

УДК 629.735.083.035.3.004.58 (045)

В.В. ПАНИН, С.В. ЕНЧЕВ, М. ОЛАЛИ

Национальный авиационный университет, Киев, Украина

СОВРЕМЕННЫЙ ПОДХОД К РЕАЛИЗАЦИИ КОМПЛЕКСНОЙ МЕТОДИКИ ДИАГНОСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В статье рассматриваются вопросы создания комплексной методики диагностирования авиационных газотурбинных двигателей на базе интеграции показателей концентрации продуктов износа в масле, параметров вибрации и рабочего процесса.

авиационный газотурбинный двигатель, комплексная методика диагностирования, диагностический параметр, минимальная критериально-параметрическая характеристика, корреляционно-регрессионный анализ

Введение

Совершенствование авиационной техники, повышение ее надежности, регулярности и безопасности полетов воздушных судов (ВС), качества их технического обслуживания, уменьшение уровня эксплуатационных затрат неразрывно связаны с одним из основных направлений деятельности гражданской авиации – совершенствованием системы эксплуатации авиационной техники. При таких условиях особое значение имеет задача оптимизация стратегии эксплуатации ВС и их важнейших автономных систем – авиационных газотурбинных двигателей (ГТД).

Таким образом, существует необходимость в исследовании критериально-параметрической базы комплексной методики диагностирования ГТД, которая должна отвечать не только международным стандартам безопасности авиации, но и служить надежным фундаментом для внедрения новых технологических разработок в области диагностирования ГТД.

Анализ исследований и публикаций. Исследования процесса эксплуатации ГТД разных типов [1 – 7] показали, что эффективность реализованной стратегии эксплуатации в основном определяется режимом диагностирования авиадвигателей, обусловленным периодичностью контроля, составом

диагностических параметров, величиной упреждающего допуска диагностического параметра, а также эксплуатационными характеристиками средств диагностирования.

При разработке и внедрении систем контроля ГТД диагностические интервалы, а также упреждающие допуски диагностических параметров, определяются из апостериорной оценки динамики изменения показателей процесса эксплуатации и надежности парка однотипных ГТД, на базе которых строятся различные алгоритмы диагностического исследования [2, 4, 7 – 9].

Постановка задачи. Необходимо отметить, что качество исследований определяется количеством используемых критериев: чем больше получено информации, тем более достоверной будет оценка технического состояния ГТД. С экономической точки зрения, для быстрого процесса диагностирования необходимо рассматривать минимальное поле диагностического исследования [7]. Использование комплексного метода оценки технического состояния ГТД обеспечивает авиакомпаниям преимущества в двух аспектах: более точное представление о состоянии самолетно-моторного парка и снижение эксплуатационных расходов.

Задачу данного исследования можно сформулировать как исследование возможности использования минимальных критериально-параметрических

характеристик комплексной методики диагностирования ГТД. Такие характеристики должны одновременно отвечать современным международным стандартам безопасности полета и экономической рентабельности использования данной методики, и тем самым сосредоточить производителей диагностических разработок на изготовлении удобных малогабаритных диагностических устройств для определения этих параметров.

1. Формирование минимально-критериальных характеристик условного повреждения ГТД

Современные диагностические приборы для ГТД должны проводить анализ изменения уровня общей вибрации двигателя, концентрации продуктов износа деталей, которые омываются маслом, накопления повреждений критических элементов конструкций [4, 6, 7], оценки технического состояния элементов проточной части ГТД.

Диагностический параметр общей вибрации двигателя

$$\Delta \bar{K}_g = \frac{K_{g\text{мек}}}{K_{g0}} - 1, \quad (1)$$

где K_{g0} и $K_{g\text{мек}}$ – соответствующее начальное и текущее значение, например, коэффициента виброперегрузки.

Аналогично можно определить относительный коэффициент прироста концентрации металла в масле:

$$\Delta \bar{K}_{Fe} = \frac{K_{Fe\text{мек}}}{K_{Fe0}} - 1, \quad (2)$$

где K_{Fe0} и $K_{Fe\text{мек}}$ – соответственно начальное и текущее значения концентрации железа в масле.

Величину получения повреждений критического элемента конструкции представим в виде

$$\bar{K}_\tau = \frac{t_e}{\tau_e}, \quad (3)$$

где t_e – эквивалентная наработка, которая накапливается от полета к полету; τ_e – долговечность кри-

тического элемента конструкции при параметрах эквивалентного режима нагрузки. В качестве эквивалентного режима нагрузки рекомендуется выбирать взлетный режим работы двигателя в стандартных атмосферных условиях. Если реальную наработку двигателя представить в виде эквивалентной, которая определяется для критического элемента конструкции, то для каждого значения эквивалентной наработки t_e связь параметра $\Delta \bar{K}_\tau$ с $\Delta \bar{K}_g$ и $\Delta \bar{K}_{Fe}$ может быть аппроксимирована выражениями первого порядка:

$$\bar{K}_\tau = \gamma + \beta_1 \Delta \bar{K}_g; \quad (4)$$

$$\bar{K}_\tau = \gamma + \beta_2 \Delta \bar{K}_{Fe}, \quad (5)$$

где γ , β_1 и β_2 – коэффициенты взаимосвязи.

