и модели температурного состояния с погрешностью менее 3 °С.

мониторинг выработки ресурса

В современных системах эксплуатационного мониторинга выработки ресурсов авиационных ГТД из-за требований системной надежности и ограниченности вычислительных ресурсов используются упрощенные, легко компьютеризуемые, мониторинговые модели газодинамических процессов, температурного и напряженного состояния деталей и другие. Проблема оценки наиболее характерных методических погрешностей мониторинга, возникающих вследствие неучета температурных условий на входе в двигатель, неточности мониторинговых моделей температурного и напряженного состояния и других причин, является весьма актуальной.

Проведем указанную оценку в предположении, что основная часть выработки ресурса происходит на максимальных режимах, а циклограмма работы двигателя (последовательность и продолжительность режимов) в ходе эксплуатации меняется незначительно.

Выработку циклического ресурса за полет обычно рассчитывают относительно типового полетного цикла, принятого за базу сравнения, как относительное накопление повреждений в основных деталях:

$$\eta = \frac{P}{P_{ТПЦ}} = \frac{\sum_{(i)} P_i}{\sum_{(i)} P_{iТПЦ}}, \quad (1)$$

где P и $P_{ТПЦ}$ – повреждения, накопленные в ходе контролируемого и типового полетного цикла; P_i , $P_{iТПЦ}$ – повреждение в i -м цикле (подцикле) контролируемого и типового полетов.

Оговоренные выше допущения позволяют при проведении оценок ограничиться в формуле (1) максимальными режимами. Связав накапливаемые повреждения с температурой на входе в двигатель $T_{ВХ}$, получим оценочную зависимость:

$$\eta(T_{ВХ}) \approx \frac{P_{max}(T_{ВХ})}{P_{max}(T_{ВХТПЦ})}, \quad (2)$$

где $P_{max}(T_{ВХ})$, $P_{max}(T_{ВХТПЦ})$ – повреждение на максимальном режиме при температуре воздуха на входе в двигатель $T_{ВХ}$ и температуре в типовом полете $T_{ВХТПЦ}$.

Для оценки повреждений вследствие малоцикло-вой усталости воспользуемся формулой Мэнсона, что для числа циклов до разрушения $N > 1000$ даст выражение

$$P_{max}(T_{ВХ}) = \frac{1}{N(T_{ВХ})} \sim \left(\frac{\sigma_{max}(T_{ВХ})}{\sigma_b(t(T_{ВХ}))} \right)^{8,33}, \quad (3)$$

в котором использованы следующие обозначения зависимостей:

$N(T_{ВХ})$ – числа циклов (выходов на максималь-

ный режим) до разрушения детали от температуры на входе в двигатель;

$\sigma_b(t)$ – предела прочности от температуры детали;

$\sigma_{max}(T_{ex})$ – напряжения на максимальном режиме от температуры на входе;

$t(T_{ex})$ – температуры детали от температуры на входе.

Выражение (2) позволяет преобразовать формулу (1) к виду

$$\eta(T_{ex}) = K_{\sigma_{max}}(T_{ex}) \cdot K_{\sigma_b}(T_{ex}), \quad (4)$$

где $K_{\sigma_{max}}(T_{ex}) = \left[\frac{\sigma_{max}(T_{ex})}{\sigma_{max}(T_{exTПЦ})} \right]^{-8,33}$ – коэффициент,

характеризующий влияние на выработку ресурса силового фактора – отличия напряжений вследствие изменения температуры на входе;

$$K_{\sigma_b}(T_{ex}) = \left[\frac{\sigma_b(t(T_{ex}))}{\sigma_b(t(T_{exTПЦ}))} \right]^{-8,33} \text{ – коэффициент,}$$

характеризующий влияние на выработку ресурса термпрочностного фактора – изменения прочности деталей из-за изменения их температуры.

Сходное выражение следует и для выработки ресурса из-за снижения длительной статической прочности деталей. Повреждение, накопленное на максимальном режиме в этом случае, определяется выражением:

$$P_{max}(T_{ex}) = \frac{\tau_{max}}{\tau_p(\sigma_{max}(T_{ex}))}, \quad (5)$$

где τ_{max} – продолжительность максимального режима; τ_p – время работы до разрушения.

