

В.М. АКИМОВ

ОСНОВЫ НАДЕЖНОСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

УЧЕБНИК

reprint

В.М. АКИМОВ

ОСНОВЫ НАДЕЖНОСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Допущено
Министерством высшего и среднего
специального образования
в качестве учебника для студентов
машиностроительных специальностей
высших учебных заведений

Репринтное издание

**ЭКОЛИТ
2011**

УДК 629.7.05(075.8)

ББК 39.55

А39

Рецензенты:

кафедра «Теория надежности летательных аппаратов» ХАИ,

Н.Д. Кузнецов, акад.

Акимов В.М.

А39 Основы надежности газотурбинных двигателей : учебник / В.М. Акимов / Репринтное воспроизведение издания 1981 г. — М. : ЭКОЛИТ, 2011. — 208 с.

ISBN 978-5-4365-0017-1

Цель учебника — дать общее представление о состоянии проблемы надежности газотурбинных двигателей. Рассмотрены основные аспекты надежности. Сведения из теории надежности даны в минимальном объеме, необходимом для понимания основных количественных критериев надежности. Приведены результаты обработки статистических данных об отказах двигателей.

Для студентов, обучающихся по профилю инженеров-механиков по газотурбинным двигателям.

УДК 629.7.05(075.8)

ББК 39.55

Акимов Владимир Михайлович

ОСНОВЫ НАДЕЖНОСТИ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Изд. № 3030. Подписано в печать 13.05.2011. Формат 60×90/16.

Гарнитура «Литературная». Печать офсетная.

Усл. печ. л. 13,0. Уч.-изд. л. 14,0. Тираж 300 экз. Заказ № 997.

ООО «Эколит».

115088, Москва, ул. Новоостاپовская, д. 4, корп. 2.

Отпечатано в полном соответствии с качеством предоставленного издательством электронного оригинал-макета в ГУП МО «Коломенская типография».

140400, Московская обл., г. Коломна, ул. III Интернационала, 2а.

Тел.: 8 (496) 618-69-33, 618-60-16. E-mail: bab40@yandex.ru.

ISBN 978-5-4365-0017-1

© Акимов В.М., 1981

© ООО «Эколит», 2011

ПРЕДИСЛОВИЕ

Газотурбинные двигатели (ГТД) являются широко распространенным в настоящее время и перспективным в будущем типом двигателей. Однако в учебной литературе вопросы надежности ГТД представлены практически лишь одной книгой В. В. Косточкина [32] по надежности авиационных двигателей и силовых установок, вышедшей несколько лет назад. Использование же для газотурбинных двигателей методов исследования и обеспечения надежности, разработанных в других областях техники (например, в радиоэлектронике, в ракетной технике и др., для которых эти методы разработаны достаточно полно), без серьезной их коррекции часто оказывается затруднительным.

Газотурбинные двигатели разного назначения различаются между собой главным образом условиями применения и уровнем нагрузок. При этом наиболее представительными в этом классе машин являются авиационные ГТД, в настоящее время занимающие монопольное положение в качестве двигателей самолетов и вертолетов. Поэтому представляется целесообразным, чтобы изучение надежности ГТД в большой мере опиралось на опыт авиадвигателестроения.

Настоящая книга написана с использованием материалов лекций, читаемых автором на двигателестроительном факультете Московского авиационного института им. Серго Орджоникидзе. При написании ее ставилась цель дать общее представление о современном состоянии проблемы надежности ГТД студентам, обучающимся по профилю инженеров-механиков по газотурбинным двигателям. При этом имелось в виду, что все многообразие вопросов, связанных с созданием высоконадежных ГТД различного назначения, должно находить отражение в основных дисциплинах, читаемых студентам, специализирующимся по газотурбинным двигателям.

лям (теория, конструкция, производство двигателей и некоторые другие курсы). В настоящей же книге рассмотрены основные аспекты проблемы надежности, чтобы ориентировать читателей в этой комплексной и многосторонней проблеме и показать основные пути ее решения. Сведения из теории надежности даны в минимальном объеме, необходимом для понимания основных количественных критериев надежности, и проиллюстрированы некоторыми результатами обработки статистических данных об отказах ГТД, большей частью — авиационных.

Автор выражает искреннюю признательность акад. Н. Д. Кузнецову, проф. Э. Л. Солохину, проф. К. Г. Гусеву, доц. А. С. Москалецко и доц. Г. С. Жердеву за полезные советы, сделанные при просмотре рукописи книги.

Введение

Среди наиболее актуальных проблем, с решением которых связан прогресс современной техники, важное место занимает проблема качества. В свою очередь ведущую роль в решении этой проблемы играют вопросы надежности, ибо надежность, по определению акад. Н. Г. Бруевича [17], и заключается в сохранении качества изделий при их эксплуатации

Требование высокой надежности является важнейшим требованием, предъявляемым к самым разнообразным изделиям современной промышленности, в том числе и к газотурбинным двигателям. Значение высокой надежности для авиационных ГТД очевидно, так как надежностью авиационной техники в значительной мере определяется безопасность ее использования. Но и для ГТД, применяемых во многих других областях техники, требования высокой надежности имеют важнейшее значение. Выход из строя, например, судового ГТД или двигателя газоперекачивающей станции на магистральном газопроводе может приводить в определенных ситуациях к весьма серьезным последствиям. Кроме того, очевидно, что в любой отрасли народного хозяйства экономическая эффективность использования тех или иных машин находится в непосредственной зависимости от их надежности.

Наблюдающееся усложнение газотурбинных двигателей, в частности, связанное с постоянным повышением основных параметров цикла — температуры и давления рабочего тела, делает решение задач обеспечения высокой надежности ГТД все более трудным, так как получение определенного уровня надежности изделия конкретного назначения обязательно при любом уровне его сложности. Бесспорность последнего тезиса совершенно очевидна, например, для авиационной техники, потому что ни при каком усложнении самолета, его силовой установки и систем не может быть допущено снижение безопасности полетов.

Можно говорить о нескольких основных направлениях использования в настоящее время газотурбинных двигателей в различ-

ных отраслях техники. Во-первых, ГТД является основным типом двигателя современных самолетов и вертолетов. Во-вторых, все более широкое распространение находит использование авиационных ГТД (как правило, с незначительными переделками) в различных силовых установках неавиационного назначения. Сюда относится применение авиадвигателей для специальных (тиковых) электростанций, вводимых в действие при кратковременном возрастании нагрузок, для привода компрессоров и насосов перекачивающих станций, в качестве судовых двигателей и т. п. И, в-третьих, целый ряд газотурбинных двигателей специально строится для судов, различных наземных транспортных средств, стационарных установок. Основы рабочего процесса, и как правило, принципиальные схемно-конструктивные решения являются общими для газотурбинных двигателей всех типов. Характер газодинамических и тепловых процессов в основных элементах двигателя, так же как и характер нагружения деталей, одинаков для любого ГТД. Различаются же ГТД прежде всего по условиям их применения, а следовательно, действующими нагрузками и допустимыми нагрузками, обусловленными различными уровнями избыточности конструкции (весовой, параметрической), зависящими от предъявляемых к двигателю требований.

Указанные обстоятельства делают естественным и целесообразным изучение основных вопросов надежности с единых позиций для всех газотурбинных двигателей как самостоятельного класса машин, обладающих рядом общих определяющих свойств.

Надежность любого технического объекта определяется [45] как свойство выполнять заданные функции, сохраняя во времени обусловленные эксплуатационные показатели. При этом надежность, являясь комплексным свойством, в зависимости от назначения и условий эксплуатации объекта может включать безотказность, долговечность, ремонтпригодность и сохраняемость в отдельности или определенное сочетание этих свойств. Очень часто термин «надежность» употребляют в узком смысле как синоним безотказности. В настоящей книге, если не оговаривается особо, под надежностью понимается безотказность изделия. *Безотказность*, в свою очередь, называют свойство изделия непрерывно сохранять работоспособность в течение определенной величины наработки в заданных условиях эксплуатации, иначе говоря, — работать без отказов. *Отказом* при этом называется событие, заключающееся в полной или частичной потере изделием работоспособности. К этому понятию примыкает понятие *неисправности*, т. е. состояния изделия, при котором оно не отвечает какому-либо из предъявляемых к нему требований.

Долговечность — это свойство изделия сохранять работоспособность при установленной системе технического обслуживания и ремонтов до некоторого предельного состояния, которое обуславливается либо экономическими показателями, либо требованиями безопасности. Численно долговечность двигателя, например, оцени-

вается *общетехническим* (или *назначенным*) *ресурсом*, который, в свою очередь, может состоять из нескольких *межремонтных ресурсов*. Не будем останавливаться подробно на понятии ресурса, так как этот вопрос специально рассмотрен в гл. 9.

Ремонтопригодностью обычно называют приспособленность изделия к восстановлению его исправного состояния и к поддержанию заданных сроков службы путем обнаружения и устранения неисправностей и предупреждения отказов. При подходе, например, к авиадвигателю или судовому ГТД как к восстанавливаемому в эксплуатации изделию ремонтпригодность означает возможность выявления и устранения неисправностей без снятия двигателя с самолета, вертолета или корабля. Если же это не удается сделать без переборки двигателя в заводских условиях, то для эксплуатации такой двигатель является неремонтопригодным, снимается с транспортного средства и заменяется другим. Устранение же дефектов, вызвавших отказ или неисправность, при переборке на заводе может быть вполне возможно. Двигатель при этом полностью восстанавливает работоспособность и как техническое устройство является ремонтпригодным, если его рассматривать вне связи с самолетом, кораблем и, вообще, любым транспортным средством, на котором он был установлен. Поэтому при рассмотрении эксплуатационной надежности двигателя как восстанавливаемого изделия целесообразнее говорить о его *эксплуатационной технологичности*, как о свойстве допускать выявление и устранение неисправностей и предупреждение отказов на борту транспортного средства или летательного аппарата.

Понятие *сохраняемости*, т. е. способности сохранять обусловленные показатели в течение срока хранения и после него, а также при транспортировке, имеет существенное значение для оценки надежности изделий, которые подвергаются длительному хранению. Необходимо, чтобы двигатель, пролежавший на складе несколько лет, обладал свойствами, определяющими возможность его использования по назначению. Все перечисленные выше свойства, входящие в комплексное понятие надежности, рассматриваются в тех или иных главах данной книги.

Основы надежности ГТД — комплексная инженерная дисциплина. Ее содержание составляет изучение, во-первых, закономерностей, описывающих надежность газотурбинных двигателей и, во-вторых, основных инженерных методов и средств обеспечения высокой надежности ГТД на всех этапах их жизненного цикла¹. При количественном описании характеристик надежности двигателей привлекается при необходимости аппарат теории надежности. Таким образом, курс основ надежности ГТД не является разделом теории надежности, изучающей наиболее общие закономер-

¹ В соответствии, в основном, с двумя указанными задачами материал настоящего учебника разделен на первую и вторую части.

ности, свойственные самым разным техническим устройствам. Он не предполагает также детального изучения физики конкретных отказов двигателей рассматриваемого типа. Эти вопросы составляют предмет специальных курсов, в которых подробно рассматриваются процессы, происходящие в газотурбинном двигателе, методы его расчета и конструирования. Наряду со знанием этих вопросов для эффективного решения задач, связанных с повышением надежности ГТД, необходимо комплексное представление о проблеме надежности двигателей и путях ее решения. Дать такое представление читателю — задача курса основ надежности ГТД.

Надежность газотурбинных двигателей и закономерности, ее характеризующие

Глава I

Проблема надежности как комплексная научно-техническая и технико-экономическая проблема

§ 1.1. КОМПЛЕКСНЫЙ ХАРАКТЕР ПРОБЛЕМЫ НАДЕЖНОСТИ

Одной из характерных особенностей проблемы надежности является ее комплексность, многоплановость. Нельзя, например, обеспечить высокую надежность двигателя только путем разработки удачной его конструкции или только за счет высокого уровня технологии его производства на двигателестроительном заводе. Для того чтобы промышленность выпускала высоконадежную продукцию, необходимо одновременное выполнение целого ряда условий. Проследить влияние на надежность ГТД различных определяющих ее факторов можно, анализируя причины, порождающие отказы двигателей.

Если рассмотреть достаточно статистически представительную партию двигателей одного типа, изъятых из эксплуатации досрочно (т. е. не выработавших установленный ресурс) из-за отказов, то после анализа причин отказов обязательно окажется, что они распадаются на следующие группы, которые и характеризуют основные факторы, влияющие на безотказность и долговечность двигателей, т. е. на их надежность и ресурс.

1. Несовершенство конструкции (включая и выбранные при проектировании параметры, характеризующие рабочий процесс двигателя и работу его элементов). Очевидно, что неудачные конструктивные решения могут служить причиной самых разнообразных отказов. Практически все двигатели после накопления первоначального опыта их использования подвергаются более или менее широкому конструктивному модифицированию с целью повышения их надежности и ресурса.

2. Неудачная технология и нестабильность производства. Причины поломок часто бывают связаны с опасными остаточными напряжениями в поверхностном слое деталей, прижогами и другими дефектами, являющимися следствием несовершенства финишных операций. Ряд отказов (например, усталостные разрушения лопаток, помпаж компрессора и др.) сильно зависит от того, насколько

строго выдерживаются допуски на размеры дегалей проточной части двигателя, от стабильности их свойства и размеров, соответствия эталонной компоновке двигателя, прошедшей всестороннюю проверку перед запуском в серийное производство.

3. Низкое качество и недостаточная стабильность свойств материалов, используемых в двигателе. Имеются в виду любые материалы, используемые в конструкции двигателя, как металлические, так и неметаллические. Нередко поломки бывают связаны с разбросом механических свойств сплавов, из которых изготавливаются нагруженные детали. Встречаются отказы, вызываемые быстрой потерей в процессе эксплуатации требуемых свойств резиновыми и другими уплотнительными материалами, что может приводить, например, к нарушению герметичности, течам. Из-за низкого качества горюче-смазочных материалов, используемых в двигателе, может ограничиваться его ресурс.

4. Дефекты покупных изделий. Среди готовых изделий, используемых в ГТД, многие поставляются двигателестроительным заводам другими отраслями промышленности. Некоторые из них, например подшипники качения, выполняют в двигателе жизненно важные функции и отклонение их свойств от требуемого уровня может привести к самым серьезным последствиям — известны случаи разрушения сепараторов подшипников, приводившие к заклиниванию роторов авиационных двигателей. От качества продукции, поставляемой электронной промышленностью, зависит надежность систем регулирования ГТД, систем зажигания.

5. Нарушение правил эксплуатации и обслуживания двигателей. Очень многие отказы могут быть вызваны неправильной эксплуатацией двигателя: несоблюдением ограничений, наложенных инструкцией по эксплуатации, и использованием в нерасчетных условиях¹; некачественным выполнением регламентных работ, а иногда и грубыми ошибками при обслуживании. Вообще, эффективность сложной технической системы, какой, например, является самолет вместе с двигателями и оборудованием, не может рассматриваться изолированно от людей, ее обслуживающих и эксплуатирующих. Обеспечение высокой надежности такой системы связано с предъявлением жестких требований не только к техническим устройствам, но и к людям, работающим с ними, к их квалификации и психофизиологическим качествам.

Многообразие факторов, влияющих на надежность, часто затрудняет установление конкретной причины отказа и даже определение той группы из перечисленных выше, к которой эта причина относится, что можно проиллюстрировать на примере типичного отказа. Предположим, произошло заклинивание ротора ГТД, обнаружено разрушение подшипника качения, который сильно деформирован и начал оплавляться; естественно, что при этом раз-

¹ Ниже в ряде глав показано весьма сильное влияние условий эксплуатации на надежность ГТД. В связи с этим соблюдение расчетных условий эксплуатации двигателя — один из главных факторов обеспечения его высокой надежности.

рушено также уплотнение узла этой опоры. Найти точную причину разрушения подшипника в описанном примере может быть подчас весьма трудно. Во-первых, разрушение могло произойти из-за дефекта самого подшипника. Не исключено, далее, что вполне качественный подшипник был поставлен в нерасчетные условия работы: не была выдержана потребная величина зазора между его наружной обоймой и гнездом узла опоры при сборке на моторном заводе. В этом случае отказ явился следствием технологического нарушения. С другой стороны, первичным могло быть разрушение уплотнения из-за низкого качества графита, входящего в состав деталей контактного уплотнения. При этом вследствие «ухода» масла наступило масляное голодание, приведшее к разрушению подшипника. Но «уход» масла мог являться и следствием эксплуатационного нарушения — в практике известен, например, случай выброса масла в полете из маслобака авиационного ТРД через горловину бака, которая не была закрыта крышкой после заправки. Наконец, может оказаться, что причиной разрушения подшипника был неправильный выбор при проектировании масляной системы потребной величины прокачки масла, не учитывающий всех возможных в эксплуатации условий работы двигателя. По мере наработки двигателя могло происходить закоксовывание каналов масляной форсунки, подающей масло на подшипник, и снижение ее производительности, приведшее в определенный момент к масляному голоданию, т. е. причиной отказа могло быть и конструктивное несовершенство масляной системы двигателя.

Рассмотренные типичные причины отказов, определяющих надежность двигателей, свидетельствуют о невозможности обеспечить их высокую надежность и большие величины ресурса только путем конструктивного совершенства двигателей. Необходимо одновременное использование всех факторов, влияющих на надежность и ресурс, а именно:

- совершенствование конструкции и рабочего процесса двигателей;
- улучшение технологии и повышение стабильности производства;
- повышение качества и стабильности свойств используемых материалов (в том числе топлив и масел);
- повышение качества покупных изделий;
- улучшение обслуживания двигателей и повышение культуры их эксплуатации.

Таким образом, четко выступает комплексность проблемы обеспечения высокой надежности, требующей для своего успешного разрешения высокого технического уровня ряда отраслей промышленности и эксплуатирующих организаций, совместных усилий и взаимодействия различных специалистов на всех этапах жизненного цикла двигателя: при его создании, серийном производстве и эксплуатации.

