

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  $\tau_{max}$  – продолжительность максимального режима;  $\tau_p$  – 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  $\sigma_{dl}$  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 °С увеличивается от десятков раз при регулировании  $\pi = \text{const}$  до 1,5...3 раз при наиболее щадящем регулировании  $T_{ТВД} = \text{const}$ .

При уменьшении температуры до - 50 °С наблюдается уменьшение выработки ресурса. Сходство формул (7) и (8) позволяет отнести эти оценки и к выработке ресурса из-за истощения длительной прочности.

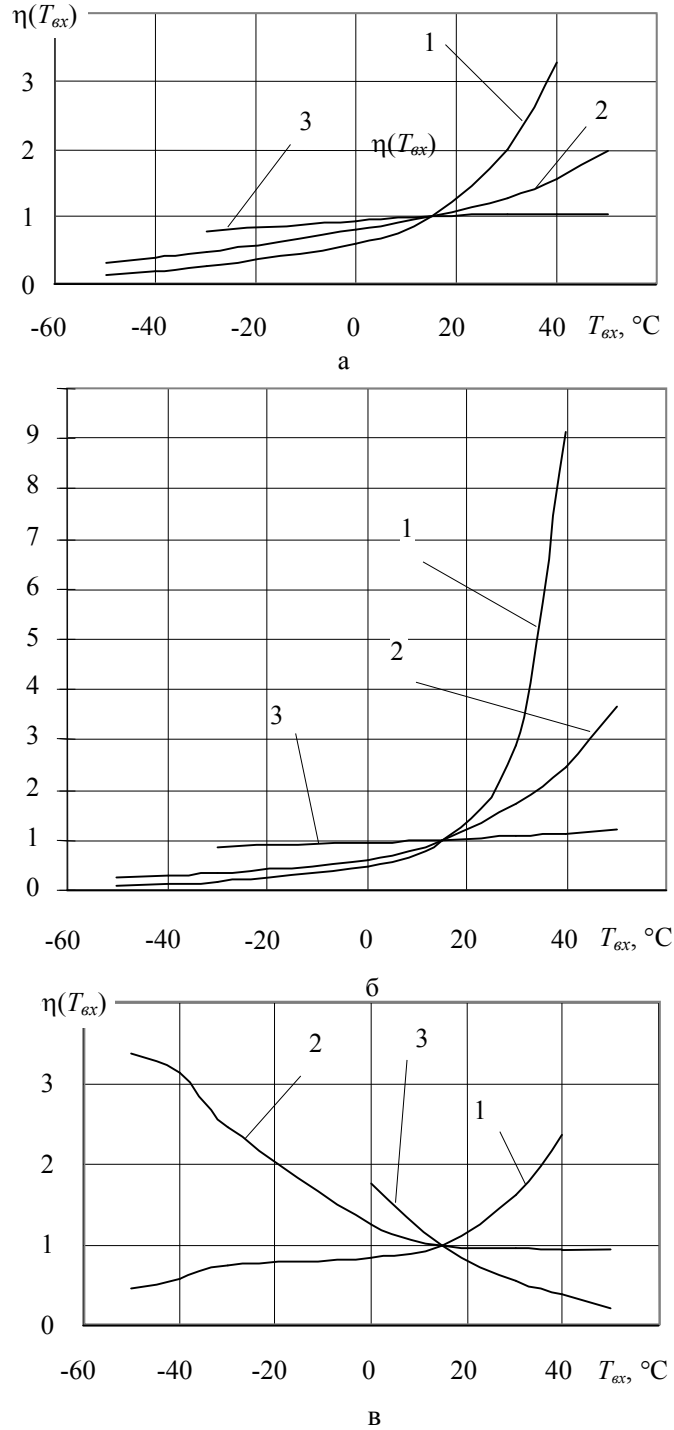


Рис. 1. Относительная выработка ресурса деталей ТРДД на взлетном режиме ( $M = 0, H = 0, T_{ex} = \text{var}$ ):  
 а – диск ТВД (ЭИ 437Б); б – рабочая лопатка ТВД (ЖС6К); в – корпус КС (12Х18Н9Т);  
 при законах регулирования: 1 –  $\pi_{\Sigma} = \text{const}$ ; 2 –  $n_B = \text{const}$ ; 3 –  $T_{ТВД}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

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 деталей<sup>1</sup>

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

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).

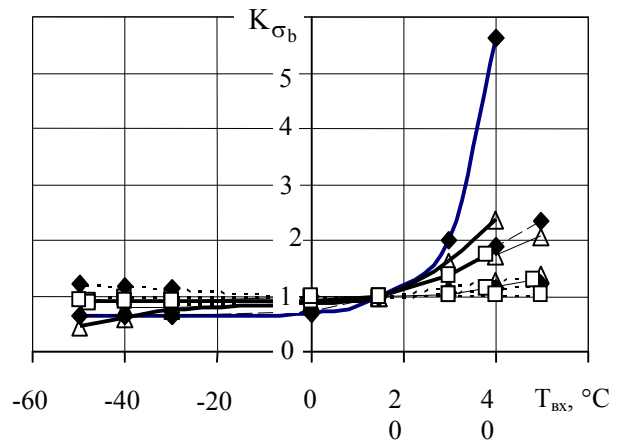


Рис. 2. Термочностной фактор выработки ресурса

на взлетном режиме:

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

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.

<sup>1</sup> 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  $\Delta t$  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  $\eta$  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  $\sigma_b$ ).

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.