Используя обычную для длительной прочности зависимость $\tau_p = C(t)\sigma^{-m}$, получим из формул (4) и (5) выражение для относительной выработки ресурса из-за исчерпания длительной прочности:

$$\eta(T_{ex}) = K_{\sigma_{max}} \cdot K_{\sigma_{dl}} \cdot \frac{\tau_{max}}{\tau_{maxTПЦ}}, \quad (6)$$

где $K_{\sigma_{dl}} = \frac{C(t_{TПЦ})}{C(t)} = \left[\frac{\sigma_{dl}(t(T_{ex}))}{\sigma_{dl}(t(T_{exTПЦ}))} \right]^{-m}$ – коэф-

фициент, характеризующий влияние на выработку ресурса изменения длительной прочности деталей σ_{dl} из-за изменения их температуры;

$m = 7 \dots 12$ для многих материалов основных деталей.

На рис. 1 приведены оценки по формуле (6) выработки циклического ресурса деталей одного из серийных ТРДД в зависимости от температуры на входе в двигатель.

Параметры двигателя рассчитывались по высокоуровневой газодинамической модели для трех законов регулирования:

$$\pi = 22,3; T_{ТНД} = 995\text{К}, n_B = 5594 \text{ об/мин.}$$

Предполагалось, что система регулирования поддерживает на максимальных режимах равенство регулируемого параметра его значению в типовых условиях. Использовались следующие модели:

– нагружения деталей роторов:

$$\frac{\sigma_{max}(T_{ex})}{\sigma_{max}(T_{exTПЦ})} = \frac{n^2(T_{ex})}{n^2(T_{exTПЦ})}; \quad (7)$$

– нагружения деталей корпусов:

$$\frac{\sigma_{max}(T_{ex})}{\sigma_{max}(T_{exTПЦ})} = \frac{\pi(T_{ex})}{\pi(T_{exTПЦ})}; \quad (8)$$

– температуры деталей:

$$t = T_{КВД} + \Theta(T_{ПК} - T_{КВД}), \quad (9)$$

где $\pi(T)$ – степень сжатия воздуха в компрессоре на максимальном режиме;

$T_{КВД}, T_{ПК}$ – температура воздуха и газа за компрессором и перед рабочим колесом турбины высокого давления (ТВД);

$\Theta = 0, \Theta = 0,1, \Theta = 0,5$ – соответственно для корпуса камеры сгорания (КС), диска ТВД, рабочей лопатки ТВД.

По отношению к типовым условиям выработка циклического ресурса с увеличением температуры на входе до $50\text{ }^{\circ}\text{C}$ увеличивается от десятков раз при регулировании $\pi = \text{const}$ до 1,5...3 раз при наиболее щадящем регулировании $T_{\text{ТВД}} = \text{const}$.

При уменьшении температуры до $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ наблюдается уменьшение выработки ресурса. Сходство формул (7) и (8) позволяет отнести эти оценки и к выработке ресурса из-за истощения длительной прочности.

