

УДК 629.7.036:539.4

А.В. ОЛЕЙНИК¹, Д.Ф. СИМБИРСКИЙ¹, А.В. ШЕРЕМЕТЬЕВ²

¹Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», Украина

²ГП «Ивченко-Прогресс», Украина

КОНЦЕПЦИЯ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО МОНИТОРИНГА ВЫРАБОТКИ РЕСУРСОВ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Предложена Концепция разработки систем эксплуатационного мониторинга выработки ресурса авиационных ГТД, которая исходит из необходимости достижения максимальной точности мониторинга температурного и напряженного состояний контролируемых деталей. Приведены сведения о ее реализации для двухконтурных ГТД ГП "Ивченко - Прогресс".

ресурс, мониторинг, контролируемая деталь, математическая модель, идентификация, температурное и напряженное состояние

Введение

В настоящее время авиационные ГТД оснащаются оперативными бортовыми или наземными цифровыми автоматизированными системами мониторинга выработки ресурсов (МВР) контролируемых деталей (КД) двигателя – критичных с позиций общей безопасности полетов. Наиболее перспективными являются системы МВР, основанные на мониторинге температурного и напряженного состояний (ТС и НС) КД. Последний заключается в непрерывных расчетах этих состояний на всех произвольных установившихся и переходных режимах работы двигателя по значениям штатно регистрируемых его параметров. Наиболее известны системы МВР этого типа фирм Пратт-Уитни, Дженерал Электрик, НПО «Труд» и АО «Пермские моторы» (Россия), Национального авиационного университета (Киев) и другие, а также совместные разработки Национального аэрокосмического университета «ХАИ» им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» (Харьков) и ГП «Ивченко-Прогресс» (Запорожье) [1 – 3]. Аналогичные системы МВР создаются также для ГТД и ГТУ, используемых в наземных газотранспортных и энергетических установках, в автоматизированных системах учета выработки ресурса материала ответственных деталей АЭС и в ряде других случаев.

1. Концепция разработки систем МВР ГТД

В известных системах МВР ГТД реализуется ряд общепринятых концептуальных положений, а именно:

1.1. Системы МВР обычно создаются в составе автоматизированная система диагностики технического состояния двигателя, в которых выполняется первичная обработка и хранение значений штатно регистрируемых параметров.

1.2. Назначенные ресурсы деталей и их выработка устанавливаются в часах обобщенного полетного цикла (ОПЦ) двигателя, исходя, как правило, из заданного уровня прочностной надежности деталей по критериям длительной прочности (ДП) и малоциклового усталости (МЦУ).

1.3. В основу МВР КД положено сравнение их повреждаемостей по ДП и МЦУ в *i*-х полетных циклах ПЦі с задаваемыми значениями повреждаемостей в ОПЦ.

1.4. При оценках повреждаемостей в системах МВР используются те же модели долговечности материалов, что и при ресурсном проектировании и установлении ресурсов деталей.

1.5. Повреждаемости деталей рассчитываются по результатам автоматизированного мониторинга их ТС и НС, который заключается в последовательном использовании быстросчетных (мониторинговых)

моделей проточной части двигателя, теплообмена на поверхностях КД и, в завершении, их ТС и НС.

1.6. Мониторинговые модели создаются на основе соответствующих моделей верхнего уровня. Они должны расходовать минимальные вычислительные ресурсы и, одновременно, обладать высокой точностью описания модели регистрируемых процессов.