В свою очередь надежность газотурбинного двигателя является свойством, проявляющимся в самых разных аспектах при

его использовании. Так, например, отказы, приводящие к разрушению или выключению авиационного двигателя в полете, снижают безопасность полетов, а разрушение или выключение на марше двигателя, установленного на корабле или наземном транспортном средстве, приводит к невыполнению задания. К невыполнению задания приведет и частичная потеря двигателем свойств (например, невозможность получить требуемую мощность). Ненадежный запуск приводит к снижению готовности транспортного средства к выполнению задания, к нарушению регулярности движения. Любые выявившиеся неисправности, даже незначительные, требуют проведения каких-либо работ для их устранения и потому увеличивают грудоемкость обслуживания и затраты на эксплуатацию, могут приводить к простоям техники. Совершенно очевиден экономический ущерб, связанный с малыми величинами ресурса или преждевременными выходами двигателей из строя, из-за необходимости производить и ремонтировать дополнительное число двигателей для обеспечения заданного объема работы. Вообще экономическая эффективность двигателя неразрывно связана с его надежностью и ресурсом, вследствие чего проблема надежности всегда должна рассматриваться как проблема технико-экономическая.

§ 1.2. НАДЕЖНОСТЬ И ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ

Газотурбинные двигатели, как и другие сложные технические устройства многоразового использования, проходят в процессе их создания и совершенствования несколько этапов, которые условно можно охарактеризовать следующим образом:

- 1) поиск и проверка решений, обеспечивающих наилучшее выполнение предъявляемых к двигателю основных требований;
- 2) отработка свойств, обеспечивающих двигателю наибольший ресурс и высокую надежность;
- 3) освоение двигателя в эксплуатации с целью получения в реальных условиях использования требуемых от него характеристик.

Первый и второй этапы развития двигателя в определенной мере могут и должны совпадать. Но практически всегда после освоения первых модификаций двигателя в эксплуатации начинается новый цикл его совершенствования, имеющий целью создание модификаций с повышенными ресурсом и надежностью, то есть, как правило, всегда имеется как самостоятельная вторая стадия развития двигателя, в процессе которой учитывается опыт, полученный при эксплуатации образцов первых модификаций. Затраты промышленности на этой стадии отработки двигателя в большинстве случаев практически полностью связаны с повышением его надежности и ресурса. Но и на первой и третьей стадиях создания и совершенствования двигателя значительная часть средств затрачивается с той же целью.

В исследовательских и конструкторских организациях затраты эти связаны главным образом с разработкой, изготовлением и испытаниями опытных образцов, на которых проверяются мероприятия, обеспечивающие высокую долговечность конструкции и ее надежность. На серийных заводах затраты в связи с повышением надежности и ресурса определяются изменением технологии, приобретением нового оборудования, использованием более высококачественных материалов и покупных изделий, повышением требуемой квалификации рабочих. В эксплуатации, в свою очередь, требуется повышение квалификации обслуживающего персонала, внедрение более совершенной системы профилактического обслуживания и ремонтов и т. п. Повышение же ресурса и надежности приводит, с другой стороны, к высвобождению производственных мощностей и экономии материалов в связи с сокращением потребного количества выпускаемых двигателей и уменьшению для эксплуатирующих организаций стоимости каждого часа работы двигателей. В результате задача определения экономической эффективности повышения ресурса, и надежности выливается в задачу оптимизации, решение которой требует исследования сложного комплекса взаимосвязанных факторов.

В первый период развития газотурбинной техники, когда исходный ресурс двигателей был невелик, дальнейшее его увеличение было целесообразным практически во всех случаях. Также не требовала специального экономического обоснования необходимость резкого повышения вероятности безотказной работы двигателей. Основным вопросом тогда являлось нахождение правильных технических путей и методов, обеспечивающих быстрее повышение их ресурса и надежности.

Но чем выше ресурс и надежность двигателя, тем более сложным становится их дальнейшее существенное повышение, тем больших усилий от промышленности оно требует. При эксплуатации уже не получается столь яркого экономического эффекта, как на первых этапах увеличения ресурса и надежности. Поэтому становится необходимым экономический анализ эффективности работ по улучшению этих характеристик двигателя, позволяющий оценить, окупятся ли затраты при проведении работ по его модифицированию с целью повышения ресурса и надежности экономией при эксплуатации.

На примере затрат серийного завода на производство двигателей проследим влияние введения конструктивно-технологических мероприятий с целью повышения ресурса и надежности. На рис. 1.1 показаны базовая кривая себестоимости производства турбовинтового двигателя (C_6), динамика изменения которой зависит лишь от объема производства и времени выпуска (относительно начала производства), и фактическая кривая себестоимости (C_f) в период, когда двигатель подвергался доработкам, обеспечивающим его большую надежность и повышенный ресурс. Из рисунка видно, как возрастают затраты при увеличении надежности и ресурса, причем затраты на первых этапах совершенствования мень-

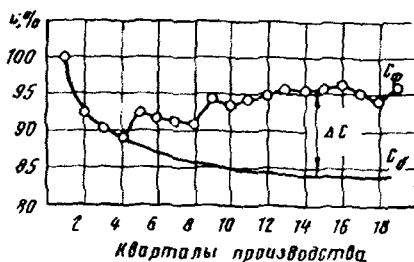


Рис. 1.1. Оценка приращения затрат (ΔC) при доработках двигателя

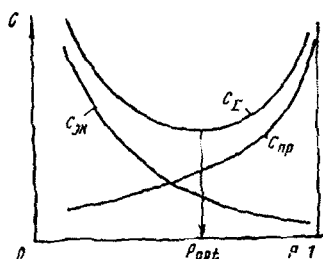


Рис. 1.2. Графики изменения затрат в зависимости от вероятности безотказной работы двигателя P

ше, чем на последующих, т. е. они тем больше, чем выше достигнутые показатели надежности и ресурса. Действительно, в начале производства двигатель имеет еще много сравнительно легко устранимых дефектов. Когда же надежность двигателя уже весьма высока, дальнейшее ее повышение становится все более трудным. Выше сказанное можно отобразить (рис. 1.2) кривой $C_{пр}$ (затраты промышленности). Кривая же $C_{эк}$ характеризует тенденцию изменения эксплуатационных затрат в зависимости от надежности. Если двигатель очень надежен, потери из-за отказов невелики, и дальнейшее увеличение надежности дает уже незначительное снижение эксплуатационных расходов, т. е. экономический эффект от повышения надежности уменьшается по мере ее роста.

Кривая C_{Σ} на рис. 1.2 показывает суммарные затраты промышленности и эксплуатирующих организаций. Минимум C_{Σ} соответствует оптимальной надежности. Аналогично обстоит дело и с ресурсом, оптимальная величина которого определяется максимумом экономической эффективности, на которую влияет множество подчас противоречивых факторов. Так, например, если требуется существенная переделка двигателя для увеличения его ресурса, то при большом объеме производства и интенсивной эксплуатации затраты на опытно-конструкторские работы (ОКР) быстро окупаются. Если же программа производства невелика или годовая наработка двигателя небольшая, то затраты на ОКР могут не окупиться в течение многих лет. Влияют на экономическую эффективность работ по созданию модификации двигателя с повышенным ресурсом его цена, достигаемый в результате модифицирования прирост ресурса, коэффициент оборотного фонда двигателей в эксплуатации и другие факторы.

На практике не все экономически оптимальные решения могут быть реализованы, так как они могут оказаться неприемлемыми в связи с какими-либо требованиями к двигателю. Наиболее очевидна возможность возникновения такой ситуации в случае, если рассматривается надежность авиационного двигателя. Требования обеспечения безопасности полетов могут в этом случае являться ограничением, накладываемым на задачу по экономической опти-

имитации величины надежности. Полученные при этом решения будут неоптимальными, однако общая их эффективность окажется максимально достижимой в условиях наложенных ограничений.

Важное значение имеет комплексный экономический анализ при решении вопроса об оптимальной надежности элементов, образующих техническую систему. Требуемая надежность системы может быть получена разными путями, причем в определенных случаях может оказаться, что повышение надежности какого-либо конкретного элемента экономически не эффективно и оптимальное для системы решение достигается путем повышения надежности другого элемента при меньшей надежности первого. Поясним это на простом условном примере. Пусть есть система, состоящая из двух элементов; требуемая вероятность безотказной работы системы 0,81. Разработчикам обоих элементов задана величина вероятности безотказной работы 0,9 (так, чтобы получить требуемую вероятность 0,81, равную $0,9 \cdot 0,9$). На рис. 1.3 показана зависимость затрат, необходимых для получения разных уровней надежности элементов I и II. При указанных выше условиях (первый случай) суммарная стоимость разработки составит величину $C_{I1} + C_{II1}$, т. е. равна сумме затрат для получения надежности элементов, соответствующей $P=0,9$. Как следует из рис. 1.3, если ограничиться для элемента I величиной P , равной 0,85, а надежность элемента II довести до $P=0,952$ (при этом $0,85 \cdot 0,952 = 0,81$), то затраты будут равны $C_{I2} + C_{II2}$, т. е. существенно меньше. Следовательно, в первом случае задание требования высокой надежности элементу I приводит к неэффективному решению. Экономически оптимальное решение, обеспечивающее необходимую надежность системы, достигается во втором случае, так как повышение надежности элемента II связано с меньшими затратами. Без проведения в подобных (и значительно более сложных) случаях экономического анализа задание требований к уровням надежности элементов будет, как правило, предопределять неэффективное решение для системы в целом.

Изложенные соображения показывают, что только комплексный технико-экономический подход к проблеме надежности может обеспечить эффективное ее решение.

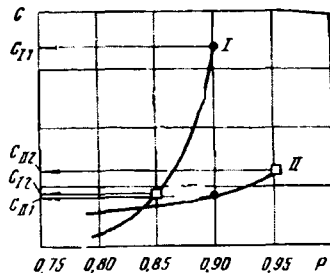


Рис. 1.3. График к оценке пути достижения нужной надежности системы

§ 1.3. ВЕРОЯТНОСТНО-СТАТИСТИЧЕСКИЕ И ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ В ЗАДАЧАХ НАДЕЖНОСТИ ГТД

Необходимость установления и исследования закономерностей, характеризующих надежность технических устройств, желание по-

лучать количественное описание характеристик их надежности привели к созданию теории надежности, позволившей сформировать общетеоретические подходы к решению многих задач надежности различных устройств самого разного назначения. Математические методы, используемые в теории надежности, базируются, в основном, на теории вероятностей и математической статистике, а современную теорию надежности называют иногда статистической теорией надежности. Вероятностно-статистическая база теории надежности объясняется тем, что каждый конкретный отказ есть, по существу, событие случайное, появление которого не может быть точно предсказано заранее. Изучением же закономерностей, свойственных случайным событиям, занимается теория вероятностей. Характеристики случайных событий на практике определяются на основе массовых наблюдений, а объективно обоснованная оценка получаемых при этом статистических материалов основывается на методах математической статистики. Аппарат теории надежности непрерывно развивается.

Можно говорить о нескольких крупных направлениях, в которых развивается современная теория надежности. В их числе:

- анализ и описание статистических закономерностей, свойственных надежности технических устройств;
- синтез надежных сложных систем на основе элементов с недостаточной надежностью;
- разработка методов статистического контроля и испытаний по оценке надежности и др.

В последнее время часто говорят о технической диагностике как разделе теории надежности.

Актуальность и практическое значение тех или иных разделов теории надежности для технических устройств разного типа не одинаковы. Они зависят от специфических свойств этих устройств, важных с точки зрения теории надежности.

Отметим некоторые из таких свойств, которые характеризуют ГТД как определенный класс машин.

Это, во-первых, невозможность резервирования большинства основных элементов конструкции двигателя. В этом смысле ГТД структурно весьма просты — параллельные соединения, как правило, отсутствуют и все элементы двигателя соединены в последовательную цепь. В надежности под этим понимается структура, при которой выход из строя любого элемента выводит из строя всю систему. Поэтому те разделы теории надежности, которые посвящены вопросам резервирования и схемной надежности, т. е. вопросам синтеза сложных систем, имеющие решающее значение для радиоэлектронных систем со сложными структурами, для ГТД могут найти весьма ограниченное применение, главным образом, — в системах их регулирования.

Во-вторых, характерным свойством современных газотурбинных двигателей является огромное время функционирования, достигающее до многих тысяч и даже десятков тысяч часов, а также

очень большие величины наработки на некоторые виды отказов. Эти обстоятельства, особенно для тех типов ГТД, объем серийного выпуска которых невелик, ограничивают применение для двигателей классических методов испытаний на надежность, наиболее эффективных для массовой продукции с умеренными временами функционирования.

Наконец, газотурбинные двигатели вместе с аппаратурой их автоматического регулирования представляют собой сложную систему, в которой происходит множество разнообразных процессов (химических, теплофизических, газодинамических, механических и др.), что приводит к большому многообразию причин отказов. Это подчас делает затруднительным выявление «чистых» статистических закономерностей, характерных для надежности устройств, которым свойственно ограниченное число типичных физических причин отказов.

В настоящее время наибольшее практическое применение для газотурбинных двигателей (особенно в авиации) нашли методы теории надежности, позволяющие получать статистические закономерности по результатам широкой эксплуатации серийных образцов. Начиная находить применение методы теории надежности при проектировании двигателей с электронными системами регулирования, для которых актуальны вопросы схемной надежности. Развиваются и вопросы технической диагностики применительно к ГТД.

Вероятностно-статистические исследования надежности ГТД позволили иметь объективную количественную оценку этого свойства для каждого типа двигателя, позволили установить связи между уровнем надежности и различными факторами, на него влияющими, дали инженерам дополнительные возможности для оценки меры выработки двигателем ресурса и т. п. Задачи, связанные с выбором стратегии обслуживания, с прогнозированием ожидаемого уровня надежности, с технико-экономическим анализом эксплуатации ГТД, с планированием ремонтов и выпуска запасных частей и многие другие не могут решаться без привлечения характеристик надежности двигателей, без использования методов теории надежности. Но при этом надо помнить, что используя только вероятностно-статистические методы, нельзя обеспечить необходимого повышения надежности ГТД. Если для структурно сложных систем теория надежности позволяет выбрать такое сочетание элементов, которое обеспечивает максимальную надежность системы в целом, то для газотурбинных двигателей, как уже указывалось, соответствующие разделы теории надежности могут найти лишь очень ограниченное применение. Статистическое же описание и анализ характеристик надежности ГТД и их элементов, являясь средствами, обеспечивающими правильное понимание закономерностей изменения надежности, будут эффективны лишь тогда, когда сопровождаются широкими инженерными исследованиями, а также и организационными мероприятиями, дополняют их, позволяют объективнее оценить их результаты.

Глубокое исследование физических причин и картины возникновения и развития отказов, разработка на этой основе методов расчета, проектирования и испытаний, обеспечивающих максимальную работоспособность конструкции, внедрение в процессы производства, эксплуатации, обслуживания и ремонта двигателей инженерных методов и средств обеспечения и поддержания высокой надежности — вот главные условия решения проблемы высокой надежности ГТД. Одновременное использование в газотурбостроении статистической теории надежности повышает эффективность инженерных методов обеспечения надежности, позволяет правильнее ориентироваться в этой комплексной проблеме, целеструенней направлять усилия различных специалистов. Поэтому успешное решение задач надежности ГТД требует сочетания инженерных и вероятностно-статистических методов.

Глава 2

Количественные характеристики надежности

§ 2.1. ПОНЯТИЕ ОБ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ НАДЕЖНОСТИ

В теории надежности обычно разделяются понятия *элемента* и *системы*. При этом под элементом понимается такая часть системы, надежность которой при решении той или иной конкретной задачи изучается независимо от надежности входящих в эту часть более простых составляющих. Так, двигатель может рассматриваться как элемент транспортного средства, корабля, самолета, электростанции, которые в определенных условиях сами могут выступать в качестве элементов более сложных систем, призванных выполнять какие-то определенные задачи. Например, самолет может рассматриваться как элемент системы противозендушной обороны, а электростанция — как элемент системы энергоснабжения. С другой стороны, при анализе надежности двигателя в связи с надежностью его деталей и агрегатов системой является двигатель. Учитывая условность деления системы на элементы, ниже эти термины используются лишь в тех случаях, когда идет речь о понятиях, применимых или только к элементу, или только к системе. В остальных случаях применяется термин *изделие* (или *устройство*).

Изделия (элементы, системы) в теории надежности делят на *восстанавливаемые* и *невосстанавливаемые*. Невосстанавливаемое изделие работает *до первого отказа*, а восстанавливаемое продолжает работать после ликвидации (тем или иным способом) последствий отказа и восстановления его свойств. Во многих случаях такое деление тоже достаточно условно. Если например, рассматривать отказы двигателей, приводящие к необходимости сня-

тия их с эксплуатации и отправке в ремонт, то в этом случае двигатель выступает как невосстанавливаемое изделие. Если анализируются закономерности отказов, ликвидируемых в эксплуатации путем перерегулировок, замены отдельных агрегатов, устранения негерметичностей и т. п., то в данном случае двигатель является изделием восстанавливаемым. Но и при отказах такого рода, если изучать закономерности работы до первого отказа, можно считать двигатель невосстанавливаемым изделием. В настоящей книге, когда рассматриваются закономерности надежности при наличии восстановления, это оговаривается специально.

В задачах надежности время работы до отказа считается непрерывной случайной величиной. Если при $t=0$ изделие начало работать, а при наработке $t=t_{от}$ потеряло работоспособность, то наступление отказа есть событие, заключающееся в том, что $\{t_{от} \leq t\}$, т. е. в том, что случайная величина $t_{от}$ оказалась не больше времени t .

