

УДК 629.4.001.4

С. В. ЕПИФАНОВ¹, Б. А. ЩЕРБАНЬ¹, А. В. ТОВСТИК¹, Т. В. КУЛИК¹,
Н. Д. БАГАУТДИНОВ², Ю. В. ЧЕРКАСОВ²

¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ»*

² *Государственное предприятие «Запорожское машиностроительное конструкторское бюро им. акад. А. Г. Ивченко «Прогресс»*

КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ НАЗЕМНЫМ АВТОМАТИЗИРОВАННЫМ КОМПЛЕКСОМ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ

Наземный автоматизированный комплекс «Диагностика Д-18Т» разработан специалистами ХАИ и ГП «Ивченко-Прогресс» и предназначен для оценки технического состояния и накопления статистической информации в ходе эксплуатации двигателей Д-18Т серий 3 и 3М в составе маршевых силовых установок самолетов Ан-124 и Ан-225. Оценка технического состояния включает экспресс-анализ, контроль исчерпания ресурса основных деталей, допусковый контроль и трендовый анализ основных параметров двигателя. В ходе отладки и тестирования комплекса проведено исследование эффективности диагностических признаков при решении задач контроля технического состояния двигателя с помощью трендового анализа. Определены наиболее информативные диагностические признаки, выявлены проблемы, возникающие в ходе расчета некоторых из них. Обозначены направления дальнейшего развития алгоритмов обработки информации и требования к качеству исходных данных для диагностирования.

Ключевые слова: наземный комплекс диагностики, ТРДД, база данных, диагностический признак, допусковый контроль, среднеквадратическое отклонение, тренд-анализ.

Введение

Наземный автоматизированный комплекс «Диагностика-18Т» разработан с целью обеспечения наземных служб авиакомпаний эффективным средством эксплуатационного сопровождения двигателей Д-18Т серий 3 и 3М в составе МДУ самолетов Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия». Поддержка управления и оптимизация ремонтно-технической деятельности авиакомпаний и авиаремонтных предприятий позволяет существенно повысить уровень надежности двигателей, обеспечить требуемый уровень летной годности и безопасности полетов, сократив при этом затраты на техническое обслуживание изделий [1].

В качестве исходных данных комплекс использует аналоговые параметры и бинарные сигналы, собранные эксплуатационным регистратором во время полетов, а также данные приемо-сдаточных испытаний и сведения о комплектации двигателя.

Техническое состояние каждого двигателя контролируется в ходе анализа оперативной (полетной) и ретроспективной (архивной) информации. Анализ полетной информации (ПИ) включает следующие виды контроля (рис. 1):

- контроль качества ПИ;

- контроль соблюдения эксплуатационных ограничений;

- верификация сообщений бортовой системы контроля двигателей (БСКД) о неисправностях и нарушениях эксплуатационных ограничений;

- оценка выработки ресурса основными деталями двигателя (ОДД), наработки двигателя на высоких режимах и общей наработки в текущем полете;

- допусковый контроль и подготовка диагностических признаков для трендового анализа.

Результаты оперативного контроля хранятся в базе данных комплекса и частично используются для анализа архивной информации (рис. 2), который включает:

- трендовый анализ основных параметров двигателя;

- оценку исчерпания ресурса ОДД за время их эксплуатации;

- оценку наработки двигателя на высоких режимах и общей наработки двигателя за весь период эксплуатации.

Задачи, условия реализации, входные и выходные данные перечисленных видов контроля, а также общая структура баз данных комплекса «Диагностика-18Т» описаны в работе [5].

При отладке и доработке комплекса использовалась реальная ПИ, полученная в ходе эксплуата-

