

Таким образом, предложен метод бесконтактного контроля виброперемещения лопатки при высокотемпературных длительных испытаниях в стендовых условиях. Разработанное на основе указанного метода устройство малочувствительно к среднему зазору, что обеспечивает достаточно точный контроль при дрейфе вибростола электродинамического вибратора. Созданное акустическое устройство внедрено на ряде предприятий отрасли.

Библиографический список

1. *Tabáko J. Ausnutzungsmöglichkeiten von akustischen Signalen in Flüssigkeitsmechanismen // 2 Fachtagung Hydraulik und Pneumatik. - Magdeburg, DDR. - 1977. - Teil 1. - S. 93-103.*

2. Рубинштейн Я.М., Трубилов М.А. Пароструйный метод измерения зазоров в паровых трубах // Теплоэнергетика. - 1958. - № 7. - С. 68-74.

3. Пневматическое устройство для контроля виброперемещений. /В.П.Шорин, А.Г.Гимадиев, Н.Д.Быстров и др. - Положительное решение по заявке №3975630/25 от 29.10.85.

4. Быстров Н.Д., Гимадиев А.Г. Коррекция акустических частотных характеристик газовых волноводов систем контроля и управления // Пневматика и гидравлика. Приводы и системы управления. - М.: Машиностроение, 1984. - Вып. 10. - С. 101-109.

УДК 629.7.03-843.8.017.1

И.В.Демьянушко, В.К.Кувейда

ЧИСЛЕННЫЕ МОДЕЛИ КОНТРОЛЯ ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА
АВИАЦИОННЫХ ГТД

В последние годы в отечественной и зарубежной авиапромышленности уделяется большое внимание развитию наземных и бортовых систем контроля технического состояния двигателя, одной из функций которых является контроль выработки ресурса /1/.

Обработка полетной информации и получение сведений о выработанной в промежутке между отдельными вылетами части ресурса в реальном времени при наземном контроле требует создания алгоритмов и моделей оперативного ресурсного анализа.

Ресурс двигателя в целом определяется ресурсами его основных (наиболее нагруженных) деталей, к которым, в частности, относятся диски турбины и компрессора, лопатки турбины, камеры сгорания. В процессе полета детали подвергаются многофакторному нагружению, приводящему к накоплению повреждений от истощения длительной прочности и малоциклового усталости, а также к износу и коррозии. Основными видами повреждений, количественно связанных с долговечностью, являются повреждения от истощения длительной прочности и усталости.

В связи с ростом доли повреждений от малоциклового усталости в эксплуатации современная методология предполагает установление ресурса двигателя и отдельных деталей в количестве часов эксплуатации и в количестве полетных циклов.

Для ресурса в часах в качестве основного повреждающего механизма традиционно принимается длительная прочность, для ресурса в циклах - малоцикловая усталость.

Таким же подходом пользуются при составлении программ и оценке результатов стендовых ресурсных испытаний авиадвигателей.

Мерой для двух видов ресурса будем считать соответствующие повреждения, накопленные в обобщенном полетном цикле (ОПЦ), в их количественном выражении.

ОПЦ на стадии проектирования является расчетным и получается путем оценки предполагаемых условий эксплуатации авиадвигателя и результатов эксплуатации прототипов. На стадии доводки и эксплуатации ОПЦ становится статистической величиной, корректируемой по мере накопления данных.

Предлагается распространить вышеуказанную меру (повреждения в ОПЦ) и на контроль выработки ресурса. Это позволит давать сравнительную оценку выработки ресурса на всех стадиях жизненного цикла двигателя в одних единицах.

Для сопоставления отдельных полетных циклов введено понятие статического λ_f и циклического λ_N коэффициентов жесткости полета как отношение суммарной повреждаемости от истощения длительной прочности (малоциклового усталости) за полет к повреждениям от истощения длительной прочности (малоциклового усталости) на основном, наиболее

нагруженном режиме, главным образом на наиболее нагруженном подцикле, ОПЦ (получение этих коэффициентов основано на линейном суммировании повреждений):

$$\left. \begin{aligned} \lambda_t &= \frac{t_{p1}[\sigma, T]_{опц}}{t_{1,опц}} \int_0^{t_{пц}} \frac{dt}{t_p[\sigma(t), T(t)]}, \\ \lambda_N &= \frac{N_{p1}[\Delta\sigma, T]_{опц}}{N_{1,опц}} \int_0^{N_{пц}} \frac{dN}{N_p[\Delta\sigma(N), T(N)]}, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

- где $t_{пц}, N_{пц}$ - длительность и цикличность полетного цикла;
 $t_p[\sigma(t), T(t)]$ - текущее значение статической долговечности;
 $N_p[\Delta\sigma(N), T(N)]$ - текущее значение циклической долговечности;
 $t_{1,опц}, N_{1,опц}$ - длительность основного режима и количество основных подциклов в ОПЦ;
 $\sigma, T, \Delta\sigma$ - параметры нагружения (напряжения, температуры, размахи напряжений в критических точках).