Одним из основных количественных показателей надежности является вероятность того, что время безотказной работы окажется больше заданного времени t :

$$P(t) = \text{Вер} \{t_{от} > t\}. \quad (2.1)$$

Функция $P(t)$ называется *вероятностью безотказной работы* (часто — функцией надежности, иногда — просто надежностью). *Вероятностью отказа* называется, соответственно, функция

$$Q(t) = \text{Вер} \{t_{от} \leq t\}. \quad (2.2)$$

Так как при любом значении наработки t изделие может быть только или работоспособным, или потерявшим работоспособность, то вероятность того, что оно находится в одном из двух указанных состояний, есть вероятность достоверного события и, следовательно,

$$P(t) + Q(t) = 1. \quad (2.3)$$

Вероятность безотказной работы $P(t)$ может быть приближенно определена из рассмотрения результатов эксплуатации или испытаний достаточно большого числа N однотипных устройств. Если в любой момент времени t функция $N_{от}(t)$ определяет число отказавших к этому моменту устройств, а $N_{н}(t)$ — число исправных и $N_{от}(t) + N_{н}(t) = N$, то $N_{н}(t)/N \rightarrow P(t)$ при $N \rightarrow \infty$. Функция $N_{н}(t)/N$, вообще говоря, ступенчатая, так как $N_{н}(t)$ при каждом отказе уменьшается на единицу. Но при больших N будем считать, что $N_{н}(t)/N$ сколь угодно близко приближается к непрерывной монотонно убывающей функции $P(t)$, т. е.

$$N_{н}(t)/N = P(t). \quad (2.4)$$

Очевидно, что $P(t)$ — убывающая функция времени, так как при отсутствии восстановления число исправных изделий из общего числа N с увеличением наработки уменьшается. При отсутствии наработки ($t=0$) отказов еще не может быть и $P(t)=1$, а при

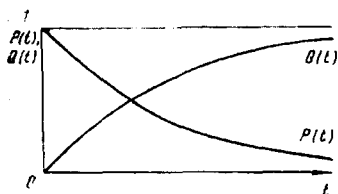


Рис. 2.1. Примерный вид функций $P(t)$ и $Q(t)$

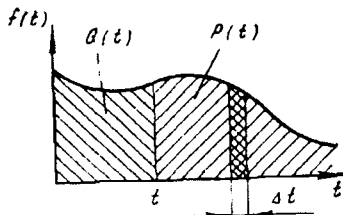


Рис. 2.2. Кривая плотности вероятности отказов

$t \rightarrow \infty P(t) \rightarrow 0$. Примерный вид функций $P(t)$ и $Q(t) = 1 - P(t)$ показан на рис. 2.1. Кривую $P(t)$ иногда называют кривой убыли, подчеркивая этим тот факт, что она ограждает убывание со временем числа изделий, сохранивших работоспособность.

Когда наработку до отказа рассматривают как случайную величину, предполагают, что существует непрерывная плотность распределения (плотность вероятностей) этой случайной величины. Плотность вероятности отказов или плотность распределения времени безотказной работы $f(t)$ является одной из важных характеристик надежности. В теории вероятностей плотностью распределения называется функция, равная пределу отношения вероятности того, что случайная величина находится в каком-то малом интервале, к продолжительности этого интервала. Если случайная величина — время работы до отказа, то плотность распределения времени безотказной работы

$$f(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\text{Вер} \{t \leq t_{\text{от}} \leq t + \Delta t\}}{\Delta t}, \quad (2.5)$$

т. е. $f(t)$ есть предел отношения вероятности того, что время работы до отказа будет находиться в малом интервале $(t, t + \Delta t)$, к величине этого интервала. При $\Delta t \rightarrow 0$ можно записать, что

$$f(t) = dQ(t)/dt. \quad (2.6)$$

Приблизительно определить значения функции $f(t)$ можно опытным путем для отдельных интервалов наработки $(t, t + \Delta t)$:

$$f(t) \approx \frac{\Delta N_{\text{от}}(t, t + \Delta t)/N}{\Delta t}, \quad (2.7)$$

где $\Delta N_{\text{от}}(t, t + \Delta t)/N$ есть опытная величина вероятности отказа за время Δt , а $\Delta N_{\text{от}}(t, t + \Delta t)$ — число отказов в интервале $(t, t + \Delta t)$. Чем больше N и меньше Δt , тем точнее формула (2.7).

Если изобразить кривую $f(t)$, то можно заметить, что из самого определения плотности вероятности отказов и выражения (2.5) так же, как и из приближенного выражения (2.7), следует, что площадка под кривой $f(t)$, ограниченная снизу отрезком Δt оси абсцисс, численно равна вероятности отказа в интервале Δt *

* Точнее, приближается к ней при $\Delta t \rightarrow 0$.

(плотно заштрихованная на рис. 2.2 площадка). Соответственно вероятность отказа за время t есть интеграл от $f(t)$, взятый для интервала от 0 до t :

$$Q(t) = \int_0^t f(t) dt. \quad (2.8)$$

Если $t = \infty$, то вероятность отказа равна **единице**. Из этого следует, что вся площадь под кривой $f(t)$ всегда **равна единице**. Но раз $\int_0^{\infty} f(t) dt = 1$, то можно записать, что

$$P(t) = \int_0^{\infty} f(t) dt - \int_0^t f(t) dt = \int_t^{\infty} f(t) dt. \quad (2.9)$$

Выражение (2.9) означает, что вероятность безотказной работы за время t равна всей площади под кривой $f(t)$ правее абсциссы t (см. рис. 2.2).

Так как из теории вероятностей известно, что плотность распределения есть производная функции распределения $F(t)$, то из сопоставления этого факта с выражениями (2.6) и (2.8) очевидно, что в задачах надежности функция распределения имеет смысл вероятности отказа, т. е. $F(t) = Q(t)$ и $1 - F(t) = P(t)$.

Введем теперь понятие о важнейшей и очень распространенной характеристике надежности — *интенсивности отказов*. Смысл этой характеристики в оценке вероятности отказа в интервале $(t, t + \Delta t)$ изделий, безотказно проработавших до начала этого интервала, т. е. не вышедших из строя за время t . Функция интенсивности отказов $\lambda(t)$ может быть определена как

$$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\text{Вер} \{t \leq t_{\text{от}} \leq t + \Delta t\} \text{ для изделий, проработавших время } t}{\Delta t}. \quad (2.10)$$

Иными словами $\lambda(t)$ есть предел отношения условной вероятности отказа в интервале $(t, t + \Delta t)$ {при условии безотказной работы в интервале $(0, t)$ } к длине этого интервала.

По данным эксплуатации или испытаний, $\lambda(t)$ для отдельных интервалов наработки можно приближенно определить, используя следующее выражение:

$$\lambda(t) \approx \frac{\Delta N_{\text{от}}(t, t + \Delta t) / N_n(t)}{\Delta t}. \quad (2.11)$$

В формуле (2.11) $N_n(t)$ и $\Delta N_{\text{от}}(t, t + \Delta t)$ имеют тот же смысл, что и в (2.4) и (2.7) соответственно, а $\Delta N_{\text{от}}(t, t + \Delta t) / N_n(t)$ — вероятность отказа в интервале $(t, t + \Delta t)$ изделий, благополучно проработавших до начала этого интервала.

Интенсивность отказов характеризует надежность в каждый данный момент времени. Поэтому ее иногда называют опасностью отказа. Плотность распределения времени безотказной работы

$f(t)$ тоже характеризует вероятность отказа в интервале $(t, t + \Delta t)$, так как $f(t)\Delta t$ есть вероятность отказа за время Δt , как было показано выше. Но это — вероятность отказа любого из общего числа рассматриваемых устройств (априорная вероятность). Интенсивность же отказов характеризует условную (апостериорную) вероятность отказа в малом интервале времени, так как $\lambda(t)\Delta t$ есть, как видно из выражения (2.11), вероятность отказа за Δt только тех устройств, которые остались работоспособными к моменту наработки t .

Найдем связь между $P(t)$, $f(t)$ и $\lambda(t)$. Для этого воспользуемся упомянутой выше схемой испытаний N устройств, $N_n(t)$ из которых в каждый момент времени исправны, а $N_{от}(t)$ — отказали. Так как $N = N_n(t) + N_{от}(t)$, то

$$P(t) = [N - N_{от}(t)]/N = 1 - N_{от}(t)/N, \quad (2.12)$$

где аналогично выражению (2.4) $N_{от}(t)/N = Q(t)$.

Дифференцируя левую и правую части уравнения (2.12), получаем

$$\frac{dP(t)}{dt} = -\frac{1}{N} \frac{dN_{от}(t)}{dt}. \quad (2.13)$$

Так как правая часть выражения (2.13) по абсолютной величине есть предел выражения (2.7), то можно записать

$$f(t) = -dP(t)/dt. \quad (2.14)$$

Заметим, что соотношение (2.14) следует и из сопоставления выражений (2.6) и (2.3).

Помножим и разделим правую часть уравнения (2.13) на $N_n(t)$:

$$\frac{dP(t)}{dt} = -\frac{N_n(t)}{N} \frac{dN_{от}(t)}{N_n(t)dt}. \quad (2.15)$$

Сравнив выражения (2.15) с (2.4) и с (2.11), получаем, что

$$dP(t)/dt = -P(t)\lambda(t) \quad (2.16)$$

или
$$\lambda(t) = -P'(t)/P(t). \quad (2.16a)$$

Формула (2.16a) дает наиболее общее выражение для интенсивности отказов. Другое общее соотношение, связывающее плотность, интенсивность и вероятность безотказной работы, следует из выражений (2.14) и (2.16):

$$f(t) = P(t)\lambda(t). \quad (2.17)$$

Теперь, разделяя переменные в уравнении (2.16), проинтегрируем его в пределах от 0 до t и соответственно от 1 до $P(t)$:

$$\int_0^t \lambda(t) dt = - \int_1^{P(t)} dP(t)/P(t). \text{ Так как}$$

$$\int_1^{P(t)} dP(t)/P(t) = \ln P(t), \text{ получаем } \ln P(t) = - \int_0^t \lambda(t) dt \text{ или}$$

$$P(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) dt}. \quad (2.18)$$

Формула (2.18) выражает надежность через интенсивность отказов в общей форме, предполагая лишь, что $\lambda(t)$ — интегрируемая функция времени наработки. Это выражение является одним из наиболее практически важных соотношений в теории надежности.

Все обсужденные выше характеристики надежности являются функциональными зависимостями, практическое определение которых обработкой статистических данных достаточно трудоемко, а в некоторых случаях весьма затруднительно. Поэтому наряду с такими характеристиками, как $P(t)$, $f(t)$, $\lambda(t)$ широкое использование в практике находит критерий надежности, выраженный числовой величиной, — *среднее время безотказной работы* или *наработка на отказ* T . Среднее время безотказной работы является по смыслу средним значением наработки до отказа, т. е. средним значением случайной величины или математическим ожиданием. Из теории вероятности известно, что математическое ожидание для непрерывной случайной величины τ выражается следующим интегралом:

$$M[\tau] = \int_{-\infty}^{+\infty} t dF(t).$$

Так как случайная величина $t_{от}$ существует только в интервале $(0, \infty)$, то

$$T = M[t_{от}] = \int_0^{\infty} t dF(t) = \int_0^{\infty} t dQ(t) = - \int_0^{\infty} t dP(t).$$

Интегрируя по частям, получаем

$$T = -tP(t) \Big|_0^{\infty} + \int_0^{\infty} P(t) dt. \quad (2.19)$$

При конечных значениях $\lambda(t)$ функция $P(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) dt}$ при $t \rightarrow \infty$ стремится к 0 быстрее, чем $t \rightarrow \infty$. Поэтому первый член в формуле (2.19) равен 0 и она переписывается как

$$T = \int_0^{\infty} P(t) dt. \quad (2.20)$$

Наиболее точный способ оценки T опытным путем — испытать все N изделий до отказа. Тогда

$$T \approx \frac{t_{от1} + t_{от2} + \dots + t_{отN}}{N}. \quad (2.21)$$

Чем больше N , тем точнее приближенное равенство (2.21).

§ 2.2. ИЗМЕНЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ПО ВРЕМЕНИ НАРАБОТКИ И МОДЕЛИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ

Изучение опыта эксплуатации показало, что очень многим техническим устройствам свойственны три типичных периода их эксплуатации. Они характеризуются различным уровнем интенсивности отказов и разными закономерностями их проявления. Эти периоды следующие: приработка (начальный период эксплуатации), период нормальной эксплуатации, период износа (или старения). Под износом в данном случае понимается не только физический износ, а накопление любых необратимых повреждений. Протекание функции $\lambda(t)$, соответствующее этим трем периодам изменения интенсивности отказов, имеет характерный вид, показанный на рис. 2.3. Для отказов, характеризующих изделия, как невосстанавливаемые, например, для отказов, приводящих к изъятию двигателя из эксплуатации и отправке в ремонт, такой характер изменения $\lambda(t)$ в большинстве случаев имеет место. Кривые изменения интенсивности отказов по наработке принято называть λ -характеристиками.

Первый участок λ -характеристики (см. рис. 2.3, I) отличается повышенным уровнем интенсивности отказов. В начальный период наработки изделия происходит приработка его составных частей, или, как иногда говорят, «выжигание» дефектов. Причиной повышенного уровня отказов в начале эксплуатации является главным образом недостаточное совершенство методов контроля, приводящее к тому, что изделия со скрытыми дефектами выходят из строя вскоре после начала работы. Основным средством снижения интенсивности отказов в первый период эксплуатации является совершенствование контроля выпускаемых промышленностью изделий и повышение эффективности заводских испытаний готовой продукции.

При нормальной эксплуатации (см. рис. 2.3, II) интенсивность отказов практически не зависит от времени наработки изделий. Поэтому нельзя повысить надежность в этот период профилактической заменой каких-то элементов. Причины отказов в этот период связаны главным образом с внезапным воздействием неучтенных при проектировании изделия факторов, с попада-

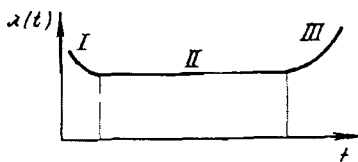


Рис. 2.3. Типичная λ -характеристика

нием изделия в те или иные эксплуатационные ситуации, последствия которых не были достаточно хорошо предусмотрены и проверены.

Третий участок λ -характеристики (см. рис. 2.3, III), на котором наблюдается возрастание интенсивности отказов, связан со старением изделия и его составных частей, с накоплением необратимых повреждений. Замена износившихся элементов и ремонт изделий — основной путь повышения надежности в этот период.

Для системы, состоящей из элементов, выход из строя любого из которых приводит к отказу системы (последовательное соединение элементов), λ -характеристика является суммой характеристик интенсивности отказов всех ее элементов. Действительно, для системы из n элементов¹ выражение для числа отказов в интервале $(t, t + \Delta t)$ можно записать так:

$$\Delta N_{от}(t, t + \Delta t) = \sum_{i=1}^n \Delta N_{от i}(t, t + \Delta t), \quad (2.22)$$

где $\Delta N_{от i}(t, t + \Delta t)$ — отказы i -го элемента в рассматриваемом интервале. Подставляя уравнение (2.22) в выражение (2.11), видим, что

$$\lambda(t) = \sum_{i=1}^n \lambda_i(t), \quad (2.23)$$

где $\lambda_i(t)$ — функции интенсивности отказов i -го элемента. λ -характеристика системы, таким образом, получается суммированием ординат λ -характеристик элементов (рис. 2.4).

В практических задачах надежности λ -характеристики элементов и систем имеют большое значение. Отметим, что объективное решение таких вопросов, как правильность назначения величины ресурса, сроков и содержания регламентных работ, некоторых вопросов, связанных с обеспечением заданной надежности проектируемого изделия и др., требует использования λ -характеристик.

На практике выявление фактических закономерностей изменения надежности часто начинается с построения графиков λ -характеристик на основе статистических данных. Это позволяет потом перейти и к определению других характеристик — $f(t)$ и $P(t)$, связанных с $\lambda(t)$. При этом во многих случаях для того, чтобы описать характеристики надежности какими-то математическими моделями и иметь возможность их анализа, важно имеющиеся в

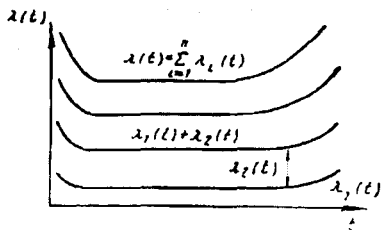


Рис. 2.4. Суммирование λ -характеристик последовательно соединенных элементов

¹ Например, для ГТД эти элементы — редуктор, компрессор, топливный насос и т. п.

действительности распределения времени безотказной работы аппроксимировать теоретическими распределениями. Распределения, удовлетворительно описывающие закономерности, свойственные трем рассмотренным выше периодам эксплуатации изделий, разные. Так, период нормальной эксплуатации описывается *экспоненциальным распределением*, играющим в связи с этим важную роль в теории надежности. Распределение времени безотказной работы при износе может быть удовлетворительно описано *нормальным распределением*, *распределением Вейбулла* и некоторыми другими. Для описания приработки чаще всего используется распределение Вейбулла. Рассмотрим эти при упомянутых теоретических распределениях и комбинацию нормального и экспоненциального распределений. При этом заметим, что на практике могут встречаться случаи, когда вид λ -характеристик отличается от показанного на рис. 2.3, а закономерности изменения надежности не могут быть описаны с помощью перечисленных и требуют привлечения других распределений.

Экспоненциальное распределение. Если в выражении для вероятности безотказной работы (2.18) положить постоянной величину интенсивности отказов $\lambda(t) = \lambda = \text{const}$, что, как указывалось выше, соответствует периоду нормальной эксплуатации, то получаем следующее выражение для $P(t)$:

$$P(t) = e^{-\lambda t}, \quad (2.24)$$

а учитывая (2.17), имеем

$$f(t) = \lambda e^{-\lambda t}. \quad (2.25)$$

Однопараметрическое распределение (2.25) в теории вероятностей получило название показательного или экспоненциального, а выражение (2.24), которое нашло широкое использование в теории надежности, часто называют экспоненциальным законом надежности. Распределение (2.25), как мы видим, следует из наиболее общего выражения для вероятности безотказной работы в случае $\lambda = \text{const}$, т. е. оно имеет в задачах надежности ясный смысл, описывая распределение времени безотказной работы при постоянной опасности отказа. Или, учитывая, что при $\lambda = \text{const}$ из выражения (2.16а) следует

$$-\frac{dP(t)/dt}{P(t)} = \text{const},$$

его можно трактовать как соответствующее условию постоянства относительной скорости уменьшения по времени величины вероятности безотказной работы.

Из выражений (2.24) и (2.3) следует, что вероятность отказа при экспоненциальном распределении равна

$$Q(t) = 1 - e^{-\lambda t}. \quad (2.26)$$

Так как функция распределения $F(t) = Q(t)$, то уравнение (2.26) можно получить и интегрируя выражение (2.25) от 0 до t .