2. Актуальные проблемы разработки систем МВР

Опыт эксплуатации известных систем МВР, а также результаты, полученные на кафедре конструкции авиадвигателей ХАИ в процессе исследований и практической реализации алгоритмов МВР ГТД [3-6], выявили ряд нерешенных проблем, которые, по нашему мнению, существенно снижают эффективность практического использования последних. Основной из них является *недостаточная точность мониторинговых моделей* ТС и НС деталей. Объективной причиной этого является то обстоятельство, что с одной стороны, эти модели должны быть достаточно простыми, чтобы работать в реальном времени, а, с другой стороны – сохранять достаточно высокую точность, которая характерна для имеющихся у Разработчика двигателя моделей высокого уровня – соответствующих алгоритмов и пакетов программ. Так, погрешности используемых в известных системах МВР упрощенных мониторинговых моделей ТС и НС могут достигать 15 – 30% [4 – 6]. Причинами такого высокого уровня погрешностей, в основном, являются неучет ряда существенных факторов: температурных градиентов и вызываемых ими температурных напряжений в КД на переходных режимах, влияния температурного поля КД на теплофизические и упругие свойства их материалов, механических и температурных условий работы КД в поузловых сборках, геометрических нестационарностей и вызываемых ими нелинейностей моделей и др. Указанные порядки погрешностей ТС и НС КД могут, в свою оче-

редь приводить к погрешностям в оценках выработанного ресурса КД по длительной прочности в 10 –15 раз, а по малоцикловой усталости – в десятки раз (при определении относительных повреждаемостей в конкретных реальных циклах) [7].

Кроме того, отсутствует методология получения оценок точности мониторинга ТС и НС КД и зависящей от нее точности МВР двигателя в целом. С другой стороны, не решена обратная задача – определения необходимой точности мониторинга ТС и НС, исходя из требуемой точности МВР двигателя.

Поэтому представляется необходимым развить Концепцию, уделив основное внимание решению проблемы повышения точности мониторинговых моделей ТС и НС КД.

В связи с этим нами был сформулирован ряд дополнительных положений, а также приведены основные результаты, получаемые при их реализации.

3. Направления и достигнутые результаты совершенствования Концепции

3.1. Перед началом разработки системы МВР, исходя из требований ее точности, должны быть выполнены оценки необходимой точности мониторинга ТС и НС детали. Исходная точность МВР устанавливается из условий полной и безопасной реализации потенциальных возможностей по ресурсу каждого индивидуального двигателя данного типа.

Результаты разработки соответствующих методик таких оценок и их практического использования при разработке систем МВР для ряда двигателей ГП «Ивченко-Прогресс» позволили сделать принципиально важный вывод о необходимости выполнения мониторинга ТС и НС в системах МВР деталей с максимально возможной точностью [4 – 7].

3.2. Для достижения максимально возможной точности мониторинга ТС и НС необходимо:

3.2.1. Разработку мониторинговых моделей предварять тщательными количественными исследованиями на моделях высокого уровня вкладов различных факторов температурного и механиче-

ского нагружения в ТС и НС деталей, а также возможностей их суперпозиции.

3.2.2. Особое внимание должно уделяться рассмотрению условий, которые приводят модели высокого уровня к нелинейному или нестационарному виду, а также работе детали в конструкторской сборке (узле) двигателя.

3.2.3. Для мониторинговых моделей ТС и НС КД целесообразно привлечь разработанные в общей теории динамических систем методы структурно-параметрической идентификации моделей сложных технических объектов.

В работе [8] показано, что структурную идентификацию мониторинговых моделей ТС и НС КД на установившихся и переходных режимах работы двигателя целесообразно осуществлять путем аппроксимации исходных уравнений нестационарной теплопроводности и термоупругости уравнениями динамики КД в пространстве их состояний. Предложен метод, благодаря которому идентификация ТС и НС в области критической точки детали преобразуется из операций с высокоуровневыми конечно-элементными моделями большой размерности в операции с небольшим количеством статических и динамических характеристик таких моделей.

3.3. Разработка комплекса мониторинговых моделей ТС и НС должна сопровождаться и завершаться оценками погрешностей конечных результатов мониторинга.

Для этих целей предложен метод, основанный на рассмотрении процесса идентификации ТС и НС как случая косвенных измерений, для которого уравнением измерений является комплекс мониторинговых моделей проточной части двигателя, граничных условий теплообмена, ТС и НС КД.

3.4. Алгоритмы системы МВР должны включать четко структурированные модули, соответствующие основным мониторинговым моделям. Модульная структура обеспечивает возможность исследования и анализа отдельных составляющих погрешности алгоритма. Такая структура необходима также для

внесения изменений в алгоритмы по мере уточнения ОПЦ, увеличения назначенных ресурсов, развития методических основ контроля выработки ресурса и проектирования АД.