При переходе к дискретным интервалам по напряжениям и к отдельным подциклам нагружения формулы (1) можно преобразовать следующим образом:

$$\lambda_t = \frac{1}{t_{1,опц}} \sum_{j=1}^K x_j t_j, \quad (2)$$

$$\lambda_N = \sum_{j=1}^{\ell} \eta_j,$$

- где K - количество дискретных интервалов по напряжениям;
 ℓ - количество подциклов нагружения за полетный цикл;

$x_j = \frac{t_{p1,опц}}{t_{pj}}$ - временной коэффициент приведения дискретного интервала к наиболее нагруженному режиму ОПЦ;

$\eta_j = \frac{N_{p1,опц}}{N_{pj}}$ - циклический коэффициент приведения j -го подцикла нагружения к основному подциклу ОПЦ;

t_j - суммарная наработка за полет в j -м дискретном интервале.

Выработка ресурса в часах и циклах за полет определяется с учетом выражений (1) и (2) соотношениями

$$T_{рес, пц} = \frac{\lambda_{тпц}}{\lambda_{топц}} t_{опц},$$

$$N_{рес, пц} = \frac{\lambda_{нпц}}{\lambda_{нопц}}.$$

Здесь $T_{рес, пц}$, $N_{рес, пц}$ - ресурс в часах и циклах, выработанный за полет;

$\lambda_{тпц}$, $\lambda_{топц}$ - коэффициенты статической жесткости полетного цикла и ОПЦ;

$t_{опц}$ - длительность ОПЦ;

$\lambda_{нпц}$, $\lambda_{нопц}$ - коэффициенты циклической жесткости полетного цикла и ОПЦ.

Реализация изложенного подхода требует некоторых предварительных замечаний:

критические точки, определяющие временной ресурс (в часах) отдельной детали и двигателя в целом, могут не совпадать с критическими точками, определяющими циклический ресурс;

контроль выработки ресурса в часах проводится по детали, имеющей наименьшую подтвержденную расчетом и экспериментом статическую долговечность;

контроль выработки ресурса в циклах проводится по детали, имеющей наименьшую подтвержденную расчетом и экспериментом циклическую долговечность;

в эксплуатации могут одновременно контролироваться несколько деталей для оценки выработки ресурса отдельных модулей двигателя.

При этом рассматриваются алгоритмы контроля выработки ресурса в эксплуатации, основанные на численных моделях обработки полетной информации в темпе времени.

Для каждой контролируемой точки устанавливается связь между характеристиками теплонапряженного состояния и регистрируемыми на борту самолета параметрами. Используются регрессионные модели вида

$$\left. \begin{aligned} T_i &= a_{1,i} t_{8x}^* + a_{2,i} t_2^* + a_{3,i} P_2^*, \\ b_i &= a_{4,i} n^2 + a_{5,i} t_{8x}^* + a_{6,i} \Delta T_i + a_{7,i} P_2^*, \\ \Delta T_i &= a_{8,i} n + a_{9,i} t_{8x}^* + a_{10,i} t_2^* + a_{11,i} P_2^*, \end{aligned} \right\} (3)$$

- где i - номер контролируемой точки (в дальнейшем индекс опускается);
- T_i, σ_i - температура и эквивалентное напряжение;
- ΔT_i - перепад температур по характерному сечению детали, определяющий уровень температурных напряжений в i -й точке;
- n - частота вращения ротора;
- $t_{\text{вх}}^*$ - температура воздуха на входе в двигатель;
- $t_{\text{б}}^*$ - температура газа за турбиной;
- P_2^* - полное давление воздуха за компрессором;
- $a_{j,i} (j=1, \dots, n)$ - постоянные коэффициенты, определяемые на основе газодинамического, прочностного и теплового расчетов с привлечением экспериментальных данных (термометрирование, тензометрирование и т.д.).