Графики экспоненциального распределения, содержащие зависимости от времени наработки основных характеристик надежности, показаны на рис. 2.5.

Математическое ожидание, равное наработке на отказ, определится для экспоненциального распределения в соответствии с формулами (2.20) и (2.24):

$$T = \int_0^{\infty} e^{-\lambda t} dt = 1/\lambda. \quad (2.27)$$

Мы получили, что средняя наработка на отказ при экспоненциальном распределении обратно пропорциональна интенсивности отказов. Поэтому можем записать, что

$$P(t) = e^{-t/T} \quad (2.24a)$$

и

$$Q(t) = 1 - e^{-t/T}. \quad (2.26a)$$

Следовательно, при экспоненциальном законе надежности достаточно знать среднюю наработку на отказ, чтобы определить вероятность безотказной работы в любой момент времени.

Покажем одну важную особенность экспоненциального закона надежности. Для этого определим вероятность безотказной работы изделия в интервале $(t, t + \Delta t)$ при условии, что оно благополучно отработало время t . Эту условную вероятность обозначим $P(\Delta t/t)$. Заметим, что вероятность исправной работы к моменту $t + \Delta t$ может рассматриваться как вероятность сложного события, заключающегося в том, что изделие отработало без отказов время t , а затем (другое событие) и время Δt . Тогда по правилу умножения вероятностей $P(t + \Delta t) = P(t)P(\Delta t/t)$, откуда $P(\Delta t/t) = P(t + \Delta t)/P(t)$. При экспоненциальном распределении времени безотказной работы из последнего выражения получаем, что

$$P(\Delta t/t) = \frac{e^{-\lambda(t+\Delta t)}}{e^{-\lambda t}} = e^{-\lambda \Delta t}. \quad (2.28)$$

Выражение (2.28) показывает, что при экспоненциальном законе вероятность безотказной работы в каком-то интервале времени не зависит от времени предшествующей работы изделия, а зависит лишь от величины самого интервала. Иными словами, апостериорная вероятность безотказной работы $P(\Delta t/t)$ не зависит от истории нагружений, от предшествующих условий работы изделия. Это означает, что экспоненциальный закон, строго говоря, описывает надежность только при условии внезапного характера отказов, не связанного с предыдущей работой изделий.

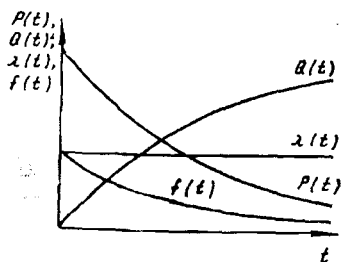


Рис. 2.5. Графики экспоненциального распределения

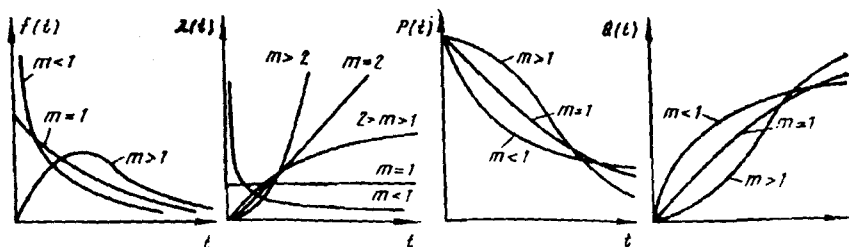


Рис. 2.6. Графики распределения Вейбулла

Распределение Вейбулла. Двухпараметрическое распределение Вейбулла является более гибким, чем экспоненциальное, которое может рассматриваться как частный случай первого. Плотность распределения Вейбулла

$$f(t) = \frac{m}{t_0} t^{m-1} e^{-t^m/t_0}. \quad (2.29)$$

При $1/t_0 = \lambda$ и $m=1$ уравнение (2.29) превращается в (2.25) для плотности вероятностей экспоненциального распределения. Величина $1/t_0$ определяет масштаб, а m — асимметрию распределения.

Интегрируя выражения (2.29) от 0 до t , получаем функцию распределения $F(t)$, равную $Q(t)$:

$$Q(t) = 1 - e^{-t^m/t_0}. \quad (2.30)$$

Следовательно,

$$P(t) = e^{-t^m/t_0}. \quad (2.31)$$

Деля выражение (2.29) на (2.31), получим в соответствии с формулой (2.17) выражение для $\lambda(t)$:

$$\lambda(t) = \frac{m}{t_0} t^{m-1}. \quad (2.32)$$

На рис. 2.6 показаны графики распределения Вейбулла. Гибкость этого распределения, позволяющая получать разный характер зависимостей $f(t)$, $\lambda(t)$, $P(t)$ при изменении величины m , способствует его широкому использованию как при описании участка приработки ($m < 1$), так и износа ($m > 1$).

Генеральная характеристика — средняя наработка на отказ — определяется из условия

$$T = \int_0^{\infty} e^{-t^m/t_0} dt$$

и равна

$$T = t_0^{1/m} \Gamma\left(\frac{1}{m} + 1\right), \quad (2.33)$$

где $\Gamma\left(\frac{1}{m} + 1\right)$ — гамма-функция

$$\Gamma\left(\frac{1}{m} + 1\right) = \int_0^{\infty} u^{1/m} e^{-u} du.$$

Нормальное (гауссово) распределение. Широко известное двухпараметрическое нормальное распределение имеет плотность

$$f(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}}, \quad (2.34)$$

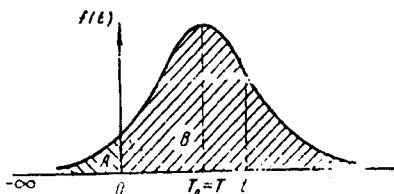


Рис. 2.7. График к понятию об усеченном нормальном распределении

где параметр T_0 равен среднему значению случайной величины, т. е. математическому ожиданию, а параметр σ — среднему квадратичному отклонению.

Так как нормальное распределение описывает распределение случайной величины, которая может принимать любые значения от $-\infty$ до $+\infty$, то величине t в общем случае нельзя приписывать смысл времени работы изделия, так как оно не может принимать отрицательных значений. Поэтому в задачах надежности пользуются понятием усеченного нормального распределения, т. е. такого распределения, которое получается из нормального при условии ограничения возможного интервала изменений случайной величины (от 0 до $+\infty$).

Плотность усеченного распределения обозначают как $\bar{f}(t) = cf(t)$, где c — нормирующий множитель, получаемый из условия $c \int_0^{\infty} f(t) dt = 1$.

Смысл этого множителя можно пояснить, рассматривая рис. 2.7. Вся площадь под гауссовой кривой $A+B=1$. Но $B = \int_0^{\infty} f(t) dt < 1$, следовательно, если $c \cdot B = 1$, то величина c всегда больше единицы и $c = 1 + A/B$, где отношение A/B характеризует относительную долю площади A под кривой Гаусса, отбрасываемой при ограничении интервала изменения t от 0 до ∞ . Если отношение $\sigma/T_0 < 0,5$ (коэффициент вариации), то величина отношения A/B мала и $c \approx 1$. Тогда можно считать, что $f(t) \approx \bar{f}(t)$ с достаточной для практических расчетов точностью, и пользоваться неусеченным нормальным распределением для описания распределения времени безотказной работы. В практических задачах надежности ГТД, как будет показано на примерах в гл. 3, коэффициент вариации обычно значительно меньше 0,5 и поэтому можно считать $c \approx 1$.

Вероятность отказа $Q(t)$ в случае $c \approx 1$ при нормальном распределении равна площади под кривой Гаусса, лежащей левее t (см. рис. 2.7):

$$Q(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{-\infty}^t e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}} dt. \quad (2.35)$$

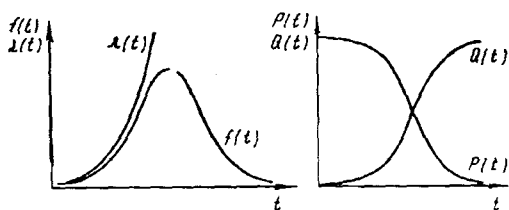


Рис. 2.8. Графики нормального распределения

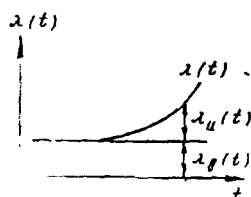


Рис. 2.9. λ -характеристика при наличии внезапных и износовых отказов

Соответственно вероятность безотказной работы

$$P(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_t^{\infty} e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}} dt, \quad (2.36)$$

а интенсивность отказов, учитывая соотношения (2.17), (2.34) и (2.36),

$$\lambda(t) = e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}} \bigg/ \int_t^{\infty} e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}} dt. \quad (2.37)$$

Интегралы в уравнениях (2.35) ... (2.37) не выражаются через элементарные функции. Их можно вычислить, используя замену переменных $(t-T_0)/\sigma = z$, через так называемый интеграл вероятностей

$$\Phi(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^t e^{-z^2/2} dz, \quad (2.38)$$

для которого составлены таблицы. Учитывая равенство (2.38), выражение (2.35) можно записать как

$$Q(t) = \Phi[(t-T_0)/\sigma] \quad (2.35a)$$

и воспользоваться табличными значениями функции $\Phi(t)$.

Графики нормального распределения показаны на рис. 2.8.

Средняя наработка на отказ, как указывалось, есть параметр нормального распределения, т. е. $T = T_0$.

Комбинация нормального и экспоненциального распределений. У большинства технических изделий, когда они вступают в период износа, продолжают иметь место наряду с износовыми отказами и внезапные. Считая эти два вида отказов независимыми, интенсивность отказов можно определить (рис. 2.9) как

$$\lambda = \lambda_n + \lambda_w, \quad (2.39)$$

где λ_n — интенсивность внезапных, а λ_w — износовых отказов.

Вероятность безотказной работы изделия будет в свою очередь вероятностью сложного события, заключающегося в том, что не произойдет ни внезапных, ни износных отказов:

$$P(t) = P_u(t) P_n(t). \quad (2.40)$$

Если в случае внезапных отказов распределение времени безотказной работы описывается экспоненциальным законом, а в случае износных — нормальным, то в соответствии с выражениями (2.40), (2.36) и (2.24) получаем

$$P(t) = \frac{e^{-\lambda_n t}}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} \int_t^{\infty} e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}} dt. \quad (2.41)$$

Из соотношений (2.39) и (2.37) следует выражение для интенсивности отказов

$$\lambda(t) = \lambda_n + e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}} \left/ \int_t^{\infty} e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}} dt \right., \quad (2.42)$$

а перемножая равенства (2.41) и (2.42), получим выражение для плотности распределения:

$$f(t) = \frac{\lambda_n e^{-\lambda_n t}}{\sqrt{2\pi\sigma^2}} \int_t^{\infty} e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}} dt + e^{-\lambda_n t} \frac{e^{-\frac{(t-T_0)^2}{2\sigma^2}}}{\sqrt{2\pi\sigma^2}}. \quad (2.43)$$

Такое распределение (комбинацию нормального и экспоненциального распределений) иногда вызывают нормально-экспоненциальным.

Вид графиков, изображающих характеристики рассмотренной комбинации распределений, будет трансформироваться в зависимости от того, какие отказы (износные или внезапные) будут превалировать. В качестве примера на рис. 2.10 показана функция плотности $f(t)$ для двух сильно отличающихся соотношений внезапных и износных отказов.

Интегрируя от 0 до ∞ выражение (2.41), можно, считая, что коэффициент вариации мал, получить приближенное выражение для средней наработки на отказ в случае нормально-экспоненциального закона:

$$T = \frac{1}{\lambda_n} \left(1 - e^{-\lambda_n T_0 + \frac{\lambda_n^2 \sigma^2}{2}} \right). \quad (2.44)$$

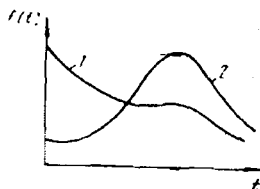


Рис. 2.10. Функция $f(t)$ для нормально-экспоненциального закона:

1 — износные отказы выражены слабо; 2 — превалируют износные отказы

§ 2.3. НАДЕЖНОСТЬ ВОССТАНАВЛИВАЕМЫХ ИЗДЕЛИЙ

Как указывалось выше, восстанавливаемое изделие может за время эксплуатации иметь не один, а много отказов, причем в случае отказа происходит восстановление работоспособности изделия тем или иным способом. В частности, если идет речь о двигателях, могут заменяться новыми отказавшие агрегаты регулирования и топливопитания, поврежденные лопадки или другие детали и узлы, если, конечно, их замена возможна в условиях эксплуатации; утерянные свойства двигателя могут в ряде случаев восстанавливаться и без замен — например, промывкой проточной части ГТД, покрывшейся солевыми отложениями в результате попадания морской воды на вход в двигатель в процессе его работы. Во всех случаях существенно лишь то, что последствия отказа ликвидируются и изделие продолжает работать, сохраняя те же свойства, что и до отказа.

Будем считать, что одновременно может произойти лишь один отказ, в связи с пренебрежимо малой вероятностью одновременно-го возникновения нескольких отказов. Если в результате этого отказа возникли вторичные отказы других элементов, будем рассматривать это событие как один отказ.

Построим график, на котором вдоль оси времени работы изделия t отложены времена отказов (рис. 2.11). Не будем рассматривать время, необходимое на восстановление (возобновление) свойств отказавшего элемента, считая, что оно происходит мгновенно. Заметим, что в общем случае отказы могут происходить и за время хранения, а не только работы. Примером может служить потеря со временем электрических характеристик аккумуляторной батареи, залитой электролитом. Однако для простоты примем, что отказы происходят только во время работы.

Последовательность моментов отказов (см. рис. 2.11) или восстановлений $t_1 = \tau_1$, $t_2 = \tau_1 + \tau_2$, ..., $t_n = \tau_1 + \dots + \tau_n$, ... образует поток случайных событий, называемый *поток отказов (поток восстановлений, возобновлений; процессом восстановления)*. Нарботки между отказами τ_i являются случайными величинами.

Основная характеристика процесса восстановления — это так называемая *функция восстановления $H(t)$* , равная среднему значению числа отказов изделия, т. е. математическому ожиданию числа отказов за время от 0 до t . Приближенное значение функции $H(t)$ можно найти, деля общее число отказов всех рассматриваемых однотипных изделий в интервале $(0, t)$ на число изделий. Ее производная

$$\omega(t) = dH(t)/dt \quad (2.45)$$

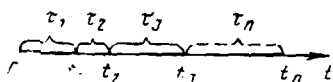


Рис. 2.11. График к понятию потока отказов

называется *плотностью восстановления, параметром потока отказов*. Как видно из выражения (2.45), смысл параметра $\omega(t)$ заключается в том, что он характеризует среднее число отка-

зов (восстановлений) за малую единицу времени наработки, начиная с момента t .

Приближенно параметр потока отказов $\omega(t)$ для отдельных интервалов наработки можно определить из опыта следующим образом. Так как при большом числе изделий можно написать приближенное равенство для приращения среднего числа отказов

$$\Delta H(t) \approx \Delta N_{от}(t, t + \Delta t) / N(t), \quad (2.46)$$

где $N(t)$ — все изделия, работающие при наработке t , а $\Delta N_{от}(t, t + \Delta t)$ — общее число отказов всех изделий в малом интервале $(t, t + \Delta t)$, то при $\Delta t \rightarrow 0$

$$\omega(t) \approx \frac{\Delta N_{от}(t, t + \Delta t)}{N(t) \Delta t}. \quad (2.47)$$

Пусть $f(t)$ есть плотность распределения случайных величин времени работы между отказами $\tau_1, \tau_2, \dots$. Можно показать (см., например, работу [24]), что параметр потока отказов имеет следующую связь с $f(t)$:

$$\omega(t) = f(t) + \int_0^t \omega(\tau) f(t - \tau) d\tau. \quad (2.48)$$

Интегральное уравнение (2.48) иногда называют уравнением восстановления (или возобновления). Так как решение этого уравнения в конечном виде в большинстве случаев затруднено, не представляется возможным в общем виде дать удобную для вычислений аналитическую связь между $\omega(t)$ и $f(t)$. Это можно сделать для некоторых случаев, используя преобразование Лапласа. Так, можно показать, что при экспоненциальном распределении времени работы между отказами [т. е. при $f(t) = \lambda e^{-\lambda t}$]

$$\omega(t) = \lambda = \text{const}, \quad (2.49)$$

т. е. в этом случае можно не делать различия между параметром потока отказов и интенсивностью отказов.

При нормальном распределении времени безотказной работы

$$\omega(t) = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{\sigma \sqrt{2\pi n}} e^{-\frac{(t - nT_0)^2}{2\sigma^2 n}}. \quad (2.50)$$

Поток отказов (восстановлений) при принятом предположении о невозможности одновременного появления нескольких независимых отказов является *ординарным* в соответствии с терминологией теории массового обслуживания, которой изучаются свойства потоков случайных событий. Этот поток является также потоком с *ограниченным последствием*, т. е. таким потоком, в котором вероятность отказа за какой-то интервал наработки зависит от времени, прошедшего с момента последнего отказа (от наработки замененного элемента), но не зависит от того, когда произошли отказы элементов, работавших раньше на месте замененного.

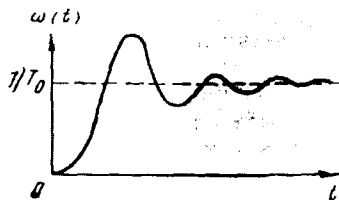


Рис. 2.12. Кривая параметра потока отказов при нормальном распределении

В ординарном потоке с ограниченным последствием случайные промежутки времени между последовательными событиями (отказами) независимы друг от друга. Такой поток полностью определяется заданием плотности распределения этих промежутков времени, т. е. поток отказов определен, если задана плотность $f(t)$.

При экспоненциальном законе распределения времени между отказами, как указывалось выше, параметр потока

отказов постоянен по времени и равен значению интенсивности отказов (2.49). В этом случае поток отказов становится потоком *без последствия*, так как вероятность отказа в каком-то интервале времени уже не зависит от того, когда произошел последний отказ, и *стационарным*, т. е. потоком, параметры которого не меняются по времени. Стационарные, ординарные потоки без последствия называются в теории массового обслуживания *простейшими*. Простейший поток отказов, образующийся при экспоненциальном распределении времени безотказной работы, полностью определяется заданием параметра потока отказов $\omega(t)$ или среднего времени безотказной работы элементов, так как при экспоненциальном законе $T = 1/\lambda$ и $\omega(t) = 1/T$.

