

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

О. Н. ЦУРИКОВ

Исследования по совершенствованию системы диагностирования изделий авиационной техники (АТ) проведены на примере газотурбинного трехвального двухконтурного авиационного двигателя (АД) модульной конструкции с большой степенью двухконтурности. Выбор объекта исследования обусловлен следующими факторами:

непосредственным влиянием технического состояния АД на уровень безопасности полетов;

высокой стоимостью как самого современного трехвального АД модульной конструкции, так и его технического обслуживания (ТО);

достаточной адаптивностью современных АД к функциональному диагностированию в процессе эксплуатации, которая достигается за счет модульности конструкции и большого количества функциональных параметров, контролируемых в процессе эксплуатации.

В настоящее время разработана и широко применяется методика диагностирования газотурбинных трехвальных АД модульной конструкции, по параметрам, регистрируемым в процессе эксплуатации. Как показывает анализ опыта эксплуатации, существующая методика диагностирования недостаточно эффективна прежде всего из-за несовершенства алгоритма обработки параметров, регистрируемых в процессе эксплуатации. Следовательно, совершенствование методики диагностирования газотурбинных трехвальных АД модульной конструкции является важной и актуальной научно-технической задачей.

Статистической базой исследования послужили результаты измерений диагностических параметров, полученных на парке двигателей, эксплуатировавшихся в аэропортах Украины и стран СНГ. Подконтрольный парк АД (таблица) включал данные большого количества двигателей, суммарная наработка которых составила свыше 200 тыс. ч налета. При этом была собрана достаточно большая выборка значений параметров как по парку исправно работавших двигателей, так и по двигателям, досрочно снятым с эксплуатации по отказам, развитие которых сопровождалось изменением диагностических параметров. Таким образом, используемая информация включала:

исходную (неизменяемую) информацию, которая идентифицирует конкретный экземпляр объекта диагностирования и остается постоянной в пределах времени существования этого экземпляра в системе технической эксплуатации (ТЭ) авиационной техники (АТ);

условно-постоянную информацию, изменяемую в пределах времени существования двигателя в системе ТЭ АТ;

переменную информацию, которая многократно изменяется в пределах существования объекта в системе ТЭ АТ и включает: *первичную* информацию, получаемую непосредственно от конкретного объекта диагностирования и (или) среды и описывающую текущее состояние на момент получения информации; *оперативную* информацию, получаемую в результате обработки первичной информации.

Для накопления в базе данных сведений об откатавших двигателях проанализирована информация о досрочных съемах двигателей с эксплуатации. Для части двигателей, входящих в каждую группу отказов, в эксплуатационных предприятиях получены «полетные карты», информация из которых введена в базу данных.

Досрочные съемы АД с эксплуатации (таблица) наиболее часто происходили из-за разрушения подшипников (22 %), повреждения лопаток (22 %), помпажа (28 %).

Проанализируем развитие представленных отказов. Как известно [1], значения диагностических параметров, измеряемых в эксплуатации, подвержены влиянию различных эксплуатационных факторов. Ими могут быть внешние атмосферные условия; режимы работы двигателя, на которых регистрируются параметры; погрешности средств измерений параметры и пр. В общем виде изменения любого диагностического параметра от полета к полету могут быть представлены в следующем виде [3]:

$$\Delta P_i = \Delta P_{в.у_i} + \Delta P_{р.р_i} + \Delta P_{с.л_i} + \Delta P_{п.р_i} + \Delta PP_{т.с_i}, \quad (1)$$

где составляющие изменений параметров в i -м полете по сравнению с $i-1$ полетом ΔP_i определяются: $\Delta P_{в.у_i}$ — внешними атмосферными условиями; $\Delta P_{р.р_i}$ — режимом работы двигателя; $\Delta P_{с.л_i}$ — погрешностями средств измерений параметров; $\Delta P_{п.р_i}$ — прочими случайными факторами; $\Delta PP_{т.с_i}$ — изменением технического состояния.