Во время полета параметры регистрируются с частотой, как правило, два раза в секунду. Чтобы выделить в реальном времени необходимый промежуток для расчетов ресурса, вычисления по формулам (3) проводятся через временные интервалы, соизмеримые с временем приемистости двигателя. Можно рекомендовать в качестве такого интервала

$$\Delta \tau = \frac{1}{3} \tau_{\text{прием}},$$

где $\tau_{\text{прием}}$ время приемистости двигателя.

Для функционирования алгоритма контроля выработки ресурса в часах на основании расчетов на прочность основных деталей задается пороговое значение напряжений $[\sigma] = f(\sigma, \tau)$, ниже которого можно не учитывать повреждения длительной прочности.

Для временных интервалов, в которых $\sigma > [\sigma]$, рассчитывается время до разрушения (долговечность в часах) при непрерывной работе с параметрами теплонапряженного состояния данного интервала. Долговечность определяется по имеющимся экспериментальным данным или обобщенным зависимостям, описывающим длительную прочность материала детали. В частности, для большинства материалов лопаток турбин удобно использовать обобщенную зависимость Ларсона-Миллера, имеющую порядок не выше второго /2/:

$$\lg \sigma = a_{12} + a_{13} P + a_{14} P^2;$$

$$P = T(a_{15} + \lg t_p),$$

где P - параметр Ларсена-Миллера;

a_{12}, \dots, a_{15} - постоянные коэффициенты для материала.

В этом случае время до разрушения выражается явно через параметры теплонапряженного состояния:

$$t_p = \exp[\lg 10 \left(\frac{P}{T} - a_{15} \right)],$$

где

$$P = \frac{-a_{13} + \sqrt{a_{13}^2 - 4a_{14}(a_{12} - \lg \sigma)}}{2a_{14}}.$$

Доля ресурса в часах, выработанная в значимом интервале, за промежуток времени ΔT подсчитывается по формуле

$$\Delta \tau_{\text{рес}, \ell} = C_T \frac{\Delta T}{t_{p, \ell}}.$$

Здесь C_T - постоянный коэффициент для контролируемой точки, вычисляемый по параметрам ОПЦ:

$$C_T = \frac{t_{\text{опц}} t_{p1, \text{опц}}}{\lambda_{t, \text{опц}} t_{1, \text{опц}}}.$$

Суммарная выработка ресурса в реальном времени на момент ℓ -го значимого интервала вычисляется по рекуррентному соотношению

$$\tau_{\text{рес}, \ell} = \tau_{\text{рес}, \ell-1} + \Delta \tau_{\text{рес}, \ell},$$

где $\tau_{\text{рес}, \ell-1}$ - ресурс в часах, выработанный до ℓ -го значимого интервала;

$\tau_{\text{рес}, \ell}$ - ресурс в часах, выработанный после ℓ -го значимого интервала.

В алгоритме контроля выработки ресурса в циклах предусматривается операция выделения элементарных подциклов нагружения из сложного цикла изменения теплонапряженного состояния в контролируемой точке. Для выделения подциклов можно использовать метод "потока дождя" и метод полных циклов.

В статье рассматривается четырехточечная схема, которая отвечает требованиям обработки полетной информации в темпе времени. Алгоритм выделения включает следующие операции.

За исходную точку в начале каждого сложного цикла принимается точка со значениями напряжений и температуры для неработающего двигателя, эта же точка считается первым локальным экстремумом:

$$\sigma_{21} = \sigma_{исх} , \quad T_{21} = t_{8х}$$

($\sigma_{исх}$ может отличаться от нуля при наличии первоначальных напряжений в контролируемой точке, наведенных при монтаже, и по другим причинам).

По формулам (3) рассчитываются напряжения и температуры в трех соседних по времени точках

$$\sigma_{\ell-1} , \quad \sigma_{\ell} , \quad \sigma_{\ell+1} ,$$

$$T_{\ell-1} , \quad T_{\ell} , \quad T_{\ell+1} .$$

Производится поиск локального экстремума по напряжениям и из следующих условий:

$$\sigma_{\ell} > \sigma_{\ell-1} \text{ и } \sigma_{\ell} > \sigma_{\ell+1} \Rightarrow \sigma_{2i} = \sigma_{\ell} , \quad T_{2i} = T_{\ell} \quad (i=2,3,4) \quad (4)$$

или

$$\sigma_{\ell} < \sigma_{\ell-1} \text{ и } \sigma_{\ell} < \sigma_{\ell+1} \Rightarrow \sigma_{2i} = \sigma_{\ell} , \quad T_{2i} = T_{\ell} \quad (i=2,3,4);$$

если условия (4) не выполняются, то вычисляются напряжения в следующей по времени точке ($\ell+2$) и проверяется выполнение условий (4) в точках ℓ , $\ell+1$, $\ell+2$ и так далее до тех пор, пока не будут выделены четыре локальных экстремума (включая исходную точку).