Рассмотрим изменение по времени параметра потока отказов, если время безотказной работы элемента, отказы которого образуют поток, распределено по нормальному закону. На рис. 2.12 изображен параметр потока отказов в соответствии с уравнением (2.50). Мы видим, что параметр потока отказов имеет характерный колеблющийся вид, стремясь к стационарному значению. При этом продолжительность колебательного процесса зависит от величины среднего квадратичного отклонения σ .

Можно показать, что вообще при любом законе распределения $f(t)$ поток отказов стремится со временем к стационарному значению $\omega(t)$. Пусть имеется поток отказов, вызванный отказами элемента одного типа, и мы знаем, что математическое ожидание времени между его отказами T . Эту величину можно найти из опыта, так как при большой наработке и большом количестве отказов средняя наработка $\tau_{\text{ср}}$ будет стремиться к теоретическому значению T . Но по определению $H(t)$ есть среднее число отказов и, следовательно, при большом времени работы

$$H(t) \approx t/\tau_{\text{ср}} \quad (2.51)$$

и

$$\lim_{t \rightarrow \infty} H(t) = t/T. \quad (2.51a)$$

Отсюда очевидно, что

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \omega(t) = 1/T = \text{const}. \quad (2.52)$$

Выражение (2.52) отражает важный результат, заключающийся в том, что при любом законе распределения и большом времени работы параметр потока отказов становится постоянным и равным $1/T$. Этот результат тем точнее, чем больше время работы t по сравнению со средней наработкой между отказами.

При экспоненциальном законе параметр потока отказов постоянен, при нормальном — стремится к стационарному значению $1/T = 1/T_0$, при законе Вейбулла — к $1/T = 1/t^{1/m} \Gamma(1/m + 1)$.

Рассмотренные выше соображения относятся, в основном, к потоку однотипных отказов (отказов однотипных элементов). В сложных изделиях (системах), состоящих из множества разнородных элементов, суммарный поток отказов есть сумма потоков отказов элементов. Иначе говоря, для системы с последователь-

ным соединением n элементов $H(t) = \sum_{i=1}^n H_i(t)$ и соответственно

$$\omega(t) = \sum_{i=1}^n \omega_i(t). \quad (2.53)$$

При анализе характеристик параметра потока отказов $\omega(t)$ сложного изделия во многих случаях рассматривают экспериментальные зависимости, аналогичные λ -характеристикам. В период нормальной эксплуатации сложного изделия, когда $\omega(t) = \text{const}$, средняя наработка изделия на отказ $T = 1/\omega(t)$.

В случае, когда поток отказов изделия образуется отказами, времена наработки между которыми распределяются экспоненциально, то распределение дискретного числа отказов $N_{от}$ подчиняется закону Пуассона. При других законах распределения наработки между отказами распределение числа отказов приблизительно соответствует распределению Пуассона; при этом, чем больше элементов в изделии, тем точнее приближение к закону Пуассона.

В теории вероятностей закон распределения дискретных случайных величин

$$P(m) = \frac{M^m}{m!} e^{-M} \quad (m=0, 1, \dots) \quad (2.54)$$

называется законом Пуассона, где $P(m)$ — вероятность того, что случайная величина X примет определенное значение m ; M — математическое ожидание случайной величины.

Если мы выделим какой-то промежуток времени работы изделия $t_0 = t_2 - t_1$ и захотим определить вероятность того, что за это время произойдет m отказов, то в соответствии с законом Пуассона получим, что

$$P(m) = \frac{1}{m!} [H(t_0)]^m e^{-H(t_0)}, \quad (2.55)$$

так как $H(t_0)$ есть математическое ожидание числа отказов за промежуток времени t_0 .

Учитывая выражение (2.45), можно записать, что $H(t, t + t_0) = H(t + t_0) - H(t) = \int_t^{t+t_0} \omega(t) dt$. Если обозначить через $\omega(t_0)$ среднее значение параметра потока отказов в промежутке времени t_0 , то можно записать, что

$$\omega(t_0) = \frac{1}{t_0} \int_t^{t+t_0} \omega(t) dt.$$

Тогда $H(t_0) = t_0 \omega(t_0)$, а при $\omega(t) = \text{const}$

$$\omega(t_0) = 1/T \quad (2.56)$$

$$\text{и} \quad H(t_0) = t_0/T. \quad (2.57)$$

Теперь найдем вероятность безотказной работы на промежутке наработки t_0 , положив в уравнении (2.55) число отказов равным 0 ($m=0$):

$$P(t_0) = e^{-H(t_0)},$$

а, учитывая соотношение (2.57),

$$P(t_0) = e^{-t_0/T}. \quad (2.58)$$

Вероятность отказа на этом же промежутке времени будет равна

$$Q(t_0) = 1 - e^{-t_0/T}. \quad (2.59)$$

Величина средней наработки на отказ T для промежутка $t_0 = t_2 - t_1$ приближенно может быть определена как

$$T \approx t_0 / [\bar{N}_{\text{от}}(t_2) - \bar{N}_{\text{от}}(t_1)], \quad (2.60)$$

где среднее число отказов изделия за время t

$$\bar{N}_{\text{от}}(t) = \sum_{i=1}^N N_{\text{оти}}(t) / N \approx H(t). \quad (2.61)$$

Чем больше число изделий N , тем точнее выражение (2.60).

§ 2.4. О ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ НАДЕЖНОСТИ

До сих пор в соответствии с определением, данным во введении, отказы рассматривались как события, заключающиеся в полной или частичной потере изделием работоспособности. Обычно под таким событием понимается резкий переход от работоспособного состояния к неработоспособному. К подобным событиям относятся, например, потеря газотурбинным двигателем газодинамической устойчивости и помпаж компрессора, любые разрушения деталей двигателя, «зависание» двигателя на каком-то режиме и невозможность изменения последнего и др. Говоря выше о вероятности отказа, мы подразумевали чаще всего отказы такого рода.

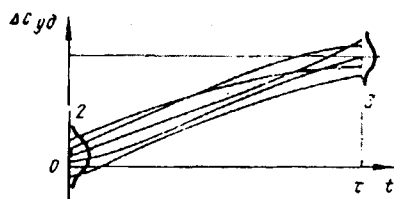


Рис. 2.13. Реализации процесса возрастания удельного расхода топлива ГТД в процессе наработки ($\Delta c_{уд}$ — отклонение от номинала):

1 — граница допуска; 2, 3 — распределения $\Delta c_{уд}$ для совокупности двигателей в моменты наработки 0 и t соответственно

Однако в ряде случаев возникает потребность оценки вероятности ухода того или иного параметра (или параметров) двигателя за границу допуска (или за границу критической области, определяемую из тех или других соображений). Такой уход, как правило, происходит постепенно, не сопровождается резким изменением величины параметров, характеризующих состояние изделия. В этих случаях, говоря о *параметрической надежности*, мерой которой является вероятность того, что параметры, определяющие состояние изделия (технического устройства, системы), не выйдут за обусловленные пределы. В общем случае таких параметров может быть несколько, и тогда их можно рассматривать как компоненты некоторого вектора $\bar{Y}$ — определяющего параметра, а параметрическая надежность будет определяться вероятностью $P_{\text{пар}}$ того, что ни одна из составляющих определяющего параметра, т. е. ни один из компонентов вектора $\bar{Y}$, не выйдет за границы многомерной области R предельно допустимых состояний:

$$P_{\text{пар}} = \text{Вер} \{ \bar{Y} \in R \}. \quad (2.62)$$

Определяющий параметр и его составляющие, изменяясь в процессе наработки, могут постепенно достигнуть значений, при которых дальнейшая эксплуатация изделия недопустима. Следовательно, достижение такого значения определяющим параметром надо считать отказом изделия. Изменение параметров со временем, вообще говоря, носит закономерный характер. Но процесс ухода параметров за пределы допусков остается случайным потому, что для любого конкретного изделия из множества однотипных нельзя точно предсказать момент параметрического отказа в процессе его эксплуатации.

Типичным для газотурбинного двигателя примером параметрического отказа, для некоторых типов ГТД — опасного, является выход по мере наработки двигателя за пределы, оговоренные техническими условиями, удельного расхода топлива и температуры газа перед турбиной. В данном случае отклонение этих параметров в процессе наработки от их номинальных значений надо рассматривать как изменение двух взаимно коррелированных случайных величин. Известно, что вследствие эрозии и других износных процессов в проточной части ГТД при больших наработках происходит падение к.п.д. его элементов, приводящее к повышению удельного расхода топлива (рис. 2.13). Для авиационного ГТД это может в определенных условиях приводить к опасным ситуациям — например, к недопустимому уменьшению аэронавигацион-

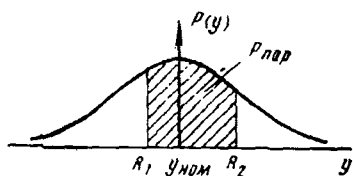


Рис. 2.14. Определение параметрической надежности по одному параметру состояния в фиксированный момент времени

менной частоту вращения при заданном положении рычага управления двигателем, со снижением к. п. д. компрессора и турбины будет возрастать температура газа, что приведет к ускоренной выработке ресурса горячей части двигателя.

Следует заметить, что при количественной оценке параметрической надежности применительно к уходу нескольких параметров состояния, изменяющихся по времени, встречаются практические трудности. Наиболее простое и наглядное представление о задачах определения параметрической надежности можно дать для простейшего случая — для одного параметра состояния и фиксированного момента наработки (т. е. не рассматривая изменение этого параметра по времени). Такая постановка задачи может в ряде случаев представлять практический интерес, в том числе и для ГТД. Например, если накоплена статистика по распределению отклонений удельного расхода топлива от его номинального значения ($\Delta c_{уд}$) в разные моменты наработки (см. рис. 2.13), то может возникнуть вопрос о вероятности выхода $\Delta c_{уд}$ за границу допуска ко времени наработки t . При большой вероятности такого выхода встанет вопрос о необходимости переборки двигателей при этой наработке с целью восстановления их свойств.

Если область допустимых значений рассматриваемого параметра y ограничена с двух сторон (для примера с $\Delta c_{уд}$, естественно, имеет смысл лишь одностороннее ограничение), то параметрическая надежность определяется как

$$P_{пар} = \int_{R_1}^{R_2} f(y) dy. \quad (2.63)$$

Следовательно, вероятность того, что параметр состояния не выйдет из рабочей области, равна площади под кривой плотности распределения этого параметра между абсциссами, равными ограничивающим его значениям (рис. 2.14). Если параметр y имеет нормальное распределение, то

$$P_{пар} = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{R_1}^{R_2} e^{-\frac{(y-m_y)^2}{2\sigma^2}} dy,$$

ного запаса топлива на трансокеанских линиях. Так, при длительности полета 7 ч и росте $c_{уд}$ на 3 ... 3,5% это означает снижение аэронавигационного запаса на ~25%, что может привести к невозможности ухода на запасной аэродром при неблагоприятных метеословиях в районе основного. Кроме того, если регулирование двигателя осуществляется всережимным центробежным регулятором, поддерживающим неиз-

или, используя табличную функцию

$$\Phi(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^x e^{-z^2/2} dz,$$

$$P_{\text{нар}} = \Phi[(R_2 - m_y)/\sigma] - \Phi[(R_1 - m_y)/\sigma]. \quad (2.64)$$

При одностороннем ограничении R параметра y формула (2.64) перепишется как

$$P_{\text{нар}} = \Phi[(R - m_y)/\sigma]. \quad (2.64a)$$

Глава 3

Определение характеристик надежности ГТД по результатам их эксплуатации и испытаний

§ 3.1. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ СТАТИСТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ ГТД

Газотурбинные двигатели относятся, как уже отмечалось в гл. 1, к изделиям машиностроения, отличающимся большой долговечностью, и наработка на отказ которых часто весьма велика. Это обстоятельство, а также высокая стоимость и относительно небольшие, во многих случаях, количества выпускаемых двигателей затрудняют проведение специально поставленных испытаний для определения показателей надежности ГТД. При длительных испытаниях газотурбинных двигателей, вообще говоря, может производиться количественная оценка их надежности. Этот вопрос рассмотрен в последнем параграфе настоящей главы. Однако главные задачи испытаний ГТД связаны, как показано в гл. 6, не с количественной оценкой надежности, а с определением фактических запасов их работоспособности и достаточности этих запасов в разных режимах использования двигателя. Поэтому на практике результаты эксплуатации часто оказываются основным источником информации для определения показателей надежности двигателей. В свою очередь контроль надежности эксплуатируемого парка двигателей требует регулярного определения количественных характеристик их надежности. Оценка основных характеристик надежности производится путем статистической обработки данных об отказах двигателей в эксплуатации.

Основные показатели надежности, определяемые при статистической обработке, обычно те, которые были рассмотрены в гл. 2:

— интенсивность отказов $\lambda^*(t)$ (обозначения статистических значений показателей надежности в отличие от их теоретических значений снабжены звездочкой) и параметр потока отказов $\omega^*(t)$;

лотность вероятностей отказов $f^*(t)$, статистический аналог которого принято называть частотой отказов;

— вероятность безотказной работы $P^*(t)$;

— средняя наработка на отказ T^* .

Кроме того, в зависимости от конкретных задач количественной оценки надежности применяется ряд частных критериев, связанные с вышеперечисленными основными показателями надежности. В авиации из таких критериев наибольшее распространение получил коэффициент отказов на 1000 ч наработки — k_{1000} .

Классификация отказов. При обработке статистических данных об отказах двигателей существенное значение имеет правильная классификация отказов.

Прежде всего следует разделять отказы двигателей как невозстанавливаемых и как восстанавливаемых изделий. Выше было показано, что в этих случаях используется различный подход при статистическом описании надежности. Если отказ приводит к необходимости изъятия двигателя из эксплуатации и отправки его на ремонтный завод или списания, то такой отказ рассматривается как отказ восстанавливаемого изделия. Пользуясь применяемыми для авиационной техники обозначениями, будем в случае таких отказов показатели надежности снабжать индексом д.с.д. — досрочный (до выработки ресурса) съем двигателя. Например, $T_{д.с.д.}$ — средняя наработка на отказ, приводящий к досрочному съему двигателей. Если последствия отказа могут быть устранены без изъятия двигателя из эксплуатации, то такой отказ рассматривается как отказ восстанавливаемого изделия и соответствующие показатели надежности снабжаются индексом о.у.э — отказ, устраняемый в эксплуатации. Например, $\omega_{о.у.э}$ — параметр потока отказов, устраняемых в эксплуатации. Иногда практический интерес представляет оценка надежности по всей сумме отказов, проявляющихся в эксплуатации. Тогда говорят о суммарном потоке отказов; ω_2 — параметр такого суммарного потока.

При оценке надежности авиационных ГТД в силу особого значения отказов, проявившихся в полете, обычно выделяют из всей суммы отказов отказы в полете и дополнительно оценивают надежность по таким отказам. При этом используют индекс о.п.: $T_{о.п.}$ — средняя наработка на отказ в полете. Заметим, что для пассажирских и военных самолетов понятия отказа в полете обычно различаются. Так, например, в американской практике в военной авиации под отказом двигателя в полете понимается всякое событие, связанное с невозможностью получения требуемой тяги, будь то полное выключение двигателя, либо невозможность любой, изменения режима его работы. Это связано с тем, что подобный отказ может приводить к невыполнению задания. Для многодвигательных пассажирских самолетов под отказом в полете понимается самопроизвольное или вынужденное выключение двигателя, как создающее обстановку, в которой усложняется пилотирование и возникает потенциальная возможность снижения

безопасности полета. Для других типов газотурбинных двигателей целесообразно также выделять отказы, важные с точки зрения их влияния на выполнение основных функций системой, элементом которой является двигатель. Это может быть, например, отказ судового ГТД в походе, приводящий к потере кораблем необходимой маневренности, расчетной скорости и других технических данных; или отказ ГТД пиковой электростанции, не позволяющий получить от нее потребную мощность и т. п. Для показателей надежности по таким видам отказов введем индекс о.н.з. — отказ, ведущий к невыполнению задания.

В зависимости от конкретных целей, которые ставятся при оценке надежности, может вводиться и дополнительная классификация отказов: по отказавшему элементу (отказ компрессора, системы регулирования и т. п.); по причине или, хотя бы, проявлению отказа, если причина еще не установлена (помпаж компрессора, обрыв лопатки, зависание золотника и т. д.); по условиям выявления отказа и др. Остановимся подробнее на вопросе об условиях выявления отказов. Далеко не все отказы выявляются в процессе работы объекта, на котором установлен ГТД. Так, например, лишь относительно небольшой процент отказов авиационных ГТД проявляется в полете. Большинство же из них обнаруживается при регламентных работах, пред- и послеполетных осмотрах, в процессе контрольной работы двигателей (с использованием специальных тестеров), после регламентных обслуживаний и т. п. При этом могут обнаруживаться трещины на лопатках, протары, повышенный износ зубьев и шлиц, течи и многие другие отказы, не проявившиеся или не обнаруженные в полете, но после обнаружения которых двигатель не может считаться работоспособным и требует ремонта (заводского или в условиях эксплуатации). Во всех случаях, где бы ни проявился отказ — в полете или на земле, — важно правильно квалифицировать его как отказ невозстанавливаемого или восстанавливаемого изделия, хотя и эта классификация в определенной степени условна. По мере совершенствования обслуживания двигателя замена его элементов, ранее выполнявшаяся лишь на ремонтном заводе, может осуществляться и в эксплуатации. Тогда отказы, ранее приводившие к досрочному съему двигателя, перейдут в категорию отказов, устраняемых в эксплуатации. В этом случае сокращение числа д.с.д. будет свидетельствовать о повышении надежности двигателя в широком смысле слова, в определение которой входит эксплуатационная технологичность.

Так как отказы двигателей могут происходить и из-за неправильного обслуживания и эксплуатационных нарушений, важно отделять эти отказы при обработке статистических данных от отказов по конструктивно-производственным причинам. Ниже приведены примеры характеристик надежности по конструктивно-производственным отказам ГТД.