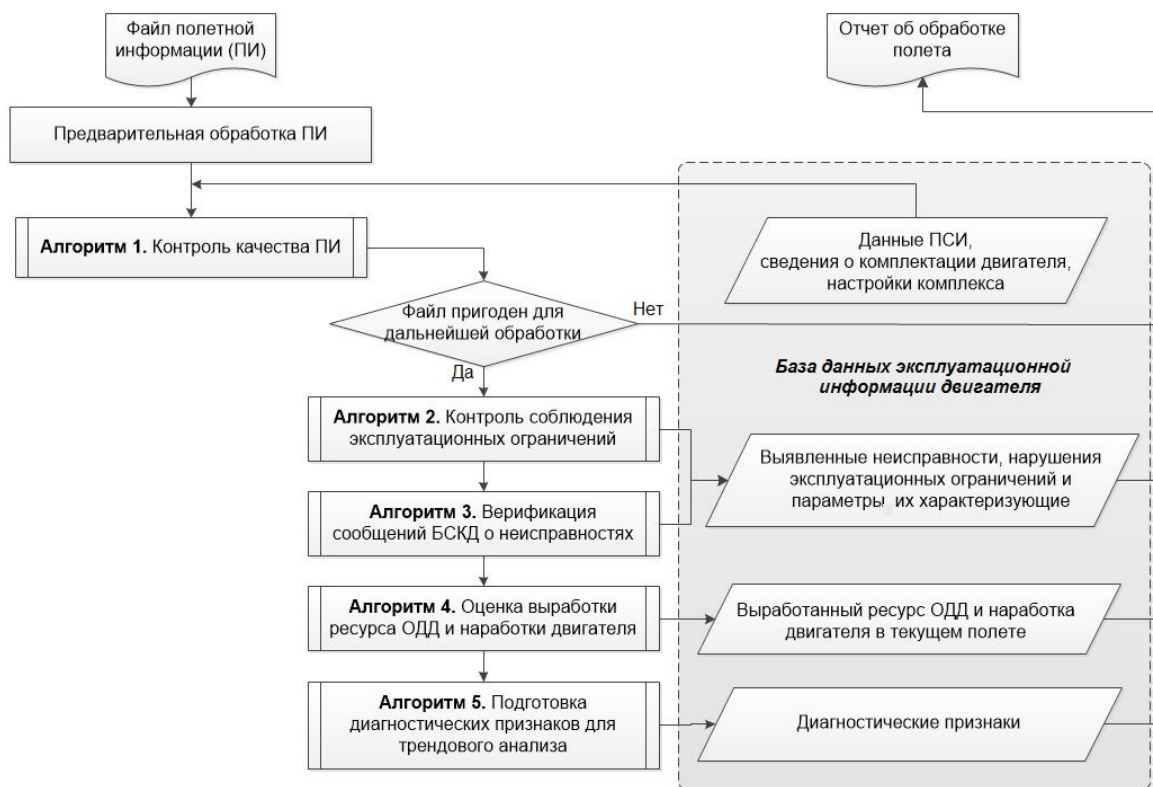


Рис. 1. Блок-схема анализа оперативной (полетной) информации

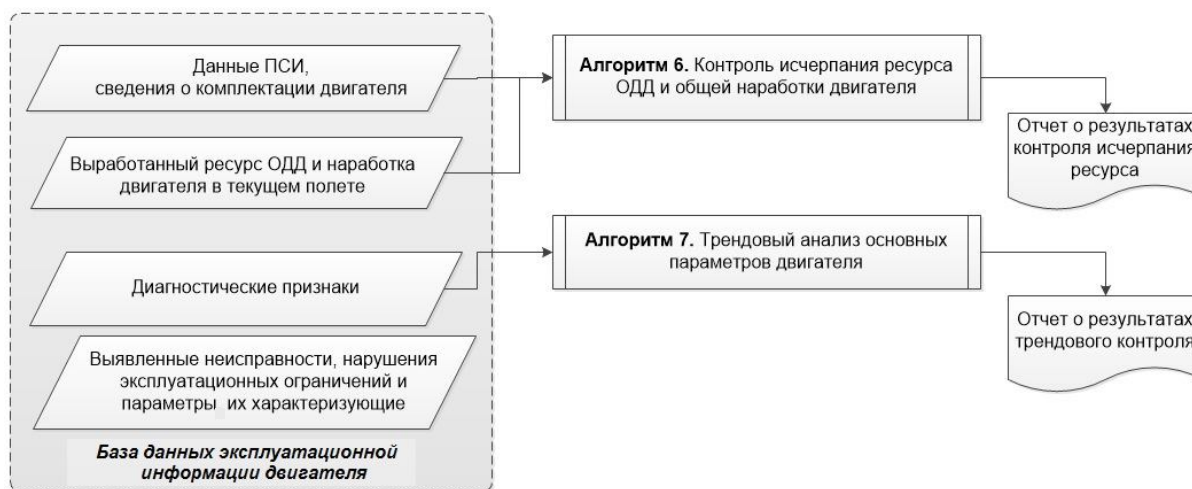


Рис. 2. Блок-схема анализа ретроспективной (архивной) информации

ции одного из самолетов Ан-124 «Руслан» за период с января 2010 по декабрь 2011 года. За этот период в составе МДУ эксплуатировались 11 двигателей Д-18Т серии 3, и всего было выполнено около 450 полетов. Результаты, приведенные в данной статье, соответствуют двигателю, который эксплуатировался непрерывно в течение всего вышеуказанного периода. Результаты, полученные по другим двигателям, практически идентичны.