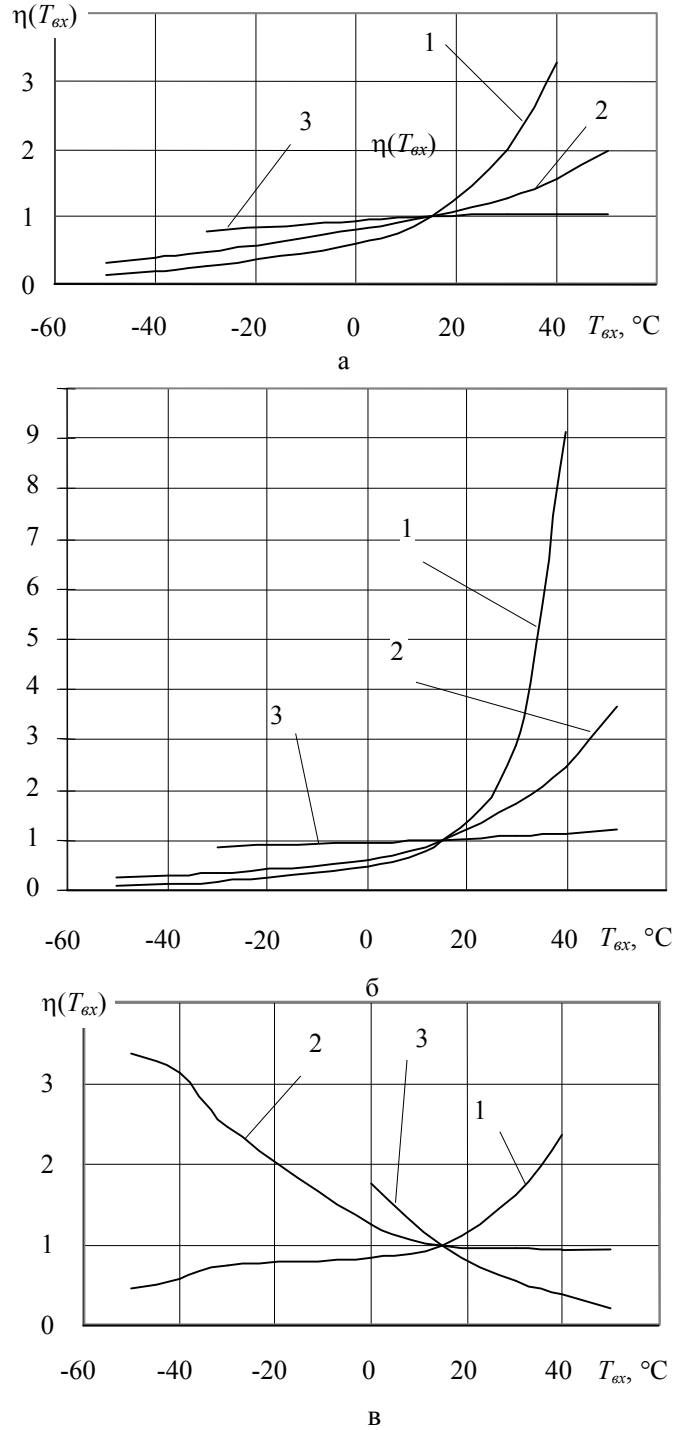


Рис. 1. Относительная выработка ресурса деталей ТРДД на взлетном режиме ($M = 0$, $H = 0$, $T_{ex} = \text{var}$):
 а – диск ТВД (ЭИ 437Б); б – рабочая лопатка ТВД (ЖС6К); в – корпус КС (12Х18Н9Т);
 при законах регулирования: 1 – $\pi_{\Sigma} = \text{const}$; 2 – $n_B = \text{const}$; 3 – $T_{\text{ТВД}} = \text{const}$

Первое поколение методов мониторинга выработки ресурсов основывалось на допущении, что выработка ресурса в ходе контролируемого полета совпадает с выработкой на аналогичных режимах типового полета и не зависит от внешних условий.

Как исходные данные использовались результаты регистрации количества выходов на максимальные режимы и времени работы на этих режимах. При совпадении циклограммы полетов учитываемая этими методами выработка ресурса соответствует значению $\eta_{уч} = 1$, в то время как фактически выработанный циклический ресурс определяется выражением (6), т.е. $\eta_{фак} = \eta(T_{вх})$. Оценка погрешности мониторинга в виде отношения фактически выработанного и учитываемого ресурсов совпадает для этих методов со значениями относительной выработки $\eta(T_{вх})$.

Исходя из данных, приведенных на рис. 1, для рабочих лопаток ТВД

$$\frac{\eta_{фак}}{\eta_{уч}} = \eta(T_{ex}) = 0,1 \dots 10,$$

для других деталей¹

$$\frac{\eta_{фак}}{\eta_{уч}} = \eta(T_{ex}) = 0,2 \dots 4.$$

Методы, учитывающие влияние на выработку ресурса силовых факторов, и использующие для этого результаты измерений частоты вращения, давления воздуха и других параметров, могут быть отнесены ко второму поколению методов мониторинга.

При расчете ими выработки ресурса силовой фактор $K_{\sigma_{max}}(T_{ex})$ учитывается с помощью моделей типа (4), (6), т.е. сравнительно точно.

Относительно прочностного фактора полагают, что прочность деталей на соответствующих режи-

мах контролируемого и типового полетов одинакова.

Таким образом, учет этими методами выработки ресурса соответствует значению $K_{\sigma_b} = 1$ в формуле (6):

$$\eta_{уч} = K_{\sigma_{max}}(T_{ex}).$$

Аналогичная предыдущей оценке погрешности для второго поколения методов определяется величиной неучитываемого термочностного фактора (рис. 2).