При статистической обработке данных об отказах предполагается возможность повторения однотипных отказов. Однако при

эксплуатации газотурбинных двигателей возможны случаи, хотя и весьма редкие, появления наиболее серьезных отказов, которые должны рассматриваться как единичные, повторение которых недопустимо. Типичным отказом такого рода является, например, разрушение диска турбины. Это чревато опасными последствиями отказа (последствия разрушения диска часто не удается локализовать в пределах двигательной установки), при возникновении которого обязательно проводятся конструктивные, технологические мероприятия, вводятся эксплуатационные ограничения на двигателях данного типа, чтобы не допустить повторения подобного отказа. Поэтому статистические данные о надежности двигателя практически не меняются при появлении такого отказа, тогда как очевидно, что надежность ГТД, по существу, сильно зависит от возможности возникновения даже единичных, но наиболее опасных отказов. Отсюда следует, что нельзя полностью судить о надежности двигателей только по статистическим данным об их отказах. Необходимо дополнять оценку надежности инженерным анализом существа отказов, обращая, в частности, внимание на их возможные последствия.

Цели количественной оценки надежности определяют ее содержание. Если требуется проследить за изменением надежности по мере наработки двигателей с целью контроля правильности установления ресурса или уточнения сроков и содержания обслуживания, определяются характеристики надежности по наработке, в первую очередь λ -характеристики и характеристики параметра потока отказов. Для задач, связанных с заменой двигателей, планированием запасов и т. п., важным является определение характеристик частоты отказов. Для построения характеристик надежности в функции наработки требуется наиболее обширный статистический материал, отражающий по существу историю работы каждого экземпляра двигателя («пономерной учет»). Если же задачи количественной оценки надежности сводятся к оценке надежности парка эксплуатируемых двигателей, к определению динамики изменения надежности двигателей за календарные периоды времени, к оценке вероятности выполнения задания или, в авиации, к определению безопасности полетов, то во многих случаях оказывается достаточной усредненная (среднестатистическая) оценка надежности совокупности двигателей, в которой перемешаны экземпляры с разной наработкой. В этих случаях процедура определения показателей надежности упрощается, находится прежде всего средняя наработка на отказ, для чего требуется достаточно простой исходный статистический материал.

Методические особенности обработки статистического материала связаны с тем, что во всех случаях при определении показателей и характеристик надежности из опыта мы не знаем действительных закономерностей их описывающих, а пытаемся оценить эти закономерности по результатам наблюдений за реализациями случайного процесса возникновения отказов. В большинстве случаев наблюдение ведется за частью двигателей данного типа, т. е. выборкой из всей совокупности и в соответствии с этим определяются выборочные характеристики. Из математической статистики известно, что при достаточно

большом объеме выборки выборочные характеристики стремятся к генеральным, отражающим свойства всей генеральной совокупности. Это и позволяет на основании анализа выборочных данных судить с большей или меньшей точностью о надежности всех двигателей данного типа.

При обработке данных об отказах двигателей в эксплуатации всегда возникают два методических вопроса: насколько выборка *статистически однородна* и насколько она *представительна* (т. е. насколько точно она отражает свойства генеральной совокупности).

Первый вопрос связан с тем, что часто приходится обрабатывать данные об отказах однотипных двигателей, но выпущенных разными заводами; двигателей, выпущенных одним заводом, но в разное время, что может быть связано с введением в производство каких-либо изменений; двигателей, эксплуатирующихся в разных условиях (в § 3.4 показано, что это может сильно влиять на надежность), и т. п. В этой связи необходимо оценить, возможна ли совместная обработка данных об отказах этих двигателей, т. е. можно ли пренебречь различиями в надежности, считая их случайными, двигателей нескольких групп, входящих в одну выборку. Эта задача есть, по существу, *задача о проверке статистических гипотез* — должна быть проверена гипотеза о возможности пренебрежения различиями в надежности двигателей нескольких совместно обрабатываемых групп. Для проверки статистических гипотез широкого применения нашел критерий согласия χ^2 (критерий «хи-квадрат» Пирсона). Критерий χ^2 обычно записывается так:

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^k \frac{(m_i - M_i)^2}{M_i}, \quad (3.1)$$

где k — число групп или разрядов, на которые разбиты статистические данные; m_i — число наблюдений изучаемого события, попавших в i -ю группу (в задачах надежности — число отказов); M_i — математическое ожидание числа событий (отказов) в i -й группе при принятой гипотезе.

В математической статистике показывается, что распределение величины, вычисленной по формуле (3.1), приближается при большом числе опытов к распределению хи-квадрат¹ с числом степеней свободы

$$r = k - s, \quad (3.2)$$

где s — число независимо наложенных связей или условий (например, число оцениваемых параметров).

Для распределения χ^2 составлены специальные таблицы.

Процедура использования критерия согласия χ^2 обычно такова. По формуле (3.1) оценивается мера расхождения между статистическими данными и оценкой их теоретического значения. По формуле (3.2) определяется число степеней свободы и с помощью таблиц распределения χ^2 находится вероятность того, что величина, имеющая распределение χ^2 с r степенями свободы, превзойдет подсчитанное по соотношению (3.1) значение χ^2 . Когда эта вероятность (ее обычно обозначают γ_1) мала, проверяемая гипотеза отбрасывается как неправдоподобная. Если обозначить через $\chi^2_{1-\gamma_1, r}$ табличное значение квантили распределения χ^2 с r степенями свободы, то в случае $\chi^2 \leq \chi^2_{1-\gamma_1, r}$ можно с вероятностью не менее γ_1 утверждать, что статистическая гипотеза может быть принята.

Рассмотрим задачу о проверке однородности статистических данных об отказах двух групп двигателей. Пусть $N_{от1}$ и $N_{от2}$ — наблюдаемые числа отказов первой и второй групп двигателей, а $t_{\Sigma 1}$ и $t_{\Sigma 2}$ — соответственно их суммарные наработки. Пусть математические ожидания числа отказов в каждой из групп за время их наработки $t_{\Sigma 1}$ и $t_{\Sigma 2}$ соответственно равны $M[N_{от1}] = t_{\Sigma 1}/T_1$ и $M[N_{от2}] = t_{\Sigma 2}/T_2$, где T_1 и T_2 — математические ожидания нара-

¹ Подробно о распределении χ^2 и теории критерия «хи-квадрат» см., например, в работах [18 и 61].

боки на отказ в первой и второй группах. При однородности статистических данных по обеим группам двигателей

$$T_1 = T_2 = T. \quad (3.3)$$

К проверке равенства (3.3) и сводится проверка статистической гипотезы. С использованием широко распространенной в математической статистике функции правдоподобия можно получить оценку параметра T для данной задачи, рассматривая отказ как редкое событие [18]:

$$\tilde{T} = (t_{\Sigma 1} + t_{\Sigma 2}) / (N_{от1} + N_{от2}). \quad (3.4)$$

Тогда математическое ожидание числа отказов в первой группе при принятой гипотезе $M[N_{от1}] = t_{\Sigma 1} / \tilde{T} = t_{\Sigma 1} (N_{от1} + N_{от2}) / (t_{\Sigma 1} + t_{\Sigma 2})$, а во второй — $M[N_{от2}] = t_{\Sigma 2} (N_{от1} + N_{от2}) / (t_{\Sigma 1} + t_{\Sigma 2})$, и формула (3.1) переписывается в следующем виде:

$$\chi^2 = \frac{\left(N_{от1} - t_{\Sigma 1} \frac{N_{от1} + N_{от2}}{t_{\Sigma 1} + t_{\Sigma 2}} \right)^2}{t_{\Sigma 1} \frac{N_{от1} + N_{от2}}{t_{\Sigma 1} + t_{\Sigma 2}}} + \frac{\left(N_{от2} - t_{\Sigma 2} \frac{N_{от1} + N_{от2}}{t_{\Sigma 1} + t_{\Sigma 2}} \right)^2}{t_{\Sigma 2} \frac{N_{от1} + N_{от2}}{t_{\Sigma 1} + t_{\Sigma 2}}},$$

или после упрощения

$$\chi^2 = \frac{(N_{от1} t_{\Sigma 2} - N_{от2} t_{\Sigma 1})^2}{(N_{от1} + N_{от2}) t_{\Sigma 1} t_{\Sigma 2}}. \quad (3.5)$$

В рассматриваемом случае статистический материал состоит из данных об отказах двух групп двигателей и $k=2$; $s=1$, так как оценивался один параметр — T . Следовательно $r=2-1=1$. Поэтому следует определить по таблицам для квантили распределения χ^2 величину $\chi_{1, r}^2$ для одной степени свободы. Если величина χ^2 , определенная по уравнению (3.5), будет меньше $\chi_{1, r}^2$, например, при $\gamma_1=0,95$, то различие в показателях надежности двигателей сравниваемых групп можно с вероятностью 0,95 считать статистически незначимым.

Для k групп двигателей выражение (3.1) запишется как

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^k (N_{от i} - t_{\Sigma i} / \tilde{T})^2 / (t_{\Sigma i} / \tilde{T}), \quad (3.6)$$

где аналогично равенству (3.4)

$$\tilde{T} = \sum_{i=1}^k t_{\Sigma i} / \sum_{i=1}^k N_{от i}, \quad (3.7)$$

а число степеней свободы будет равно $r=k-1$.

Вопрос о представительности выборки сводится к вопросу о том, насколько мы надежно определяем по имеющимся статистическим данным характеристики, свойственные генеральной совокупности. Приближенные значения интересующих нас параметров, найденные с использованием ограниченного статистического материала (оценка параметров), содержат какие-то случайные ошибки. Чтобы дать представление о точности и надежности статистических оценок, вводят понятия *доверительных интервалов* и *доверительной вероятности*. Если получена статистическая оценка $\tilde{a}$ параметра a , то можно оценить, используя эти понятия, возможную погрешность.

Пусть γ есть какая-то назначенная нами вероятность того, что разница между a и $\tilde{a}$ не будет превышать величины ϵ , т. е.

$$\text{Вер}(|\tilde{a} - a| < \epsilon) = \gamma. \quad (3.8)$$

Если, например $\gamma = 0,9$, то равенство (3.8) означает, что погрешности, большие чем ϵ , могут иметь место лишь с малой вероятностью $\alpha = 1 - \gamma = 0,1$. Перепишем выражение (3.8):

$$\text{Вер}(\tilde{a} - \epsilon < a < \tilde{a} + \epsilon) = \gamma. \quad (3.8a)$$

Уравнение (3.8a) показывает, что истинное значение a с вероятностью γ будет находиться в интервале $(\tilde{a} - \epsilon, \tilde{a} + \epsilon)$. Этот интервал называется доверительным интервалом, его границы — доверительными границами нижней и верхней соответственно, а γ — доверительной вероятностью. Следует отметить, что для нахождения доверительных интервалов необходимо знание закона распределения рассматриваемой случайной величины. Например, для экспоненциального закона при числе отказов $N_{от} > 0$ верхние и нижние доверительные границы для средней наработки на отказ и интенсивности отказов равны

$$T_B = T^* r_1; T_H = T^* r_2; \quad (3.9)$$

$$\lambda_B = \lambda^* / r_2; \lambda_H = \lambda^* / r_1. \quad (3.9a)$$

Соответственно для вероятности безотказной работы

$$P_B = e^{-\lambda_H t}; P_H = e^{-\lambda_B t}. \quad (3.10)$$

Коэффициенты r_1 и r_2 определяются по таблицам в зависимости от числа отказов и заданной доверительной вероятности.

§ 3.2. ПОСТРОЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ДАННЫМ ОБ ОТКАЗАХ В ЭКСПЛУАТАЦИИ¹

При построении эмпирических зависимостей $\lambda^*(t)$, $\omega^*(t)$, $f^*(t)$, $P^*(t)$, т. е. опытных характеристик надежности, исходным является следующий статистический материал. Для характеристик ГТД как невосстанавливаемых изделий необходимы сведения о наработке до отказа каждого из отказавших двигателей в анализируемой выборке и наработка каждого из N двигателей этой выборки на момент проведения оценки надежности. В случае определения характеристик по отказам, устраняемым в эксплуатации, требуется знать наработку, при которой произошел каждый из всех отказов, имевших место за рассматриваемое время эксплуатации, а также общую наработку каждого из N двигателей.

Вся шкала наработки разбивается на k интервалов $\Delta t_1, \Delta t_2, \dots, \Delta t_j, \dots, \Delta t_k$. Обычно, если какой-то участок характеристики не вызывает особого интереса, принимают интервалы равными и их величину² выбирают такой, чтобы в каждый попадало несколько отказов. Если строятся характеристики по отказам, приводящим к досрочному снятию двигателей с эксплуатации, выписываются в порядке возрастания значения наработки до отказа всех отказавших двигателей (вариационный ряд); $t_{от1}, t_{от2}, \dots, t_{от N_{л.с.д}}$

¹ Рабочие методики оценки надежности ГТД впервые разработаны С. А. Мирзояном, З. И. Лешенковой, В. С. Куриновым, М. А. Алабиным.

² Четких правил разбиения всей величины наработки на интервалы не выработано. Иногда пользуются правилом Старджена, согласно которому $k = 1 + 3,3 \lg N_{от}$, где $N_{от}$ — общее число отказов.

Затем для каждого из k интервалов определяется число двигателей, исправных к началу этого j -го интервала

$$N_{\text{и}}(t_j) = N - N_{\text{и}}(t < t_j) - N_{\text{д.с.д.}j}, \quad (3.11)$$

где $N_{\text{и}}(t < t_j)$ — число двигателей в выборке, не наработавших еще времени t_j и продолжающих нормально эксплуатироваться; $N_{\text{д.с.д.}j}$ — число двигателей, снятых досрочно до достижения величины наработки, равной t_j .

На основании этих данных можно определить значение интенсивности отказов $\lambda_{\text{д.с.д.}j}^*$, используя выражение (2.11) для каждого из интервалов, на которые разбита вся величина наработки:

$$\lambda_{\text{д.с.д.}j}^* = \Delta N_{\text{д.с.д.}j} / [N_{\text{и}}(t_j) \Delta t_j], \quad (3.12)$$

где $\Delta N_{\text{д.с.д.}j}$ — число досрочно снятых двигателей в интервале наработки Δt_j .

При определении λ_j^* составляется таблица типа табл. 3.1.

Таблица 3.1

Типовая таблица для определения интенсивности отказов

Интервалы наработки	Δt_1	Δt_2	...	Δt_j	...	Δt_k
Число двигателей $\Delta N_{\text{д.с.д.}j}$, досрочно снятых в интервале наработки Δt_j	$\Delta N_{\text{д.с.д.}1}$	$\Delta N_{\text{д.с.д.}2}$	...	$\Delta N_{\text{д.с.д.}j}$	...	$\Delta N_{\text{д.с.д.}k}$
Число двигателей, исправных к началу j -го интервала наработки, $N_{\text{и}}(t_j)$	$N_{\text{и}}(t_1) = N$	$N_{\text{и}}(t_2)$	...	$N_{\text{и}}(t_j)$	...	$N_{\text{и}}(t_k)$
Интенсивность отказов в j -м интервале $\lambda_{\text{д.с.д.}j}^* = \frac{\Delta N_{\text{д.с.д.}j}}{N_{\text{и}}(t_j) \Delta t_j}$	$\frac{\Delta N_{\text{д.с.д.}1}}{N \Delta t_1}$	$\frac{\Delta N_{\text{д.с.д.}2}}{N_{\text{и}}(t_2) \Delta t_2}$	...	$\frac{\Delta N_{\text{д.с.д.}j}}{N_{\text{и}}(t_j) \Delta t_j}$	...	$\frac{\Delta N_{\text{д.с.д.}k}}{N_{\text{и}}(t_k) \Delta t_k}$

Заметим, что в практике обработки статистических материалов часто в выражение (3.12) подставляется взамен величины $N_{\text{и}}(t_j) \Delta t_j$ суммарная величина наработки всех двигателей в j -м интервале

$$\Delta t_{\Sigma j} = \sum_{i=1}^{N_{\text{и}}(t_j)} \Delta t_{ij}, \quad (3.13)$$

где Δt_{ij} — наработка каждого из $N_{\text{и}}(t_j)$ двигателей в j -м интервале. Величина $\Delta t_{\Sigma j}$ несколько меньше произведения $N_{\text{и}}(t_j) \Delta t_j$, так как не все $N_{\text{и}}(t_j)$ двигателей отработают интервал Δt_j . Часть

из них откажет в этом интервале, часть в рассматриваемый период эксплуатации может еще не выработать всей величины интервала Δt_j . Но практика показывает, что во многих случаях разница эта невелика, в связи с чем можно для определения $\lambda_{\lambda.c.\lambda j}^*$ пользоваться как выражением (3.12), так и

$$\lambda_{\lambda.c.\lambda j}^* = \Delta N_{\lambda.c.\lambda j} / \Delta t_{\lambda j}. \quad (3.12a)$$

Очевидно, что по данным первых двух строк табл. 3.1 легко найти и частоту отказов

$$f_{\lambda.c.\lambda j}^* = \Delta N_{\lambda.c.\lambda j} / (N \Delta t_j), \quad (3.14)$$

уравнение для которой следует из выражения (2.7), а также в соответствии с равенством (2.17) вероятность работы без досрочных снятий двигателя ко времени наработки, соответствующей примерно середине j -го интервала:

$$P_{\lambda.c.\lambda j}^* = f_{\lambda.c.\lambda j}^* / \lambda_{\lambda.c.\lambda j}^*. \quad (3.15)$$

Накопленную вероятность работы двигателя без отказов, приводящих к досрочному снятию двигателя, за период наработки от $t=0$ до $t=t_j$ можно определить также, используя при равных интервалах Δt_j вместо равенства (2.18) приближенное выражение

$$P_{\lambda.c.\lambda}^*(t_j) = e^{-\Delta t_j (\lambda_{\lambda.c.\lambda 1}^* + \lambda_{\lambda.c.\lambda 2}^* + \dots + \lambda_{\lambda.c.\lambda (j-1)}^*)}, \quad (3.16)$$

где t_j — начало j -го интервала.