Проверяются условия выделения элементарных подциклов: если $|\sigma_{24} - \sigma_{21}| > |\sigma_{22} - \sigma_{21}|$ и $|\sigma_{23} - \sigma_{22}| > |\sigma_{22} - \sigma_{21}|$, то выделяется подцикл с параметрами

$$\sigma_{21} , \quad T_{21} ; \quad \sigma_{22} , \quad T_{22} ; \quad (5)$$

если $|\sigma_{24} - \sigma_{21}| > |\sigma_{22} - \sigma_{21}|$ и $|\sigma_{23} - \sigma_{22}| < |\sigma_{22} - \sigma_{21}|$, то выделяется подцикл с параметрами $\sigma_{23} , \quad T_{23} ; \quad \sigma_{22} , \quad T_{22}$.

Выделенный подцикл передается для дальнейших расчетов. Из последовательности экстремумов исключаются экстремумы, вошедшие в подцикл, количество экстремумов по соотношениям (4) дополняется до четырех, и процедура (5) повторяется.

При $|\sigma_{24} - \sigma_{21}| < |\sigma_{22} - \sigma_{21}|$ четырех экстремумов для выделения подцикла недостаточно. В этом случае для реализации в бортовом счетчике можно пойти на некоторые потери и выделить подцикл с параметрами $\sigma_{24}, T_{24}; \sigma_{23}, T_{23}$. Для наземного контроля с привлечением стационарной ЭМ необходимо рассмотреть следующие локальные экстремумы и хранить их в памяти, а выделение экстремумов проводить по всей совокупности локальных экстремумов с помощью условий (5), сдвигая четверку экстремумов на единицу от первого до последнего.

Операция выделения подциклов заканчивается при остановке двигателя путем присваивания последнему экстремуму значения $\sigma_{исх}$ и проверки условий (5).

В алгоритме контроля выработки ресурса в циклах также предусматривается введение порогового значения размаха напряжений $[\Delta\sigma] = \psi(\sigma, T)$, ниже которого повреждения малоциклового усталостью вносят незначительный вклад.

Для значимого подцикла по его параметрам определяются дополнительные характеристики - размах деформаций $\Delta\epsilon$ и среднее напряжение цикла σ_m .

В точках без концентрации напряжений (в случае упругого поведения материала)

$$\Delta\epsilon = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{E(T_{max})},$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2},$$

где $\sigma_{max}, \sigma_{min}$ - максимальное и минимальное значения напряжений в подцикле;

T_{max} - максимальная температура в подцикле;

E - модуль упругости.

Если расчет проводится для точек с концентрацией напряжений, то используется степенная схематизация диаграмм деформирования в форме

$$\sigma = C \varepsilon^m.$$

Здесь σ, ε - напряжение и деформация соответственно;
 C, m - постоянные величины для данного уровня температуры.

Размах деформаций и среднее напряжение определяются с привлечением гипотезы Нейбера:

$$\Delta \varepsilon = \left[\frac{\alpha_T^2 (\Delta \sigma)^2}{C(T_{max}) E(T_{max})} \right]^{\frac{1}{m(T_{max})+1}},$$

$$\sigma_m = \left[\alpha_T^2 \frac{\sigma_{max}^2}{C(T_{min}) E(T_{max})} \right]^{\frac{1}{m(T_{min})+1}} + \frac{C(T_{max})}{2} (\Delta \varepsilon)^{m(T_{max})},$$

где α_T - теоретический коэффициент концентрации напряжений.

Величины C и m предполагаются линейно зависимыми от температуры, тогда

$$m = a_{16} + a_{17} T,$$

$$C = a_{18} + a_{19} T,$$

где a_{16}, \dots, a_{19} - постоянные коэффициенты.