Одной из наиболее актуальных задач трендового анализа является подготовка диагностических признаков для контроля. Способы формирования

диагностических признаков, сравнение их информативности и результатов их анализа, а также особенности и проблемы, возникшие при их расчете, полученные при разработке комплекса «Диагностика-18Т», приведены в данной статье.

1. Виды диагностических признаков

Диагностический признак представляет собой параметрический показатель, сформированный на основании измеренных параметров и содержащий информацию о техническом состоянии двигателя.

Комплекс «Диагностика-18Т» использует следующие виды диагностических признаков:

- предельное измеренное значение контролируемого параметра в совершенном полете;
- предельное значение контролируемого параметра на этапе взлета;
- значение контролируемого параметра в момент достижения максимальной приведенной температуры газов за турбиной среднего давления (ТСД) на этапе взлета;
- среднее значение контролируемого параметра на этапе взлета;
- среднее значение контролируемого параметра на контрольном участке горизонтального полета.

Диагностические признаки рассчитываются для четырех групп контролируемых параметров:

- параметры проточной части;
- показатели вибрации;
- параметры маслосистемы;
- параметры топливной системы.

Помимо указанных, к диагностическим признакам относятся продолжительность запуска двигателя, время выбега роторов и относительный расход масла в полете.

2. Диагностические признаки на этапе взлета

Контроль наличия этапа взлета (рис. 3) в файле полетной информации и расчет его границ осуществляются в ходе контроля качества полетной информации. Если этап взлета присутствует, программа определяет время его начала и окончания. Контрольным участком является интервал, получаемый при отсеивании первых 30 и последних 10 секунд этапа взлета. Параметры проточной части предварительно приводятся к стандартным атмосферным условиям согласно методике, описанной ранее в работе [3].

При достижении предельного значения контролируемый параметр максимально приближается к эксплуатационному ограничению. Следовательно, процесс износа деталей и узлов двигателя должен сопровождаться трендом тех диагностических признаков, которые зависят от их технического состояния. Способ расчета предельного значения зависит от типа порогового уровня параметра. Для параметров с односторонним пороговым уровнем (например, частот вращения роторов, температура масла на входе в двигатель, показателей вибрации) определяются максимальное или минимальное значения. Для параметров с двусторонним пороговым уровнем (например, давление масла в масляных полостях коробки приводов и центрального привода) определяются и максимальное и минимальное значения.

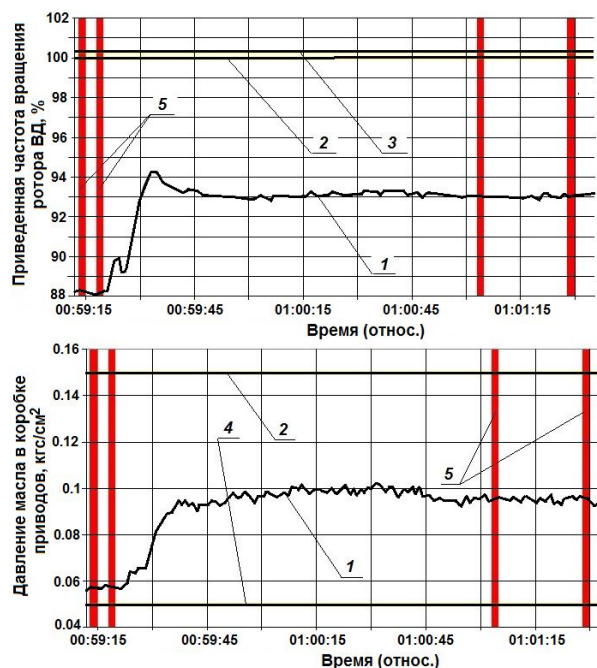


Рис. 3. Контрольный участок на этапе взлета:
1 – измеренный параметр; 2 – максимальное допустимое значение; 3 – предельное значение;
4 – минимальное допустимое значение;
5 – сбойные кадры

Момент времени достижения максимальной приведенной температуры газов за ТСД на этапе взлета является одним из наиболее напряженных за весь полет, в связи с достижением максимальных температурных и силовых воздействий на детали и узлы двигателя. Для расчета диагностических признаков по этому принципу программа определяет момент достижения максимальной приведенной температуры газов за ТСД, а затем вычисляет значения контролируемых параметров в этот момент времени.