Для определения в каждом интервале параметра погока отказов, например, $\omega_{o.y.\lambda}^*(t)$, можно использовать выражение (2.47), записав его для любого интервала как

$$\omega_{o.y.\lambda j}^* = \Delta N_{o.y.\lambda j} / (N_j \Delta t_j), \quad (3.17)$$

где N_j — число двигателей, имеющих на момент определения характеристик надежности наработку не менее $t=t_j$; $\Delta N_{o.y.\lambda j}$ — общее число отказов, устраняемых в эксплуатации, имевших место в интервале наработки Δt_j .

Можно пользоваться и выражением

$$\omega_{o.y.\lambda j}^* = \Delta N_{o.y.\lambda j} / \Delta t_{\lambda j}, \quad (3.17a)$$

где $\Delta t_{\lambda j} = \sum_{i=1}^{N_j} \Delta t_{ij}$ — величина, на практике совпадающая с подсчитанной по формуле (3.13).

При подсчете ω_j^* пользуются таблицами, аналогичными табл. 3.2.

¹ Считая линейным изменение характеристик надежности в пределах интервала.

Типовая таблица для определения параметра потока отказов

Интервал наработки	Δt_1	Δt_2	...	Δt_j	...	Δt_k
Общее число отказов, устраняемых в эксплуатации, $\Delta N_{0.y.\Delta j}$ в интервале наработки Δt_j	$\Delta N_{0.y.\Delta 1}$	$\Delta N_{0.y.\Delta 2}$	...	$\Delta N_{0.y.\Delta j}$	...	$\Delta N_{0.y.\Delta k}$
Число двигателей, имеющих наработку не меньше наработки, соответствующей началу j -го интервала, N_j	$N_1 = N$	N_2	...	N_j	...	N_k
Параметр потока отказов в j -м интервале $\omega_{0.y.\Delta j} = \frac{\Delta N_{0.y.\Delta j}}{N_j \Delta t_j}$	$\frac{\Delta N_{0.y.\Delta 1}}{N \Delta t_1}$	$\frac{\Delta N_{0.y.\Delta 2}}{N_2 \Delta t_2}$	...	$\frac{\Delta N_{0.y.\Delta j}}{N_j \Delta t_j}$	...	$\frac{\Delta N_{0.y.\Delta k}}{N_k \Delta t_k}$

Для каждого интервала наработки можно найти вероятность безотказной работы, принимая величину ω_j^* в качестве среднего значения параметра потока отказов в промежутке времени Δt_j :

$$P_{0.y.\Delta}(\Delta t_j) = e^{-\omega_{0.y.\Delta j} \Delta t_j} \quad (3.18)$$

По таблицам с результатами расчетов поинтервальных значений характеристик надежности строятся ступенчатые графики эмпирических зависимостей этих характеристик от наработки; такие зависимости для частоты отказов $f^*(t)$, а иногда — для λ -характеристик, называют гистограммами. В качестве примера на рис. 3.1 показана ступенчатая статистическая зависимость интенсивности отказов гидромеханического агрегата регулирования ГТД, приводивших к досрочным съемам этих агрегатов (д.с.а). В выборке было 308 агрегатов, 50 из них было снято. По этим данным построен график на рис. 3.1.

Обычно графики статистических зависимостей сглаживаются (выравниваются) для получения плавных кривых, причем в процессе сглаживания применяются те или иные приемы, имеющие цель уменьшить влияние грубых погрешностей случайного характера, связанных с объемом и достоверностью статистического материала. Имеется целый ряд методов сглаживания гистограмм. Укажем наиболее простой — «скользящий» метод. Сглаженное

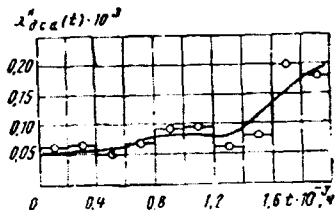


Рис. 3.1. Ступенчатая эмпирическая и сглаженная λ -характеристика

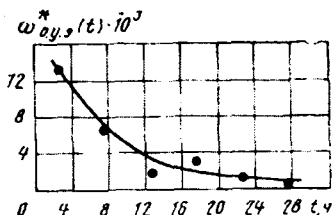


Рис. 3.2. Приработочный участок характеристики $\omega_{о.у.з}^*(t)$

Значение параметра в каждом интервале корректируется с учетом соседних значений. Например,

$$\left. \begin{aligned} \lambda_{2\text{сг}\lambda}^* &= (\lambda_1^* + \lambda_2^* + \lambda_3^*)/3; \\ &\dots\dots\dots \\ \lambda_{j\text{сг}\lambda}^* &= (\lambda_{j-1}^* + \lambda_j^* + \lambda_{j+1}^*)/3; \\ &\dots\dots\dots \\ \lambda_{(k-1)\text{сг}\lambda}^* &= (\lambda_{k-2}^* + \lambda_{k-1}^* + \lambda_k^*)/3. \end{aligned} \right\} \quad (3.19)$$

Значения $\lambda_{\text{сг}\lambda}^*$ и $\lambda_{k\text{сг}\lambda}^*$ могут быть получены путем экстраполяции. На рис. 3.1 показана сглаженная окользящим методом кривая.

Во многих практически важных случаях анализ изменения надежности двигателей и их элементов и систем по наработке целесообразно делать непосредственно по полученным эмпирическим закономерностям, не пытаясь подбирать для их описания теоретические распределения. Особенно это касается новых изделий, закономерности изменения надежности которых еще недостаточно изучены, так как при апробации экспериментальных данных возможна потеря некоторых специфических особенностей статистических характеристик. Ниже рассмотрены примеры эмпирических характеристик надежности ГТД.

На рис. 3.2 показан начальный участок характеристик параметра потока отказов турбовинтового двигателя (ТВД). Видно, что достаточно четко выражена приработка на небольшом начальном участке наработки. Следовательно, для корректного выявления приработочных закономерностей первый участок наработки при построении статистических зависимостей надо разбивать на небольшие интервалы. В противном случае специфическая картина приработки может быть смазана.

Анализ отказов в период приработки показывает, что значительную часть их составляют в ряде случаев отказы агрегатов системы регулирования. Это связано с тем, что стендовая (при сдаче на заводе) отладка авиационного двигателя не всегда обеспечивает такую регулировку двигателя со всеми его агрегатами,

зитель уравнением (3.21). Вероятность отказа будет соответственно равна

$$Q(t) = t/T. \quad (3.23)$$

Пользуясь этими выражениями, надо помнить, что они пригодны лишь для значений $t/T \ll 1$. Накопленную вероятность работы двигателя без досрочного съема за ресурс так определять нельзя, а надо пользоваться уравнением (3.16) или уравнением

$$P_{\lambda, c, d}^*(\tau) = e^{-\tau \lambda_{\lambda, c, d, c.p.}^*} = e^{-\tau \Gamma_{\lambda, c, d}^*}, \quad (3.24)$$

где $\lambda_{\lambda, c, d, c.p.}^* = \frac{1}{\tau} \int_0^{\tau} \lambda_{\lambda, c, d}(t) dt \approx \frac{1}{\tau} \sum_{j=1}^k \lambda_{\lambda, c, d, j}^* \Delta t_j$, а τ — величина ресурса.

Действительно, если $\lambda_{\lambda, c, d}^* = 0,1 \cdot 10^{-3}$, а $\tau = 10\,000$ ч, то показатель степени в выражении (3.24) равен 1 и пренебрежение 3-м членом разложения (3.22) недопустимо.

Надо иметь в виду, что судить о надежности двигателя по накопленной вероятности (3.24) можно только при четком представлении о времени его работы, для которой величина $P_{\lambda, c, d}^*(\tau)$ определяется, правильно оценивая, насколько соответствует рассматриваемое время работы двигателю данного назначения. Это положение иллюстрировано графиками на рис. 3.6. Величина $P_{\lambda, c, d}(\tau)$ двигателя 1 меньше, чем двигателя 2, однако это не свидетельствует о его меньшей надежности. Напротив, если у газотурбинного двигателя при ресурсе $\tau = 10\,000$ ч вероятность работы за ресурс без отказов, требующих восстановительных ремонтов, около 40%, как показано на рис. 3.6, то это указывает на хорошую его надежность. Меньшее значение $P_{\lambda, c, d}(\tau)_1$ является следствием большей величины ресурса, так как при неограниченном росте наработки кривая функция $P(\tau)$ при отсутствии восстановления всегда стремится к нулю. Если же сравнивать оба двигателя при $\tau = 2000$ ч, то очевидно, что менее надежен двигатель 2, так как $P_{\lambda, c, d}(2000)_2 < P_{\lambda, c, d}(2000)_1$, откуда следует, учитывая выражение (3.24), что двигатель 2 имеет меньшую наработку на отказ. Поэтому имеет смысл сравнивать вероятности безотказной работы разных двигателей за одинаковые интервалы наработки, чтобы получить объективную сравнительную оценку их надежности.

Необходимо отметить, что накопленные вероятности работы без досрочного съема, характеризующие надежность двигателя как невозстанавливаемого изделия, не позволяют оценить его безотказность в каждом заданном интервале ресурсной наработки. На рис. 3.7 показаны в зависимости от величины ресурса типичные кривые интенсивности досрочного съема ГТД и параметра потока отказов, приводящих к невыполнению задания, а также подсчитанные по этим данным значения вероятности работы без досрочного съема за ресурс [по уравнению (3.24)] и вероятности работы без отказов, приводящих к невыполнению задания, за пятичасо-

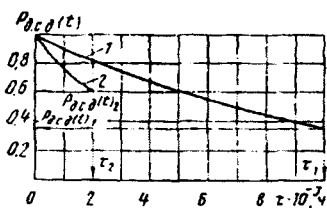


Рис. 3.6. Вероятность работы двух двигателей без досрочного съема за ресурс с разными надежностью и ресурсом

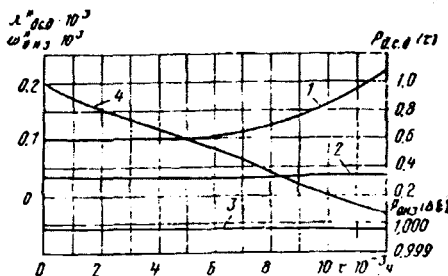


Рис. 3.7. Типичное протекание характеристик надежности в зависимости от величины ресурса ГТД:

1— $\lambda_{д.д.}$; 2— $\omega_{о.н.}$; 3— $P_{о.н.}(\Delta t)$ для $\Delta t=5$ ч, 4— $P_{д.д.}(\tau)$

вой интервал непрерывной работы [например, за время полета для авиационных ГТД по формуле (3.20)]. Характерно, что при ресурсе 10000...12000 ч вероятность работы без досрочного съема очень невелика, а величина $P_{о.н.}(\Delta t)$ при $\Delta t=5$ ч остается такой же, как и на первых часах работы двигателя, в связи с тем, что $\omega_{о.н.}(t)=const$. Для авиационного ГТД это означает, что при постоянной величине параметра потока отказов в полете безопасность полетов не изменяется с ростом ресурса, даже если вероятность досрочного съема двигателей весьма велика. На этом положении в значительной мере базируется система эксплуатации «по состоянию», получившая в последние годы широкое распространение в авиации. При этом важнейшее значение для поддержания постоянного уровня $\omega_{о.н.}$ имеет раннее обнаружение неисправностей двигателей, рассмотренное в гл. 8.

Опытные характеристики надежности в ряде случаев желательно аппроксимировать с использованием тех или иных теоретических распределений. Это требуется при прогнозировании протекания характеристик надежности с ростом наработки; для введения закономерностей, описывающих надежность двигателей, в различные математические модели, связанные с решением технико-экономических и эксплуатационных задач, и т. п. При описании опытных характеристик надежности теоретическими распределениями выбор типа распределения зависит от характера отказов и требует определенного опыта. На основе анализа вида эмпирических зависимостей (обычно λ -характеристик), опыта оценки надежности аналогичных изделий и физических представлений о характере отказов выдвигается гипотеза о наиболее подходящем для описания статистических данных виде функции распределения. Предварительное подтверждение достоверности принятой гипотезы о виде распределения, а также оценка параметров выбранного распределения могут быть сделаны графически с помощью вероятностной бумаги соответствующего распределения.

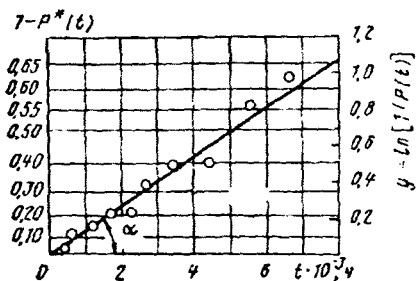


Рис. 3.8. Вероятностная бумага экспоненциального распределения

кой t . При этом в координатах (t, y) тангенс угла наклона прямой (рис. 3.8) равен λ :

$$\operatorname{tg} \alpha = \lambda. \quad (3.26)$$

Если в координатах (t, y) нанести, как показано для примера на рис. 3.8, статистически полученные значения $y = \ln[1/P^*(t)]$, то в случае, когда через соответствующие точки удастся провести прямую, проходящую через начало координат, можно считать, что имеет место экспоненциальное распределение. Его параметр λ определяется в соответствии с равенством (3.26). В целях удобства пользования на вероятностную бумагу наносится неравномерная шкала величин $1 - P^*(t) = Q^*(t)$ (шкала накопленных частот), как показано на рис. 3.8, чтобы статистические значения $1 - P^*(t)$ можно было бы использовать без пересчета, не определяя значений функции y .

Вероятностная бумага распределения Вейбулла строится с использованием преобразования $y = \lg \lg \{1/P^*(t)\}$, откуда получаем, учитывая выражение (2.31), уравнение

$$\lg \lg \{1/P(t)\} = m \lg t - \lg t_0 + \lg \lg e, \quad (3.27)$$

являющееся уравнением прямой в координатах $(y, \lg t)$.

При построении вероятностной бумаги нормального распределения используется линейная связь между квантилью нормального распределения и значением случайной величины.

Заметим, что имеется ряд аналитических методов оценки параметров законов распределения при построении моделей для описания статистических характеристик надежности; одним из наиболее эффективных является метод максимального правдоподобия (см., например, работу [61]). Однако практика показывает, что в задачах, связанных с описанием надежности ГТД, графические методы с использованием вероятностных бумаг, являясь заманчивыми в силу своей простоты, дают обычно приемлемую точность.

После того, как с помощью вероятностной бумаги выбрано теоретическое распределение, проводится с использованием критерия χ^2 проверка согласия статистического и теоретического распределений. В этом случае в формуле (3.1) k — число интервалов, на которые разбита вся величина наработки, $m_j = \Delta N_{от j}$ — число отказов в j -м интервале, $M_j = N Q_j$ — математическое ожидание числа отказов в j -м интервале при принятом теоретическом законе распределения. Тогда выражение для критерия χ^2 переписывается так:

$$\chi^2 = \sum_{j=1}^k (\Delta N_{от j} - N Q_j)^2 / (N Q_j). \quad (3.28)$$

Процедура определения критерия χ^2 такова. Значения $\Delta N_{от j}$ берутся из таблицы, аналогичной табл. 3.1 (если определяется надежность двигателя по отказам, приводящим к досрочному съему). Величина же Q_j подсчитывается для каждого интервала уже с использованием оценок теоретического распределения, полученных на вероятностной бумаге. Например, если принято, что

Основная идея построения вероятностных бумаг состоит в том, что преобразовывается такое преобразование координат, при котором график функции распределения становится прямой, коэффициенты уравнения которой однозначно связаны с параметрами распределения. Для экспоненциального распределения такое преобразование выглядит так:

$$\ln P(t) = \ln e^{-\lambda t} = -\lambda t \quad (3.25)$$

$$\text{или} \quad \ln [1/P(t)] = \lambda t \quad (3.25a)$$

и уравнение (3.25a) дает линейную связь функции $y = \ln[1/P(t)]$ с наработкой t .

распределение соответствует экспоненциальному и графически получена оценка λ его параметра, то

$$Q_j = \int_{t_j}^{t_{j+1}} f(t) dt = F(t_{j+1}) - F(t_j) = e^{-\lambda t_j} - e^{-\lambda t_{j+1}} \quad (3.29)$$

Просуммировав выражения $(\Delta N_{от j} - NQ_j)^2 / (NQ_j)$ для всех интервалов, полученное значение критерия χ^2 сравнивают с табличным значением $\chi_{T, r}^2$ для r степеней свободы, число которых определяется по формуле (3.2). При этом число наложенных условий (связей) s есть число параметров закона распределения (один для экспоненциального, два для закона Вейбулла и для нормального) плюс еще одно условие, которое накладывается обязательно для всех случаев: сумма частот отказов должна равняться единице. Например, когда вся величина наработки разбита на $k=8$ интервалов, при экспоненциальном законе $k=8-1=7$, а при нормальном $k=8-2=6$. Если при достаточно высокой вероятности γ_1 , табличное значение $\chi_{T, r}^2$ превосходит величину χ^2 , определенную по формуле (3.28), то делается заключение, что принятый теоретический закон распределения и оценка его параметров согласуются со статистическим материалом.

Рассмотренный выше порядок определения χ^2 соответствует, строго говоря, случаю, когда все изделия в выборке доработали до отказа. На практике в большинстве случаев значительная часть двигателей вырабатывает ресурс без отказов и тогда мы имеем дело с неполностью определенной или усеченной выборкой. При этом о надежности двигателей, благополучно отработавших ресурс, мы знаем только, что они не отказали за время t ; когда же каждый из них откажет, если продолжать их использовать, мы не знаем. Поэтому делается предположение, что они откажут в $(k+1)$ -м интервале наработки, значительно большем, чем k -й интервал. В этом случае при указанном предположении определяются значения параметров, входящих в правую часть уравнения (3.28) для $k+1$ интервалов. Соответственно на единицу увеличивается число степеней свободы при определении табличных значений $\chi_{T, r}^2$.

Опыт описания эмпирических характеристик надежности ГТД теоретическими распределениями показал, что реальные процессы возникновения отказов во многих случаях не строго соответствуют математическим моделям распределений, что приводит к необходимости кусочно-линейной аппроксимации, а также к использованию комбинаций распределений.