Распределение досрочного съема двигателей

Проявление отказов	Количество отказов	Суммарная наработка двигателей, ч
Разрушение ротора	1	754
Повреждение рабочих лопаток	4	2827
Разрушение подшипников, шестерен	4	2184
Смещение рабочих лопаток по пазу	2	4821
Помпаж	5	3829
Повышение вибрации	2	2553
Итого	18	14439

Диагностирование осуществляется по изменению последней составляющей $\Delta P_{т.с.}$, рассматриваемой как полезный сигнал, который должен быть выделен в результате обработки диагностической информации. Остальные составляющие представляют собой шум.

Существует множество методов обработки параметров, которые называются приведением, сглаживанием и т. д., особенности которых достаточно широко изложены в различных литературных источниках [1–3]. Однако на практике их использование без соответствующих уточнений не позволяет получить адекватный результат. Несмотря на применение указанных методов обработки, корреляция диагностических параметров, например, с параметрами внешней среды или другими параметрами, характеризующими эксплуатационные факторы, достаточно велика.

В процессе разработки оптимального алгоритма обработки диагностических параметров АД использовались альтернативные методики приведения параметров к единым внешним условиям.

Задача оптимизации алгоритмов обработки решалась в такой последовательности:

производилась сравнительная оценка эффективности методик приведения по критерию F :

$$F = \sigma_{пр} / \sigma_{исх}, \quad (2)$$

где $\sigma_{пр}$ и $\sigma_{исх}$ — среднеквадратические отклонения соответственно приведенных и исходных значений диагностических параметров;

уточнялись коэффициенты приведения значений диагностических параметров;

производилась сравнительная оценка эффективности одно- и двухэтапного приведения.

Эффективность приведения параметров оценивалась с помощью регрессионного анализа. С этой целью для каждого двигателя определялись коэффициенты регрессии a . Использована линейная зависимость приведенных значений диагностических параметров $P_{пр}$ от измеренных параметров $P_{изм}$, параметров среды и режимов работы:

$$P_{пр} = P_{изм} + a_1 T_n + a_2 H + a_3 M + a_4 G_{свв} + a_5 P_p, \quad (3)$$

где T_n — температура окружающей среды; H — высота полета; M — число Маха; $G_{свв}$ — расход топлива на систему кондиционирования воздуха; P_p — параметр режима работы.

Определялись также начальные и остаточные дисперсии при обработке параметров, приведенных с использованием альтернативных методик. При этом установлено, что остаточная дисперсия, полученная после приведения параметров данного двигателя с использованием коэффициентов регрессии для него, является минимальной.

Для оценки эффективности приведения по альтернативным методикам значения i -х диагностических параметров для каждого j -го двигателя подвергались статистическому анализу. С этой целью вычисляли: исходные среднеквадратические отклонения измеренных значений параметров $\sigma_{исх_{i,j}}$; среднеквадратические отклонения значений параметров, приведенных по индивидуальным коэффици-

ентам приведения, которые получены в результате регрессионного анализа $\sigma_{пр_{i,j}}$; среднеквадратические отклонения параметров, приведенных с помощью альтернативных методик приведения $\sigma_{м_{i,j}}$.

В результате установлено, что наименьшее остаточное среднеквадратическое отклонение получается после приведения измеренных значений параметров с использованием индивидуальных коэффициентов. При этом, если в качестве режимного параметра используется частота вращения вентилятора, то для всех двигателей остаточное среднеквадратическое отклонение минимально. Остаточное среднеквадратическое отклонение при приведении с индивидуальными коэффициентами характеризует суммарные ошибки системы измерения параметров, погрешности линейной аппроксимации формул приведения, а также воздействия неучтенных факторов.