3. Диагностические признаки на этапе горизонтального полета

Горизонтальный полет является наиболее протяженным основным этапом полета. Соответствие параметров рабочего процесса норме на этом этапе полета является залогом сохранения эксплуатационных характеристик двигателя. Для расчета диагностических признаков на этом этапе необходимо выделить контрольный участок.

Задача поиска стабильного участка решается с помощью параметрического интегрального S-критерия [2, 6]:

$$S_i = \sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y}_i) > S_{\text{lim},i}, \quad (1)$$

где $\bar{Y}_i = \frac{1}{i} \sum_{k=1}^i Y_k$ – выборочное среднее значение.

Ранее именно этот критерий продемонстрировал наибольшую эффективность обнаружения трендов при сравнении его с наиболее распространенными критериями тренда, как параметрическими, так и непараметрическими [4].

Пороговый уровень критерия

$$S_{limi} = \pm K_{\alpha} \sigma_Y \sqrt{\sum_{k=1}^i \left(1 - \sum_{j=1}^{i-k+1} \frac{1}{i-j+1} \right)^2}, \quad (2)$$

двусторонний, требует априорного знания значения среднеквадратического σ_Y и зависит от номера измерения i и толерантного коэффициента K_{α} , который определяется законом распределения случайного процесса Y_i и принятой вероятностью ложного срабатывания α . При нормальном законе распределения уровню $\varepsilon = 5\%$ соответствует значение $K_{\alpha} = 1,96$.

Расчет диагностического признака выполняется в несколько этапов. В ходе контроля качества полетной информации контролируется наличие этапа горизонтального полета в файле полетной информации, и определяются его временные интервалы. Если в ходе горизонтального полета имели место смены эшелона, то регистрируются их количество и временные интервалы.

Следующим шагом является поиск наиболее протяженного участка, на котором был стабилен режим работы двигателя и внешние условия. Критерием стабильности режима работы двигателя является отсутствие тренда положения РУД и нахождение клапанов перепуска воздуха (КПВ) КВД и КСД в закрытом положении. Критерием постоянства внешних условий является отсутствие тренда скорости полета, атмосферного давления и температуры воздуха. Допустимые значения σ_Y для $\alpha_{РУД}$, p_H , T_H и $v_{пол}$ внесены в качестве внутренних настроек.

На наиболее протяженном участке, стабильном по режиму работы двигателя и внешним условиям, выполняется поиск наиболее протяженного интервала со стабильными параметрами проточной части (частоты вращения роторов, температура газов за ТСД, расход топлива, суммарная степень повышения давления за КВД).

На наиболее протяженном участке со стабильными параметрами проточной части выполняется поиск участков со стабильными контролируруемыми

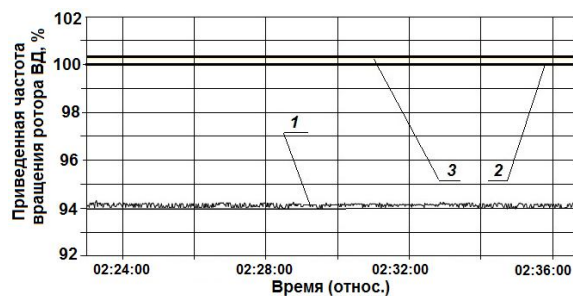


Рис. 4. Контрольный участок горизонтального полета (для параметров проточной части): 1 – измеренный параметр; 2 – максимальное допустимое значение; 3 – предельное значение



Рис. 5. Дроссельная характеристика по данным ПСИ вида $n_{В пр} = f(\pi_{\Sigma пр})$: 1 – данные ПСИ; 2 – дроссельная характеристика; 3 – точки на контрольном участке; 4 – ограничение по данным ПСИ

параметрами отдельно для каждой из групп (см. разд. 1). Среднеквадратические отклонения контролируемых параметров, необходимые для расчета порогового уровня интегрального S-критерия, являются внешними настройками алгоритма и доступны для редактирования пользователем. Полученный интервал является контрольным участком, среднее значение на нем является диагностическим признаком (рис. 4).

Особенностью расчета диагностических признаков по параметрам проточной части является оценка среднего отклонения параметра от дроссельной характеристики. Использование в качестве диагностических признаков отклонений параметров от дроссельной характеристики вместо их абсолютных значений вызвано необходимостью в дальнейшем сравнивать данные, полученные при различных режимах работы двигателя. Дроссельная характеристика строится в виде полинома 2-й степени на основании данных приемо-сдаточных испытаний, приведенных к стандартным атмосферным условиям и внесенным в базу данных эксплуатационной информации (рис. 5).