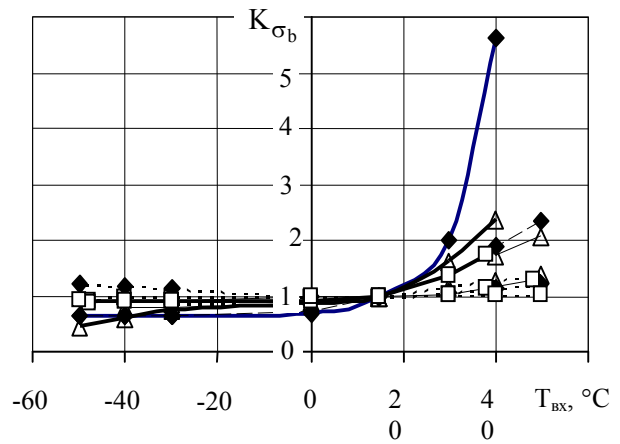


Рис. 2. Термочностной фактор выработки ресурса

на взлетном режиме:

- ◆ – рабочей лопатки ТВД (ЖС6К);
- △ – корпуса КС (12Х18Н9Т);
- – диска ТВД (ЭИ 437Б);
- при законах регулирования:
 — $\pi_{\Sigma} = const$; — $n_B = const$; - - $T_{ТНД} = const$

Для рабочих лопаток

$$\frac{\eta_{фак}}{\eta_{уч}} = K_{\sigma_b}(T_{ex}) = 0,5 \dots 5,$$

для других деталей

$$\frac{\eta_{фак}}{\eta_{уч}} = K_{\sigma_b}(T_{ex}) = 0,5 \dots 2.$$

В методах мониторинга 3-го поколения по результатам контроля параметров двигателя рассчитывают температурное и напряженное состояние его деталей для учета влияния на выработку ресурса как силового, так и термочностного факторов.

¹ Интервалы уменьшаются при комбинированных законах регулирования

Для этой цели используют математические модели температурного и напряженного состояний намного более точные, чем (9).

Погрешность мониторинга ресурса в этом случае определяется уже не столько величиной самих факторов, сколько погрешностью математических моделей и данных о прочностных свойствах материалов.

В связи с тем, что погрешность методов третьего поколения намного меньше погрешности предшествующих методов, целесообразно вместо использованной выше кратной формы погрешности $\eta_{фак}/\eta_{уч}$ перейти к традиционной относительной погрешности

$$\delta\eta = \frac{\Delta\eta}{\eta_{фак}} = \frac{\eta_{уч} - \eta_{фак}}{\eta_{фак}}.$$

Погрешность мониторинга выработки ресурса из-за погрешностей Δt и $\Delta\sigma_{max}$ – моделей температурного и напряженного состояний – оценим по формуле относительной погрешности косвенно измеряемой величины [1]:

$$\delta\eta = \sqrt{\left(\frac{\partial \ln \eta}{\partial \sigma_{max}} \Delta\sigma_{max}\right)^2 + \left(\frac{\partial \ln \eta}{\partial t} \Delta t\right)^2}.$$

Использование для η модели (6) и выполнение дифференцирования приводят к следующей зависимости погрешности мониторинга выработки ресурса от погрешности моделей температурного и напряженного состояний:

$$\delta\eta = 8,3\sqrt{\delta\sigma_{max}^2 + D^2\Delta t^2}, \quad (10)$$

где $D = \frac{1}{\sigma_b} \frac{\partial \sigma_b}{\partial t}$;

$\delta\sigma_{max} = \Delta\sigma_{max}/\sigma_{max}$ – относительная погрешность модели напряженного состояния.

Из выражения (10) следует аналогичная выражению (6) формула погрешности мониторинга ресурса по длительной прочности, отличающаяся коэффициентом (m вместо 8,3) и пределом прочности ($\sigma_{\partial n}$ вместо σ_b).

Постулируя необходимость уменьшения погрешности мониторинга ресурса системами 3-го поколения до 10...15% и принимая для жаропрочных сплавов $D \approx 0,004$, получим оценку допустимой погрешности мониторинга температурного состояния

$$\Delta t < 3^\circ\text{C}$$

и допустимой погрешности мониторинга напряженного состояния

$$\delta\sigma_{max} < 1\%.$$

Эти оценки можно использовать как начальные требования к точности при разработке математических моделей температурного и напряженного состояния деталей для систем мониторинга выработки ресурса.

Литература

1. Преображенский В.П. Теплотехнические измерения и приборы. – М.: «Энергия», 1978. – 704 с.

Поступила в редакцию 1.06.2005

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