3.5. В алгоритмах МВР необходимо предусмотреть перспективы учета механизмов трещинообразования и контроля за ростом трещин, а также расширения номенклатуры повреждающих факторов и учета их совместного влияния на прочностную надежность КД. При этом очевидным условием реализации такой перспективы является первоначальное решение упомянутых вопросов на этапе ресурсного проектирования двигателей.

4. Практическая реализация дополненной Концепции

4.1. Основные положения дополненной Концепции были реализованы в программном комплексе (ПК) «Ресурс-18Т» [3], предназначенного для мониторинга выработки и прогнозирования остатка назначенного ресурса двухконтурного ТРД Д-18Т по штатно регистрируемым параметрам в процессе его эксплуатации на самолете АН-124 («Руслан»). Кроме того, ПК использовался для экспресс-расчетов выработки ресурсов КД при различных предполагаемых вариантах полетных циклов, времен года и условий эксплуатации двигателя.

ПК может применяться в двух модификациях: для работы на борту в темпе реального времени и для наземной обработки полетной информации.

4.1.1. В состав КД были включены: лопатка вентилятора, диски компрессоров среднего и высокого давлений, диски турбин высокого давления и вентилятора, а также отдельные валы. Исходными данными для расчетов служат значения штатно регистрируемых параметров и сигналов двигателя

ПК после каждого своего включения и выполнения цикла вычислений выдает следующую текущую информацию: накопленные повреждения КД по ДП и МЦУ, выработанный ресурс и остаток назначенного ресурса (в часах и количестве ОПЦ), а также

любую информацию, имеющуюся в базе данных ПК.

4.1.2. Основой для разработки ПК послужил цикл специальных исследований особенностей ТС и НС каждой КД, выполненный на соответствующих моделях верхнего уровня.

Проведенный анализ показал необходимость при мониторинге ТС и НС рассматривать КД в составе соответствующих узлов (за исключением лопатки вентилятора). Это обстоятельство существенно усложнило поставленные задачи по сравнению с аналогичными, рассмотренными в работах [1, 2].

4.2. В основу алгоритмов мониторинга НС положены принципы:

- суперпозиции упругих напряжений, создаваемых разными факторами в одинаковых полях температур;
- пропорциональности напряжений и параметров нагружения в постоянном поле температур;
- подобия температурных полей на различных режимах;
- подобия перераспределения напряжений из-за зависимости модуля упругости $E(t)$ от температуры в условиях подобия полей температур.

4.2.1. При мониторинге НС КД на установившихся режимах вычисляются:

- компоненты тензора напряжений (далее напряжения) в критической точке КД от действия факторов механического нагружения;
- напряжения от действия факторов температурного нагружения (температурные напряжения);
- суммарные напряжения (с учетом концентрации напряжений);
- эквивалентное упругое напряжение;
- эквивалентное упругопластическое напряжение.

4.2.2. Большое внимание было уделено алгоритмам мониторинга температурных напряжений в КД, которые были выражены через некоторое безразмерное напряжение \dot{S} , являющееся функциями предложенных режимных параметров. Для КД со

значительной долей температурных напряжений (диски, валы и др.) был реализован алгоритм мониторинга, погрешность которого не превышала 1% (0,6 МПа в наших расчетах) во всем диапазоне режимов двигателя. Его разработка заключалась в проведении для каждой компоненты тензора температурных напряжений структурной идентификации алгоритма (определении наилучшего набора из трех режимных параметров) и последующей его параметрической идентификации (определении коэффициентов полиномиальных аппроксимаций режимных параметров).

4.2.3. Задачами мониторинга ТС на установившихся режимах деталей являлись вычисления:

- а) температур t в критических точках контролируемых деталей;
- б) характерных температур для учета зависимости коэффициента теплопроводности $\lambda(t)$ от температуры;
- в) эквивалентных температур t_e для учета зависимости модуля упругости $E(t)$ от температуры при расчетах напряжений от факторов механического нагружения;
- г) некоторых эффективных температур t_1 и t_2 для учета температурной зависимости модуля упругости $E(t)$ и коэффициента температурного расширения $\alpha(t)$ при расчетах температурных напряжений.