4. Анализ полученных результатов

В ранее опубликованных работах показано, что эффективность любого критерия тренда зависит от темпа тренда a и среднеквадратического отклонения σ_Y исследуемой случайной величины [2, 4]. Чем выше значение σ_Y , тем больше время обнаружения тренда. Для интегрального S-критерия это явление особенно актуально, поскольку его пороговый уровень зависит от σ_Y (формула 2), и его увеличение приводит к расширению диапазона допустимых значений критерия. Следовательно, наиболее эффективным будет диагностический признак, обладающий на равном интервале меньшим разбросом.

На рисунке 6 (Рис. 6) показан результат расчета диагностических признаков для контроля частоты вращения ротора высокого давления на этапе взлета. Наибольшим разбросом обладает признак, являющийся максимальным значением, зарегистрированным в полете. Другим недостатком данного способа расчета диагностического признака является отсутствие учета режима работы двигателя в момент регистрации значения.

Среднеквадратические отклонения максимального значения на этапе взлета и значения в момент достижения максимальной приведенной $T_{ГД}$ сопоставимы. Наименьшим разбросом обладает признак, являющийся средним значением на данном этапе.

Наименьшим разбросом обладают признаки, зарегистрированные на контрольном участке горизонтального полета. Следовательно, методика приведения параметров проточной части к стандартным атмосферным условиям и расчета средних отклонений от эталонной дроссельной характеристики достаточно эффективна при подготовке данных для тренд-анализа. Для остальных контрольных параметров эта тенденция сохраняется.

На рисунке 7 показан результат контроля трендов приведенной частоты вращения ротора высокого давления для средних значений на этапе взлета и горизонтального полета. На контрольном участке наблюдаются тенденции увеличения среднего значения $n_{ВД пр}$ на взлете и снижения среднего отклонения $\Delta n_{ВД}$ от дроссельной характеристики на этапе горизонтального полета. В обоих случаях критерий тренда не превышает пороговый уровень на контрольном участке.

5. Контроль тренда продолжительности запуска и выбега роторов

Такие диагностические признаки, как продолжительность запуска, выбег роторов и относительный расход масла, безусловно, являются важными показателями технического состояния двигателя, но

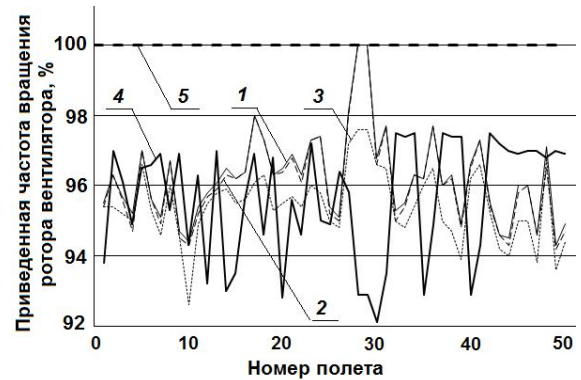


Рис. 6. Диагностические признаки на этапе взлета (для $n_{ВД}$): 1 – максимальное значение; 2 – значение в момент достижения максимальной приведенной ТГД; 3 – среднее значение; 4 – максимальное значение, зарегистрированное в полете; 5 – максимальное допустимое значение

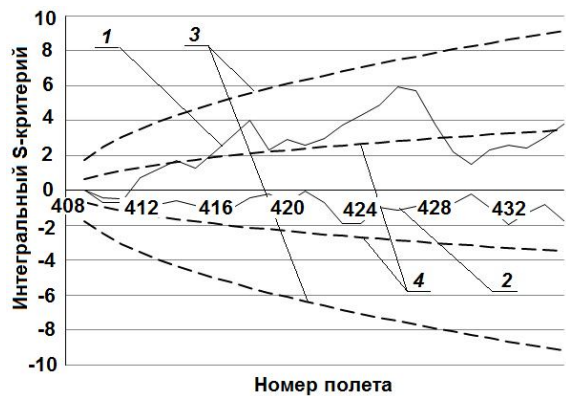


Рис. 7. Контроль тренда приведенной частоты вращения ротора высокого давления: 1, 2 – средние значения на взлете и на контрольном участке горизонтального полета; 3, 4 – пороговые уровни критерия для средних значений на взлете и на контрольном участке горизонтального полета

необходимость их расчета повышает требования к качеству полетной информации.