Установлено, что остаточные среднеквадратические отклонения для двигателей одного самолета, эксплуатировавшегося в течение определенного календарного периода времени (например, одного года), а следовательно, при одинаковых внешних условиях, различаются между собой лишь в связи с различной реакцией двигателей на внешние условия (индивидуальные характеристики двигателей), а также индивидуальными метрологическими характеристиками измерительного тракта двигателей. Подтверждением этого является тот факт, что при разбиении периода эксплуатации АД одного самолета на сезоны остаточные среднеквадратические отклонения для всех двигателей изменяются эквидистантно. Аналогичные закономерности выявлены при анализе коэффициентов регрессии.

Рассчитаны остаточные среднеквадратические отклонения параметров, приведенных к частоте вращения вентилятора с индивидуальными коэффициентами. Анализ полученных данных свидетельствует о том, что параметры функции плотности распределения остаточных среднеквадратических отклонений при использовании индивидуальных коэффициентов и применяемой методики для параметров температуры газов за турбиной T_t , частоты оборотов за минуту ротора низкого давления n_3 и часового расхода топлива σ_t практически совпадают.

При сравнении остаточных среднеквадратических отклонений с приведением к частоте вращения n установлено, что при использовании индивидуальных коэффициентов остаточное среднеквадратическое отклонение существенно уменьшается по сравнению с приведением по применяемой методике. С учетом того, что приведение с индивидуальными коэффициентами к режиму по частоте вращения вентилятора существенно снижает остаточное среднеквадратическое отклонение по сравнению с приведением по режиму n_3 , можно сделать вывод о том, что по критерию F (критерий снижения дисперсии) предлагаемая методика приведения наиболее эффективно снижает дисперсию.

Установлено, что остаточные среднеквадратические отклонения для ряда значений параметров, полученных с использованием алгоритмов приведе-

ния, основанных на индивидуальных коэффициентах, не зависят от методики предварительной обработки данных. Результаты расчетов распределения индивидуальных коэффициентов приведения к внешним условиям и режиму работы двигателя (частоты оборотов за одну минуту ротора высокого давления n_1) свидетельствуют о том, что эти коэффициенты изменяются в широких диапазонах, а для некоторых параметров различаются даже по знаку. Это объясняется двумя обстоятельствами:

во-первых, относительно узким диапазоном вариации зависимых переменных в реальных условиях эксплуатации;

во-вторых, относительно небольшим влиянием зависимых переменных на изменение параметров состояния.

С целью разработки эффективного алгоритма приведения параметров их обработка может осуществляться в два этапа (двухстадийное приведение). На первом этапе необходимо осуществлять приведение диагностических параметров к стандартным атмосферным условиям с использованием обычных формул теории подобия, а на втором этапе приведенные параметры необходимо дополнительно привести к единым внешним условиям и режиму. На втором этапе для большинства параметров необходимо использовать линейные зависимости приведения, а для частоты вращения каскада высокого давления — нелинейную зависимость.

Результаты обработки параметров при одно- и двухстадийном приведении свидетельствуют о том, что приведение измеренных значений параметров с помощью формул теории подобия приводит к повышению среднеквадратического отклонения параметров. Линейное приведение с индивидуальными коэффициентами на втором этапе существенно уменьшает значение среднеквадратического отклонения, что иллюстрируют рис. 1, 2, на которых представлены графики изменения по полетам исходного и приведенного значений параметров T_r и σ_r .

Анализ диагностической информации свидетельствует о том, что повысить достоверность распознавания вида технического состояния объекта диагностирования можно благодаря учету взаимного влияния параметров. Другими словами, при использовании многомерной плотности распределения параметров эффективность диагностирования возрастает. Учитывая, что система контроля АД предлагает регистрацию большого объема параметров, имеющих различную физическую сущность, различный относительный диапазон изменения и

относительную ширину поля допусков, для диагностирования в многомерном пространстве признаков возникла необходимость на этапе, следующем после приведения параметров, провести их нормирование. С этой целью определяли базовые значения параметров по первым десяти полетам, а текущие нормированные значения по формуле

$$K_{p_j} = \frac{P_i^\sigma - P_i^r}{\Delta_i}, \quad (4)$$

где P_i^σ — базовая характеристика параметра конкретного экземпляра двигателя, которая представляет собой среднее арифметическое значение величин параметров, зарегистрированных в первых десяти полетах с момента начала эксплуатации данного двигателя; $P_{i,j}$ — текущее приведенное значение параметра; Δ_i — допуск на изменение параметра в эксплуатации.