Учитывая выражения (4) и (5), уравнение связи между рассмотренными параметрами для заданного τ_e будет иметь следующий вид:

$$\bar{K}_\tau = \gamma + \beta_1 \Delta \bar{K}_g + \beta_2 \Delta \bar{K}_{Fe}. \quad (6)$$

При $\Delta \bar{K}_g = 0$ или при $\Delta \bar{K}_{Fe} = 0$ уравнение (6) превращается в уравнение (4) или (5). В том случае, когда $\Delta \bar{K}_g = 0$ и $\Delta \bar{K}_{Fe} = 0$, $\bar{K}_\tau = \gamma$.

С учетом (3) можно записать:

$$\gamma = \frac{1}{\tau_e}. \quad (7)$$

Учитывая, что выражение (6) устанавливает связь между параметрами, \bar{K}_τ , $\Delta \bar{K}_g$ и $\Delta \bar{K}_{Fe}$ для отдельных промежутков времени, установим зависимость коэффициентов от величины эквивалентной наработки. При этом отметим, что коэффициент γ связан с величиной эквивалентной наработки уравнением (7).

Как показывает практика, связь коэффициентов с величиной эквивалентной наработки может быть описана следующим образом:

$$\beta_1 = \lambda_0 + \lambda_1 t_e; \quad (8)$$

$$\beta_2 = \varphi_0 + \varphi_1 t_e, \quad (9)$$

где λ_0 , λ_1 , φ_0 , φ_1 – постоянные коэффициенты.

С учетом (7), (8), и (9) преобразуем выражение (6) к виду

$$\bar{K}_\tau = \frac{1}{\tau_e} t_e + (\Delta \bar{K}_g \lambda_0 + \Delta \bar{K}_g \lambda_1 t_e) + (\Delta \bar{K}_{Fe} \varphi_0 + \Delta \bar{K}_{Fe} \varphi_1 t_e). \quad (10)$$

Решая уравнение (10) относительно t_e , получим:

$$t_e = \frac{\bar{K}_\tau - \Delta \bar{K}_g \lambda_0 - \Delta \bar{K}_{Fe} \varphi_0}{1/\tau_e + \Delta \bar{K}_g \lambda_1 + \Delta \bar{K}_{Fe} \varphi_1}. \quad (11)$$

Выражение (11) позволяет оценить эквивалентную наработку при одновременном действии двух или трех параметров: \bar{K}_τ , $\Delta \bar{K}_g$ и $\Delta \bar{K}_{Fe}$.

Используя формулу (11), с учетом соотношения (7) можно представить величину условного повреждения двигателя как

$$\begin{aligned} \gamma(\bar{K}_\tau, \Delta \bar{K}_g, \Delta \bar{K}_{Fe}) &= \\ &= \frac{\bar{K}_\tau - \Delta \bar{K}_g \lambda_0 - \Delta \bar{K}_{Fe} \varphi_0}{t_e (1 + \Delta \bar{K}_g \lambda_1 + \Delta \bar{K}_{Fe} \varphi_1)}. \end{aligned} \quad (12)$$

Рассмотренный подход к оценке условного повреждения справедлив для многократно повторяющейся соответствующей реализации программы работы двигателя и соответствующей программы нагрузки его основных узлов и деталей.

В этой связи постоянные коэффициенты, которые входят в расчетную формулу, могут быть применены только для конкретной реализации программной работы.

Если реализация отличается от одного полета к другому, то и постоянные коэффициенты будут отличаться.

Это обуславливает необходимость установки функциональных зависимостей между постоянными коэффициентами и параметрами, которые характеризуют реализацию программы работы двигателя.

В качестве таких параметров необходимо принимать скорость накопления повреждений принятого критического элемента во время j -й реализации полета, а также скорости изменения относительных приростов характеристик вибраций $(\Delta \bar{K}_g)_j / t_{nj}$ и

концентрации металла в масле $(\Delta \bar{K}_{Fe})_j / t_{nj}$.