Продолжительность запуска определяют как интервал от включения ВТС до достижения частоты вращения ротора высокого давления, соответствующей минимальной на режиме ЗМГ (для двигателя Д-18Т это значение составляет $n_{ВД} = 56...62\%$). Длительностью выбега роторов считается временной интервал от появления бинарного сигнала «Останов двигателя» до снижения частоты вращения каждого из роторов до значения $n \leq 5\%$. Увеличение продолжительности запуска и сокращение времени выбега роторов может свидетельствовать о снижении характеристик ВТС, задержках при розжиге камеры сгорания, преждевременном износе опор и других узлов двигателя.

На рисунках 8 и 9 показаны результаты расчета выбега роторов и их трендового контроля. Несмотря на то, что критерий не выходит за границы порогового уровня, прослеживается опасная тенденция: время выбега всех трех роторов постепенно снижается, и, вероятно, имеет место износ опор двигателя.

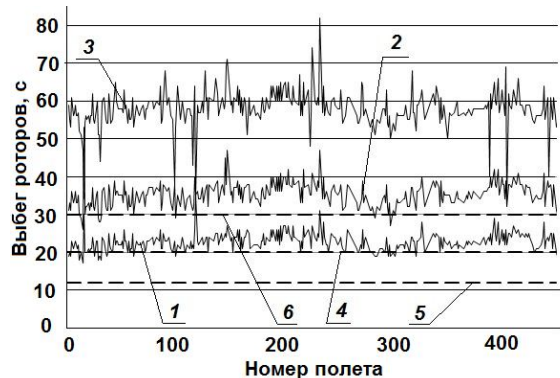


Рис. 8. Расчетные выбеги роторов:

1 – ротор вентилятора; 2 – ротор СД;
3 – ротор ВД; 4 – минимальное время выбега ротора вентилятора; 5 – минимальное время выбега ротора СД; 6 – минимальное время выбега ротора ВД



Рис. 9. Анализ трендов выбегов роторов:

1, 2, 3 – значение критерия для выбегов роторов вентилятора, СД и ВД; 4, 5, 6 – пороговые уровни критерия для выбегов роторов вентилятора, СД и ВД

На рисунках 10 и 11 показан результат расчета продолжительности запуска и контроль ее тренда. Выявлена тенденция снижения данного показателя, что не является опасным явлением для двигателя.

Существенной проблемой при расчете этих значений является неполная комплектность файлов полетной информации. Некоторые полеты были признаны ограниченно пригодными по причине отсутствия этапов запуска или останова двигателя (соответственно 7% и 29% от общего количества).

Причиной этого является запоздалое включение или досрочное выключение эксплуатационного регистратора экипажем самолета. Решением этой проблемы может стать внесение дополнительных тре-

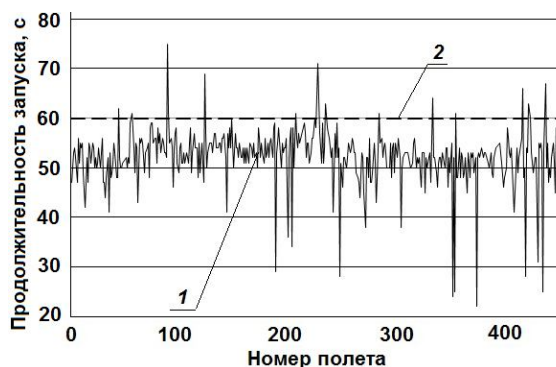


Рис. 10. Продолжительность запуска:

1 – расчетное значение;
2 – максимальное допустимое значение

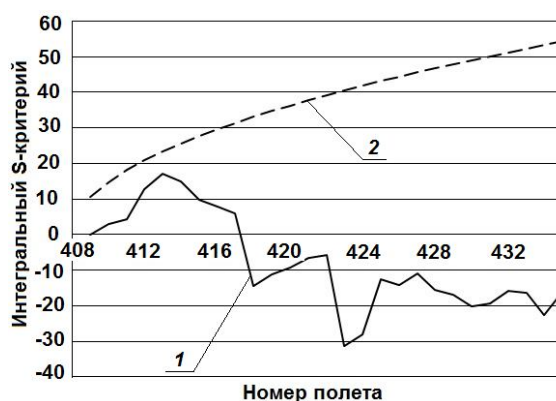


Рис. 11. Анализ тренда

продолжительности запуска:
1 – значение критерия тренда;
2 – максимальный пороговый уровень

бований к подготовке файлов полетной информации для дальнейшего использования в комплексе «Диагностика-18Т».