Для описания связи между размахом напряжений в подцикле и количеством циклов до разрушения можно использовать двучленную зависимость типа зависимости Мансона

$$A N_p^\alpha + B N_p^\beta = \Delta \varepsilon, \quad (6)$$

$$\text{где } A = \left(\ln \frac{1}{1-\psi} \right)^{-0,6},$$

$$B = \frac{3.5 (\sigma_{пред} - \sigma_m)}{E}.$$

Могут быть использованы и другие обобщенные уравнения или экспериментальные данные.

Величины $\sigma_{пред}, E, \psi$ (предельное напряжение σ_B или $\sigma_{0.1}$, модуль упругости и относительное сужение) в общем случае выражаются в виде линейной функции температуры:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\text{пред}} &= a_{20} + a_{21} T, \\ \epsilon &= a_{22} + a_{23} T, \\ \psi &= a_{24} + a_{25} T, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

где a_{20}, \dots, a_{25} - постоянные коэффициенты. Для конкретного материала вместо (7) предпочтительно применять полиномиальные зависимости.

Решение уравнения (6) упрощается, если принять универсальные показатели $\gamma = -0,6$; $\beta = -0,12$. Тогда вместо (6) получаем

$$Ax^5 + Bx = \Delta \epsilon,$$

откуда

$$N_p = \exp\left(\frac{\ln x}{-0,12}\right).$$

Ресурс, выработанный в подцикле в долях ОПЦ, вычисляется как

$$\Delta N_{\text{рес}} = C_N \frac{1}{N_p},$$

где C_N - постоянный коэффициент для контролируемой точки,

$$C_N = \frac{N_{p1.опц}}{A_{N.опц}}.$$

Ресурс в циклах в реальном времени определяется из выражения

$$N_{\text{рес.к}} = N_{\text{рес.к-1}} + \Delta N_{\text{рес.к}},$$

где $N_{\text{рес.к-1}}$ - ресурс в циклах, выработанный до выделения K -го значимого подцикла;

$N_{\text{рес.к}}$ - ресурс в циклах, выработанный после обработки K -го значимого подцикла;

$\Delta N_{\text{рес.к}}$ - доля ресурса в циклах, выработанная в K -м значимом подцикле.

Отметим в заключение, что величины σ в критической точке, входящие во все вышеприведенные соотношения, не обязательно являются максимальными нормальными напряжениями и деформациями. Они определяются в соответствии с принятой гипотезой прочности и зависят от конкретного напряженно-деформированного состояния в точке рассматриваемой детали.

Библиографический список

1. Д е м ь я н у ш к о И.В., Б и р г е р И.А. Расчет на прочность вращающихся дисков. - М.: Машиностроение, 1978. - 245 с.

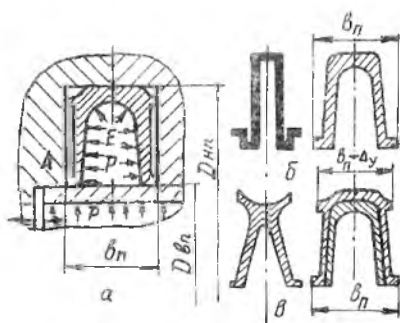
2. Конструкционная прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей /Под ред. И.А.Биргера и Б.Ф.Балашова. - М.: Машиностроение, 1981. - 222 с.

УДК 621.882.6:539.4

Ф.В.Е д е л ь к и н

КОЭФФИЦИЕНТ ПОДАТЛИВОСТИ УПЛОТНЕНИЙ С П-ОБРАЗНЫМИ САМОУПЛОТНЯЮЩИМИСЯ ПРОКЛАДКАМИ

В двигателях летательных аппаратов все более широкое применение получают уплотнения, обеспечивающие надежную герметичность неподвижных резьбных соединений при небольших силах обжатия прокладки. Настоящая статья посвящена исследованию таких уплотнений с П-образными самоуплотняющимися металлическими прокладками.



Р и с. 1. Уплотнения (а) с П-образными самоуплотняющимися прокладками с двумя (б) и четырьмя (в) поясками

В закрытую или полую канавку уплотнений устанавливаются прокладки П-образных сечений с двумя или четырьмя уплотняющими поясками /1-3/ (рис. 1). Прокладки могут изготавливаться из двух деталей - пружины и оболочки, завальцованной на ее наружную поверхность, или одной детали - пружины, покрытой мягким материалом толщиной 15..20мкм. Твердость материалов оболочки и покрытия должна быть меньше или равна твердости уплотняющих поверхностей фланцев.