Из анализа выражения (4) следует, что при $K_p < 1$ значения единичного параметра находятся в пределах допуска. Таким образом, по величине K_p можно судить о степени исчерпания ресурса работоспособности двигателя по данному параметру независимо от его физической сущности.

На следующем этапе диагностирования осуществлялось сглаживание представленных критериальных значений.

Как известно из опыта эксплуатации АД, приведение диагностических параметров к единым внешним условиям позволяет исключить лишь две составляющие $\Delta P_{v,y_i}$ и $\Delta P_{p,p_i}$. Исключить влияние на уровень параметров случайных составляющих, таких как $\Delta P_{e,n_i}$ и $\Delta P_{n,p_i}$, можно, используя различные методы статистического сглаживания ряда значений параметров [1–3] и составляющего преобразования уровня диагностических параметров.

Полученные критериальные значения параметров K_{p_i} обрабатывались методом экспоненциального сглаживания [3].

И наконец, для комплексной оценки состояния изделия АТ определялось значение обобщенного комплексного критерия:

$$A = \left(\sum_{i=1}^n K_{ij}^2 \right)^{0,5}, \quad (5)$$

где n — количество диагностических параметров; K_{ij} — критериальное значение i -го параметра, полученное в j -м полете.

Для повышения устойчивости комплексного критерия при его вычислении, если значение единичного критерия $K_{p_i} < 0,3$, то принималось, что $K_p = 0$. Если получаемое при этом значение $A_j > 1$ при

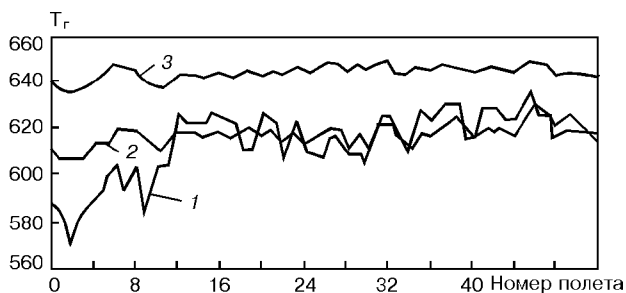


Рис. 1. Графики исходного и приведенного параметра T_r : 1 — исходные значения, 2 — одно-, 3 — двухстадийное приведение.

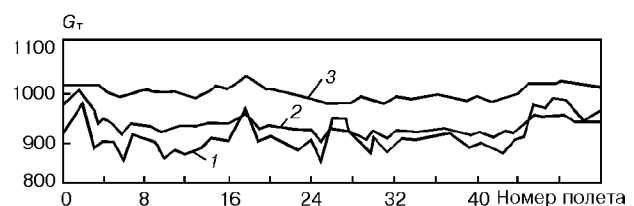


Рис. 2. Графики исходного и приведенного параметра σ_r : 1 — исходные значения, 2 — одно-, 3 — двухстадийное приведение.

$K_p < 1$, то это является свидетельством того, что у изделия АТ развивается отказ, который не привел к выводу единичных критериев за пределы допусков.

Предложенные критерии оценки технического состояния АД были опробованы на материалах представленной ранее полетной информации, полученной на двигателях, отказавших в эксплуатации по различным причинам. Данные по этим двигателям были подвергнуты анализу. Наиболее типичные примеры результатов анализа представлены ниже.

Пример 1. Признаком зафиксированного отказа АД был «хлопок» с одновременным загоранием табло «Помпаж» и «Убавь режим». Взлет самолета был прекращен, в результате чего произошло резкое падение оборотов и интенсивный рост температуры газов за турбиной. При осмотре АД обнаружены: забоины лопаток КНД; разрушение лопаток ТВД и 1/3 высоты по периферии; заклинивание всех роторов; большое количество оплавленных фрагментов рабочих лопаток первых ступеней турбины.