6. Контроль выработки масла

Безвозвратные потери масла в ходе работы являются показателем исправного функционирования как системы смазки и суфлирования, так и двигателя в целом. В комплексе «Диагностика-18Т» выработка масла оценивается тремя показателями: абсолютный расход масла, относительный расход масла и остаток масла в маслобаке после выполнения полета.

При расчете абсолютного G_M и относительного g_M расхода масла учитывается влияние температуры масла на его плотность:

$$G_M = Q_{M \text{ нач}} \frac{\rho_{M \text{ нач}}}{\rho_{M \text{ кон}}} - Q_{M \text{ кон}}, \quad (3)$$

где $Q_{M \text{ нач}}$, $Q_{M \text{ кон}}$ – количество масла в маслобаке в начале и в конце полета;

$\rho_{M \text{ нач}}$, $\rho_{M \text{ кон}}$ – плотность масла в маслобаке в начале и в конце полета (функция от температуры масла на входе в двигатель, зависит от типа масла);

$t_{\text{пол}}$ – время полета.

Относительный расход масла:

$$g_M = \frac{G_M}{t_{\text{пол}}} \quad (4)$$

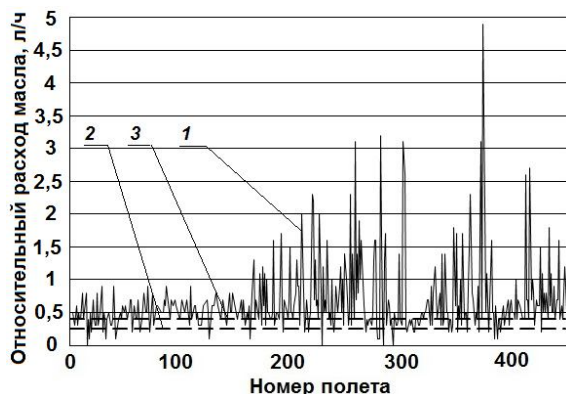


Рис. 12. Относительный расход масла:
1 – расчетное значение; 2 – минимальное допустимое значение; 3 – максимальное допустимое значение

На рисунке 12 показан результат расчета относительного расхода масла за рассматриваемый период. Значительное рассеивание полученных результатов и их несоответствие эксплуатационным нормам являются следствием несовершенства методики расчета данного показателя.

Для оценки выработки масла по указанным показателям необходимо создание модели системы смазки и суфлирования, учитывающей количество масла, оставшееся в опорах, коробке приводов, центральном приводе и других узлах двигателя.

Заключение

Использование максимального значения параметра, зарегистрированного в полете, в качестве диагностического признака малоэффективно. Этот диагностический признак обладает значительным среднеквадратическим отклонением и не учитывает режим работы двигателя в момент регистрации.

Наименьшим разбросом обладают такие диагностические признаки, как средние значения параметра на этапе взлета и на контрольном участке горизонтального полета.

Для возможности расчета таких признаков, как время выбега роторов и продолжительности запуска необходимо повысить требования к качеству и комплектности полетной информации. Эксплуатационный регистратор должен включаться не позднее начала процесса запуска двигателей и выключаться не ранее полного их останова.

При работе с эксплуатационной информацией авторы не имели сведений об обслуживании, выполненных на МДУ самолета в рассматриваемый период. Следовательно, не было возможности оценить влияние проведенного обслуживания на изменение диагностических признаков.

Дальнейшее совершенствование алгоритмов должно идти по двум направлениям. Во-первых, задача поиска стабильности по нескольким показателям должна решаться единым многопараметрическим критерием. Создание такого критерия потребует дополнительного изучения методов статистической обработки информации. Во-вторых, комплекс нуждается в дополнительном алгоритме поддержки принятия решения, который позволит сопоставить результаты технического контроля с истинной причиной отклонения от нормы и предложить способ устранения неисправности или предотвращения нарушения эксплуатационных ограничений.