Результаты экспериментов с их корреляционно-регрессионным анализом [4, 5] позволяют установить статистические зависимости для постоянных коэффициентов:

$$\lambda_0 = A_0 + \frac{1}{t_{nj}} (A_1 d\Pi_j + A_2 \Delta \bar{K}_{g j} + A_3 \Delta \bar{K}_{Fe j});$$

$$\lambda_1 = B_0 + \frac{1}{t_{nj}} (B_1 d\Pi_j + B_2 \Delta \bar{K}_{g j} + B_3 \Delta \bar{K}_{Fe j});$$

$$\varphi_0 = N_0 + \frac{1}{t_{nj}} (N_1 d\Pi_j + N_2 \Delta \bar{K}_{g j} + N_3 \Delta \bar{K}_{Fe j});$$

$$\varphi_1 = M_0 + \frac{1}{t_{nj}} (M_1 d\Pi_j + M_2 \Delta \bar{K}_{g j} + M_3 \Delta \bar{K}_{Fe j}),$$

где $A_0, \dots, A_3; B_0, \dots, B_3; N_0, \dots, N_3; M_0, \dots, M_3$ – постоянные коэффициенты уравнений линий регрессии.

Таким образом, определяя коэффициенты $\lambda_0, \lambda_1, \varphi_0, \varphi_1$, можно провести оценку получения условного повреждения двигателя для различных реализаций программ его работы.

2. Учет технического состояния проточной части ГТД

Для проведения полной диагностики работы двигателя необходимо учитывать оценку технического состояния элементов проточной части ГТД по регистрируемым параметрам [3].

Как известно, термодинамическое совершенство проточной части ГТД должно определяться эквивалентным эффективным коэффициентом полезного действия (КПД), который в данном случае определяется как отношение выходной мощности двигателя к подведенной энергии.

Винтовая мощность определяется по формуле

$$N_g = k \cdot n \cdot P_{ИКМ},$$

где k – коэффициент, который учитывает геометрические характеристики трансмиссии; n – частота вращения ротора; $P_{ИКМ}$ – давление масла в системе измерения крутящего момента, МПа.

Поэтому в качестве основного диагностического критерия для оценки технического состояния проточной ГТД используют комплекс

$$K_{GT} = \frac{P_{ИКМ}}{G_T} \cdot 10^3.$$

Данный критерий определяет винтовой КПД, изменения которого отображают все износные и случайные повреждения элементов проточной части двигателя. Поэтому, если в системе диагностирования реализовать процесс постоянного определения данного критерия, то можно прогнозировать работу двигателя и заблаговременно устранять возможные технические повреждения частей ГТД как на земле, так и в воздухе путем предупреждения экипажа самолета о вероятном повреждении и автоматически-ручного включения дополнительных систем, которые должны компенсировать работу поврежденного двигателя, отвести от него питание, включить при необходимости противопожарную систему, которая устанавливается на борту самолета.

Заключение

Использование комплексной методики диагностирования ГТД с учетом трех диагностических параметров позволяет получить оценки остаточной долговечности ГТД – запаса долговечности, может использоваться в широком диапазоне изменения параметров программ работы ГТД, что может быть полезным для оценки технического состояния ГТД в эксплуатации.

Литература

1. Акимов В.М. Основы надежности газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1988. – 207 с.
2. Биргер И.А. Техническая диагностика. – М.: Машиностроение, 1982. – 240 с.
3. Синтез систем управления и диагностирования газотурбинных двигателей / С.В. Елифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко и др. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.
4. Янко А.К. Определение остаточного ресурса ГТД на основе анализа измерения запасов прочности наиболее нагруженных элементов // В кн.: Промышленная теплотехника. – К.: Наукова думка, 1980. – № 4. – С. 231-240.
5. Карпов Е.Н., Дягилев В.А., Лаврухин С.Н. Оценка технического состояния элементов проточной части ТВД по регистрируемым параметрам // Эксплуатационная надежность авиационных газотурбинных двигателей: Межвуз. сб. науч. тр. – К.: КИИГА, 1981. – С. 42-49.
6. Єнчев С.В., Кінашук І.Ф., Олалі М. Методи контролю технічного стану газотурбінних двигунів у процесі експлуатації // Проблеми тертя та зношування: Зб. наук. пр. – К.: НАУ, 2007. – Вип. 47. – С. 40-48.
7. Єнчев С.В., Гуз С.Ю., Вознюк А.П., Олалі М. Комплексний метод діагностування турбогвинтових двигунів // Вісник НАУ. – 2007. – № 1. – С. 109-111.
8. Єнчев С.В. Математическое моделирование системы «САУД-АД» для определения качества функционирования в условиях авиапредприятий // Наука і молодь: Зб. наук. пр. – К.: НАУ, 2006. – С. 121-124.
9. Єнчев С.В., Сильнягін А.О. Формування логіко-імовірнісної моделі функціонування електронної системи управління авіадвигунами // Електроніка та системи управління. – 2007. – № 1 (13). – С. 200-205.

Поступила в редакцию 21.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Елифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.