Был предложен комплекс оригинальных алгоритмов мониторинга ТС.

4.2.4. При мониторинге ТС и НС на переходных режимах были существенно развиты предложенные ранее алгоритмы [1,2] путем использования методов теории пространства состояний [8].

4.3. Оценка погрешностей МВР, под которыми понимаются отличия результатов ПК от результатов аналогичных расчетов по моделям верхнего уровня, предваряли оценки погрешностей мониторинга ТС и НС.

В качестве их предельных значений были установлены следующие:

- ТС на установившихся режимах: 0,2 ... 0,4%;

- ТС на неустановившихся режимах: менее 2,5%;
- НС на установившихся режимах: менее 1,5%;
- по НС на неустановившихся режимах: менее 3%.

Для оценок погрешностей МВР по МЦУ была применена методика [7] с использованием приведенных выше значений предельных погрешностей мониторинга ТС и НС.

Кроме того, использовались результаты оценок для типовых КД авиационного ГТД, полученные в [4] при аналогичных условиях. В частности, был выполнен детальный количественный учет всех систематических и случайных составляющих погрешностей МВР для применительно диска и рабочей лопатки ТВД двигателя.

В целом, в качестве приближенных оценок погрешностей МВР с помощью ПК «Ресурс-18Т» было принято, что они не превышают 7 – 8% по МЦУ и 5% по ДП. В то же время, в работе [4] было показано, что при использовании общепринятых методов мониторинга ТС и НС КД указанные погрешности могут достигать 45 – 50%.

Заключение

Таким образом, выше предложены дополнения к общепринятой Концепции разработки систем МВР авиационных ГТД, в которой основное внимание уделено решению проблемы повышения точности мониторинга ТС и НС контролируемых деталей.

Приведены основные результаты реализации предложенной Концепции при разработке алгоритмов систем МВР газотурбинных двигателей ГП «Ивченко-Прогресс».

Литература

1. Система учета выработки ресурса турбовального привода газоперекачивающего агрегата / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник и др. // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. – Х.: ХАИ. – 1998. – Вып. 5. – С. 343 – 347.
2. Комплекс программно-методических средств для учета выработки ресурса авиационного ГТД в

системах диагностической обработки информации / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник и др. // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. – Х.: ХАИ. – 2002. – Вып. 26. – С. 163 – 166.

3. Комплекс программно-методических средств для эксплуатационного мониторинга выработки ресурса основных деталей авиационного двигателя Д-18Т / Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, В.А. Филяев, В.И. Колесников и др. // Авиационно-космическая техника и технология: Сб. научн. тр. – Х.: – 2003. – Вып. 7. – С. 96 – 101.

4. Филяев В.А. Мониторинг температурного и напряженного состояний деталей авиационных ГТД в системах учета выработки их ресурса: Дис... канд. техн. наук: 05.07.05. – Х., 2002. – 193 с.

5. Крикунов Д.Ф. Математические модели для эксплуатационного мониторинга температурного состояния деталей ГТД в системах учета выработки ресурса. Дис... канд. техн. наук: 05.14.06 – Х., 2003. – 163 с.

6. Крикунов Д.В., Олейник А.В. Анализ эффективности методов решения задач мониторинга температурного состояния деталей ГТД // Авиационно-космическая техника та технологія. – Х.: ХАИ. – 2003. – Вып. 36/1. – С. 101 – 107.

7. Симбирский Д.Ф., Филяев В.А., Шереметьев А.В. Требования к точности мониторинга температурного и напряженного состояний деталей ГТД в системах учета выработки их ресурса // Авиационно-космическая техника і технологія. – Х.: ХАИ. – 2002. – Вып. 34. – С. 130 – 132.

8. Олейник А.В. Эксплуатационный мониторинг температурного состояния детали газотурбинного двигателя как задача динамики конечно-элементной модели в пространстве состояния // Авиационно-космическая техника и технология. – 2004. – № 4(12.). – С. 38 – 42.

Поступила в редакцию 18.05.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.