Литература

1. Автоматизированная система контроля надежности парка воздушных судов авиакомпании: база данных [Текст] / А. С. Якушенко, В. Е. Мильцов, В. Н. Охмакевич, П. А. Власенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 7 (94). – С. 222 – 226.
2. Синтез систем управления и диагностики газотурбинных двигателей [Текст] : моногр. / С. В. Епифанов, Б. И. Кузнецов, И. Н. Богаенко и др. – К. : Техника, 1998. – 312 с.
3. Совершенствование методики подготовки исходных данных для алгоритма параметрической диагностики [Текст] / С. В. Епифанов, Б. А. Щербань, Н. Д. Багаутдинов, Ю. В. Черкасов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 7 (84). – С. 218-224.
4. Епифанов, С. В. Выбор эффективных критериев тренда для алгоритмов параметрической диагностики [Текст] / С. В. Епифанов, Б. А. Щербань, Ю. В. Черкасов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 8 (95). – С. 232 – 240.
5. Наземный автоматизированный комплекс диагностики турбореактивного двухконтурного двигателя [Текст] / С. В. Епифанов, Б. А. Щербань, А. В. Товстик и др. // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 10 (107). – С. 146 – 153.
6. Миргород, В. Ф. Применение методов трендового анализа в задачах диагностики авиационных двигателей [Текст] / В. Ф. Миргород // *Основные результаты научно-технической деятельности : сб. науч. работ Акционерного общества «Элемент»*. – Одесса : АО «Элемент», 2008. – С. 218-226.

Поступила в редакцию 01.06.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, профессор Б. И. Кузнецов, НИИЭМ НАН Украины.

КОНТРОЛЬ ТЕХНІЧНОГО СТАНУ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВОХКОНТУРНОГО ДВИГУНА НАЗЕМНИМ АВТОМАТИЗОВАНИМ КОМПЛЕКСОМ ПАРАМЕТРИЧНОЇ ДІАГНОСТИКИ

С. В. Єпифанов, Б. О. Щербань, А. В. Товстік, Т. В. Кулік, Н. Д. Багаутдінов, Ю. В. Черкасов

Наземний автоматизований комплекс «Діагностика-18Т» розроблено фахівцями ХАІ та ДП «Івченко-Прогрес» та використовується для оцінювання технічного стану та накопичування статистичної інформації протягом експлуатації двигунів Д-18Т серій 3 і 3М у складі основних силових установок літаків Ан-124 та Ан-225. Оцінка технічного стану складається з експрес-аналізу, контролю виснаження ресурсу основних деталей, допускового контролю та трендового аналізу основних параметрів двигуна. Протягом доведення та тестування комплексу проведено дослідження ефективності діагностичних ознак під час рішення задач контролю технічного стану двигуна за допомогою трендового аналізу. Визначено найбільш інформативні діагностичні ознаки та проблеми, що виникають під час розрахунку деяких з них. Означено напрямки подальшого розвитку алгоритмів обробки інформації та вимоги до якості початкових даних для діагностування.

Ключові слова: наземний комплекс діагностики, турбореактивний двоконтурний двигун, база даних, діагностична ознака, допусковий контроль, середньоквадратичне відхилення, тренд-аналіз.

TURBOFAN TECHNICAL CONDITION CONTROL BY ON-GROUND AUTOMATIC PARAMETRIC DIAGNOSIS COMPLEX

S. V. Yepifanov, B. A. Scherban, A. V. Tovstik, T. V. Kulik, N. D. Bagautdinov, Y. V. Cherkasov

On-ground diagnosis complex «Diagnosis-18T» is produced by designers of National Airspace University «KhAI» and Design Bureau «Ivchenko-Progress». It is used to technical condition control and to statistic information storage during maintenance of turbofans D-18T series 3 and 3M which are used as main power plant of airplanes An-124 and An-225. Technical condition control consists of express-analysis, main engine structural parts recourse control, tolerance control and trend-analysis of main engine parameters. Diagnosis feature efficiency research was made during complex testing. They are used to make technical state control by trend-analysis of main engine parameters. Features which give the most important information about engine technical condition were defined. The main development directions of proceeding algorithm information and требования of input information quality were defined and described in this article.

Keywords: on-ground diagnosis complex, turbofan, database, diagnosis feature, tolerance control, mean-square deviation, trend-analysis.

Епифанов Сергей Валерьевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. конструкции авиационных двигателей и энергоустановок, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Щербань Богдан Александрович – асп. каф. конструкции авиационных двигателей и энергоустановок факультета авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: bogdanscherban@mail.ru.

Товстик Андрей Вадимович – асп. каф. Информатики, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Кулик Тамара Васильевна – ст. науч. сотр. ПНИЛ диагностики авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Багаутдинов Наиль Дахиевич – ведущий конструктор, руководитель группы систем контроля и диагностики авиационных ГТД, Государственное предприятие «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: BagautdinovND@ivchenko-progress.com.

Черкасов Юрий Владимирович – начальник отдела регулирования электрооборудования, Государственное предприятие «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: progress@ivchenko-progress.com.