Двигатель с эксплуатации снят и отправлен на завод, где выявлены смещение и выход из пазов диска рабочих лопаток компрессора высокого давления (КВД) вследствие разгибки контрольных замков, вызвавших повреждения лопаток СА шестой ступени КВД.

В базу данных для обработки была введена информация о 123 полетах этого двигателя. Отмечено, что начиная с 17 полета наметилась тенденция к росту вибрации (ВП), температуры газов за турбиной и незначительное повышение температуры масла. Начиная с 34 полета увеличилась частота вращения КНД, с 44 полета также возрос уровень вибрации задней опоры, с 49 полета отмечен рост температуры масла, а с 53 полета — частоты вращения КВД. Начиная с 75 полета и до отказа комплексный критерий «А» превышал предельное значение, хотя ни один из частных критериев, установленный для отдельных параметров не превысил норму. Выход за пределы допуска комплексного критерия обусловлен ростом вибрации (ВП и ВЗ) и изменением других параметров в пределах их допусков.

Пример 2. Признаком отказа в полете явилось загорание сигнального табло «Стружка в масле», «Маслофильтр засорен», «Опасная вибрация» с ростом уровня вибрации и повышением температуры газов за турбиной. Двигатель выключен в полете экипажем.

При осмотре на земле обнаружено заклинивание ротора высокого давления, наличие большого количества стружки, частиц графита на масляных фильтрах. Проведенное исследование двигателя на заводе выявило следующие неисправности: разрушение сепаратора и обоймы подшипника опоры

ТВД; повреждение стального упорного кольца; повышенный износ графитового уплотнения опоры ТВД.

Была обработана информация о последних 34 полетах этого двигателя. Начиная с 32 полета комплексный критерий превысил допустимое значение, хотя каждый из частных критериев оставался в пределах допусков. Анализ результатов обработки позволяет выделить два события: начиная с 10-го полета отмечено увеличение температуры за турбиной НД ($t_{нд}^*$), давления топлива и масла в связи с регулировками, проведенными на двигателе с 13-го по 16-й полеты наблюдался рост вибрации по ВЗ, уменьшение $t_{нд}^*$ и рост частоты вращения низкого и высокого давления n_2 и n_3 . В этот же период отмечалось наличие стружки в маслосистеме.

Пример 3. Двигатель выключен в процессе разбега самолета при выводе АД на взлетный режим. Зафиксирован помпаж двигателя с загоранием табло «Помпаж». Одновременно зафиксировано падение оборотов роторов вентилятора и КВД, сопровождающееся ростом температуры газов за турбиной. Взлет самолета был прекращен.

При осмотре двигателя обнаружено повреждение лопаток 4–7-й ступеней КВД, вызванное разрушением деталей газоздушного тракта АД. Анализ полетной информации показал, что за шесть полетов до момента отказа произошло резкое изменение всех регистрируемых параметров. Вместе с тем ни один из параметров не достиг пределов допуска. В то же время значение комплексного критерия в этих полетах, достигло предельного.

Приведенные примеры явились подтверждением того, что применение комплексного критерия оценки состояния АД существенно повышает чувствительность системы диагностирования двигателей, а следовательно, и ее эффективность.

Полученные результаты позволяют сформулировать вывод о целесообразности совершенствования методики диагностирования авиационного двигателя газотурбинных трехвальных АД модульной конструкции в соответствии с предлагаемыми рекомендациями. Модифицированная соответствующим образом предлагаемая методика диагностирования может служить базой для разработки комплексной системы диагностирования изделий АТ.

1. Ахмедьянов А. М., Дубровский Н. Г., Тунаков А. П. Диагностика состояния ВРД по термодинамическим параметрам. — М.: Машиностроение — 1985. — 206 с.
2. Кеба И. В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. — М.: Транспорт, 1980. — 245 с.
3. Черкез А. Я. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. — М.: Машиностроение. — 1975. — 379 с.