Обратимся к типичной λ -характеристике, показанной на рис. 3.4, а, отражающей наличие как внезапных, так и износных отказов. Попытки ее аппроксимации одним теоретическим законом не привели к успеху. Но когда износные и внезапные отказы были разделены, то распределения времени безотказной работы по каждому из этих видов отказов удалось удовлетворительно аппроксимировать соответственно нормальным и экспоненциальным распределениями. Разделить внезапные и износные отказы путем анализа причин каждого отказа не всегда возможно. Тогда следует визуально отделить на суммарной λ -характеристике интенсивность внезапных отказов, как показано на рис. 3.9. В этом случае будет выполняться условие (2.39), соответствующее комбинации нормального и экспоненциального распределений. Для λ -характеристик на рис. 3.9 эмпирическая оценка интенсивности внезапных отказов $\tilde{\lambda}_в = 0,04 \cdot 10^{-3}$. Оценка параметров нормального закона, описывающего распределение наработки до износных отказов, сделана на вероятностной бумаге (рис. 3.10). Так как накопленная вероятность отказа, равная 0,5, соответствует половине пло-

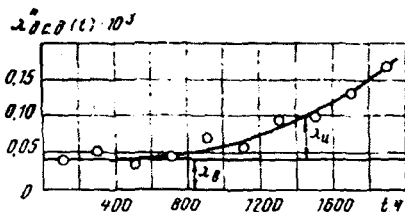


Рис. 3.9. Разделение интенсивностей внезапных и износных отказов

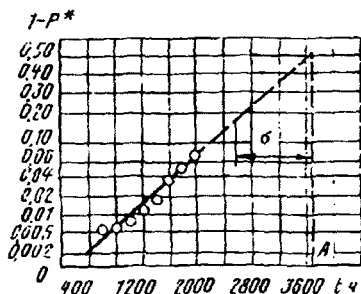


Рис. 3.10. Оценка параметров распределения износных отказов

шади под кривой Гаусса, то отрезок OA равен T_0 . Из графика на рис. 3.10 видим, что $T_0 = 3700$ ч. Величина σ определяется как разность абсцисс точек с $1-P^* = 0,5$ и $0,159$ (не останавливаясь на этом условии подробнее, отметить, что оно соответствует разнице значений квантилей в этих точках, равной единице). Получаемая из графика оценка квадратичного отклонения $\tilde{\sigma} = 1100$ ч. Сразу заметим, что рассмотренный случай с выраженными износными отказами при умеренной наработке является редким для ГТД, обычно износ наступает при значительно большей наработке. Но и в этом случае коэффициент вариации $\sigma/T_0 = 1100/3700 < 0,5$, что подтверждает указанную в § 2.2 возможность пользоваться в задачах надежности ГТД неусеченным нормальным распределением.

Используя полученные оценки параметров, выражение для нормально-экспоненциального закона (2.43) для рассматриваемого случая можем записать

$$f_{\text{н.э.л}}(t) = \frac{0,04 \cdot 10^{-3} e^{-0,04 \cdot 10^{-3} t}}{1100 \sqrt{2\pi}} \int_0^{\infty} e^{-\frac{(t-3700)^2}{2 \cdot 1100^2}} dt + \frac{e^{-0,04 \cdot 10^{-3} t}}{1100 \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(t-3700)^2}{2 \cdot 1100^2}}. \quad (3.30)$$

Проверка согласия по критерию χ^2 показывает, что статистические данные не противоречат гипотезе о распределении наработки двигателей до отказа по закону (3.30) с вероятностью $\gamma_1 \geq 0,9$ (с уровнем значимости $\alpha = 1 - \gamma_1 \leq 0,1$).

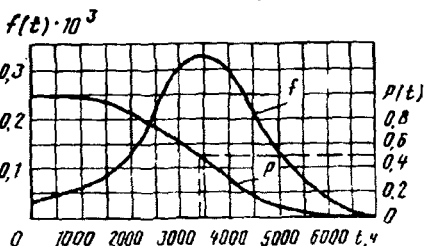


Рис. 3.11. Функции $f(t)$ и $P(t)$ нормально-экспоненциального закона

Полученную аппроксимацию можно использовать для прогнозирования надежности рассматриваемых двигателей при увеличении их наработки, что существенно для планирования запасов двигателей, выработки планов обслуживания и ремонта. На рис.

3.11 показана построенная по выражению (3.30) зависимость плотности нормально-экспоненциального распределения, а также вероятности работы без досрочного съема от наработки. Видно, что, если установленный на базе описания эмпирических характеристик надежности, полученных при работе двигателей в пределах 2000 ч, закон надежности будет иметь место и с ростом наработки, то при $\tau=3400$ ч будет снята для восстановительных ремонтов половина двигателей, а при $\tau=7000$ ч — практически все двигатели. Располагая подобными прогнозами, можно обоснованно принимать решения, касающиеся производства, обслуживания, ремонта и модернизации двигателей.

При описании характеристик надежности отдельных элементов двигателя с однотипными отказами часто можно аппроксимировать эмпирические зависимости «чистыми» математическими моделями распределений. В качестве примера приведем отказы, заключающиеся в выработке материала корпуса топливных форсунок, приводящие к необходимости их замен. На рис. 3.12 показаны статистические данные по отказам большой совокупности форсунок, нанесенные на вероятностную бумагу распределения Вейбулла. Видно, что эти данные ложатся на одну прямую, т. е. распределение Вейбулла может быть принято в качестве модели отказов форсунок. Форсунки рассматривались как невосстанавливаемые изделия, и определялась их наработка до первого отказа.

С использованием соотношения (3.27) определялись коэффициенты уравнения прямой на вероятностной бумаге и оценки параметров. Они равны $\tilde{m}=2,025$, $\tilde{t}_0=212 \cdot 10^6$ ч. На рис. 3.13 показаны функции вероятности, плотности и интенсивности отказов форсунок, подсчитанные по полученной модели.

Для описания приработочного участка характеристик надежности ГТД практически всегда удается использовать распределение Вейбулла с параметром $m < 1$, в большинстве случаев $m=0,6 \dots 0,7$.

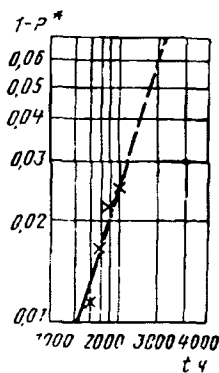
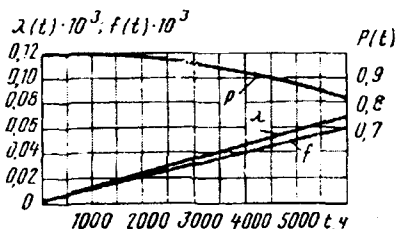


Рис. 3.12. График к обоснованию выбора распределения Вейбулла в качестве адекватной модели замен топливных форсунок

Рис. 3.13. Функции $\lambda(t)$; $P(t)$ и $f(t)$ замен топливных форсунок



Приведенные выше примеры не означают, что возможности аппроксимации характеристик надежности ГТД исчерпываются использованием трех рассмотренных видов распределений. В определенных случаях могут оказаться эффективными и другие модели.

§ 3.3 СРЕДНЕСТАТИСТИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ НАДЕЖНОСТИ ГТД

При определении усредненных показателей надежности исходными данными являются наработка рассматриваемой совокупности двигателей и число их отказов за какой-то ограниченный календарный период. Основным среднестатистическим показателем надежности является средняя наработка на отказ

$$T^* = \sum_{i=1}^N t_i / N_{\text{от}}, \quad (3.31)$$

где N — общее число двигателей в рассматриваемой совокупности; t_i — наработка i -го двигателя за анализируемый календарный период; $N_{\text{от}}$ — число отказавших за этот период двигателей.

Например, наработка на один отказ, приводящий к досрочному снятию двигателя с эксплуатации,

$$T_{\text{д.с.д}}^* = \sum_{i=1}^N t_i / N_{\text{д.с.д}}, \quad (3.31a)$$

а на любой отказ

$$T_{\Sigma}^* = \sum_{i=1}^N t_i \left(N_{\text{д.с.д}} + \sum_{i=1}^N N_{\text{о.у.э.и}} \right), \quad (3.31б)$$

где $N_{\text{о.у.э.и}}$ — число устраняемых отказов у i -го двигателя.

Обычно приходится оперировать данными для усеченной выборки, так как часть двигателей снимается с эксплуатации по выработке установленного ресурса, а не в связи с отказами. Поэтому определенные по выражению (3.31) значения T^* приближаются к значению математического ожидания наработки на отказ, характеризующего генеральную совокупность, строго говоря, лишь при анализе большой группы закончивших эксплуатацию двигателей, если все они были сняты с эксплуатации из-за отказов. В большинстве же случаев T^* есть некая усредненная характеристика надежности перемешанного парка двигателей с разной степенью выработки ресурса. Однако практика показывает, что для многих задач с помощью среднестатистической величины T^* полностью определяется поток отказов двигателя как элемента системы, например, самолетного парка, подразделения наземных машин и т. п. Проиллюстрируем это на примере совокупности турбовинтовых двигателей одной из ранних модификаций, λ -характеристика которого показана на рис. 3.4, а. Отказы двигателей рассматривались как отказы элемента самолетного парка и были по-

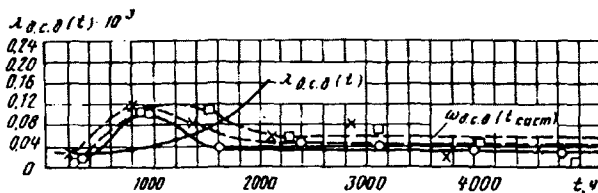


Рис. 3.14. Выравнивание параметра потока отказов двигателей в системе самолетного парка и λ -характеристика двигателя:

○ — 124 двигателя; × — 80 двигателей; □ — 40 двигателей

строены характеристики параметра потока отказов (рис. 3.14). При этом средняя наработка системы (самолетного парка) определялась за каждый j -й календарный период (квартал)

$$t_{c,j} = \sum_{i=1}^{N_c} t_{ij} / N_c, \quad (3.32)$$

где t_{ij} — наработка i -го самолета за j -й период; N_c — число самолетов.

Для тех же периодов определялся по формуле (3.17 а) параметр потока отказов двигателей. На рис. 3.14 параметр потока отказов, приводящих к съему двигателей, построен по средней наработке системы (самолетного парка). Там же для сравнения показана λ -характеристика этого двигателя, построенная по его ресурсной наработке. Заметим, что она представляет весьма неблагоприятный случай явно выраженного износа. Такого протекания λ -характеристик у современных ГТД, как правило, не встречается. И даже при этом условии, как видно из рис. 3.14, параметр потока отказов двигателя в системе самолетного парка очень быстро выравнивается и становится простейшим, т. е. полностью определяется заданием $\omega_{д.с.д.}^* = 1/T_{д.с.д.}^*$. Минимальный объем двигателей в парке, для которого были проведены расчеты, — 40 шт. По результатам расчетов можно судить о том, что и при меньшем объеме парка указанная закономерность будет еще сохраняться. Аналогичные показанным на рис. 3.14 результаты были получены и для $\omega_{о.п.}$.

Учитывая полученный результат, можно, рассматривая парк двигателей, найти величину вероятности отказа двигателя в этом парке за какой-то интервал времени, используя выражение (2.59). Так, вероятность отказа в полете

$$Q_{о.п.}^*(t_{пол}) = 1 - e^{-t_{пол}/T_{о.п.}^*} \approx t_{пол}/T_{о.п.}^*, \quad (3.33)$$

а вероятность досрочного съема за ресурс

$$Q_{д.с.д.}^*(\tau) = 1 - e^{-\tau/T_{д.с.д.}^*}. \quad (3.34)$$

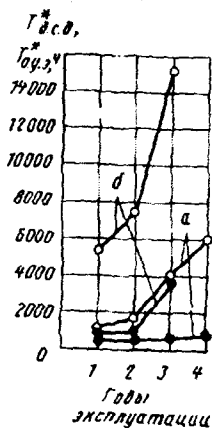


Рис. 3.15. Изменение наработки на отказ, приводящий к досрочному съему (○), и на отказ, устраняемый в эксплуатации (●), передвижной турбоприводной установки (а) и двигателя газоперекачивающего агрегата (б) по годам эксплуатации

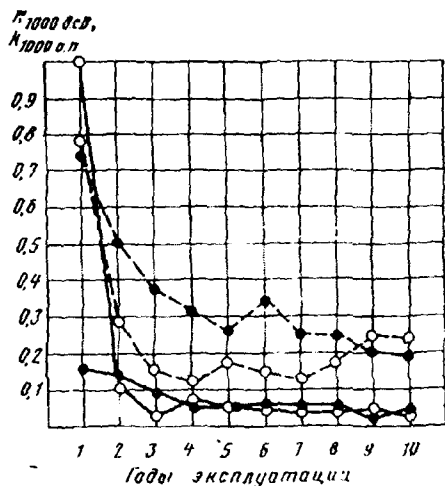


Рис. 3.16. Коэффициенты отказов в полете (—) и отказов, приводящих к досрочному съему (---) турбовинтового (○) и двухконтурного (●) авиационных двигателей

Часто для усредненной характеристики надежности совокупности двигателей за календарный период пользуются коэффициентом отказов на 1000 ч наработки, обратно пропорциональным T^* :

$$k_{1000} = 1000/T^* = 1000\omega^*. \quad (3.35)$$

Уменьшение этого коэффициента характеризует повышение надежности двигателей. Обычно используют зависимости k_{1000} или T^* от календарных периодов эксплуатации для анализа динамики изменения надежности двигателей в процессе их освоения в производстве и эксплуатации. Примеры таких зависимостей приведены на рис. 3.15 и 3.16. На первом из них показано изменение наработки на досрочный съем и на устраняемый в эксплуатации отказ для двух типов газотурбинных приводных установок. Рост $T_{д.с.д}^*$ и $T_{о.у.э}^*$ с годами эксплуатации свидетельствует о совершенствовании установок по мере накопления опыта их использования. Отметим, что наработка на отказ для отдельных узлов двигателя, естественно, значительно больше, чем для двигателя в целом. Так, при величине $T_{д.с.д}^* = 5950$ ч (для установки, показатели надежности которой представлены на рис. 3.15, а) наработка на отказ редуктора, приводящий к досрочному съему двигателя, равна 10 000 ч, камеры сгорания — 17 000 ч, системы смазки — 26 000 ч.

На рис. 3.16 показаны коэффициенты отказов для двух типов авиационных ГТД. Весьма характерным является то, что до 3—

4-х лет эксплуатации надежность двигателей непрерывно повышается вследствие внесения различных улучшающих мероприятий по мере выявления слабых мест двигателей в процессе эксплуатации.

Через 3—4-е года эксплуатации уровень надежности стабилизируется, меняясь в дальнейшем незначительно. Как видно из графиков на рис. 3.16, при длительной эксплуатации уровень надежности авиационных ГТД соответствует $k_{1000_{0..n}} = 0,03 \dots 0,04$ ($T_{0..n}^* = 25000 \dots 33000$ ч) и $k_{1000_{л.с.д}} \approx 0,2$ ($T_{л.с.д}^* \approx 5000$ ч). Эти цифры для разных двигателей и разных условий эксплуатации могут заметно отличаться, но уровень $T_{0..n}^* = 25000 \dots 40000$ ч и $T_{л.с.д}^* = 5000 \dots 10000$ ч является достаточно характерным для освоенных в производстве и эксплуатации ГТД многодвигательных пассажирских самолетов.

Среднестатистические критерии надежности двигателей позволяют решать ряд задач, связанных с вероятностью выполнения задания системой, элементом которой является двигатель; применительно к авиационным ГТД с использованием критерия $T_{0..n}^*$ может быть оценено влияние надежности двигателей на безопасность полетов. Рассмотрим связь наработки на отказ авиационного двигателя с вероятностью возникновения аварийной ситуации в полете для многодвигательного самолета. Будем считать, что возникновение в полете независимых отказов более, чем одного двигателя, создает аварийную ситуацию. Для двухдвигательного самолета это очевидно; для трех- и четырехдвигательных самолетов выключение двух двигателей связано с серьезным усложнением пилотирования самолета.

Для нахождения вероятности выключения m двигателей из n многодвигательного самолета воспользуемся биномиальным распределением дискретных случайных величин

$$Q_n(m) = C_n^m Q^m (1 - Q)^{n-m}, \quad (3.36)$$

где $Q_n(m)$ — вероятность появления m определенных исходов в выборке n ; C_n^m — число сочетаний из n по m ; Q — генеральная характеристика. В нашем случае, если $Q_n(m)$ есть вероятность выключения в полете m двигателей из n , то Q — вероятность отказа в полете любого из двигателей в рассматриваемом самолетном парке, определяемая из выражения (3.33).

Рассмотрим трехдвигательный самолет. Для него вероятность аварийной ситуации

$$Q_{a.c} = Q_3(2) + Q_3(3), \quad (3.37)$$

т. е. вероятность того, что в одном полете выключатся два или три двигателя. Учитывая соотношения (3.36) и (3.33), можем записать, что

$$Q_{a.c} = 3(t_{пол}/T_{0..n}^*)^2 (1 - t_{пол}/T_{0..n}^*) + (t_{пол}/T_{0..n}^*)^3 = 3(t_{пол}/T_{0..n}^*)^2 - 2(t_{пол}/T_{0..n}^*)^3. \quad (3.38)$$

Очевидно, что при наработке на отказ в полете около 25 000... 30 000 ч второй член в правой части уравнения (3.38) на четыре порядка меньше первого и можно считать с большой точностью

$$Q_{a.c} \approx 3 (t_{\text{пол}}/T_{o.n}^*)^2. \quad (3.38a)$$

Вообще можно показать, что и для самолетов с другим числом двигателей

$$Q_{a.c} \approx C_n^{n-2} (t_{\text{пол}}/T_{o.n}^*)^2. \quad (3.38b)$$

При $T_{o.n}^* = 25000$ ч для длительности полета 2,5 ч из соотношения (3.38a) получаем, что $Q_{a.c} = 3 \cdot 10^{-8}$. Таким образом, при принятом уровне надежности двигателя (характеризуемом величиной $T_{o.n}^*$) вероятность аварийной ситуации из-за независимых отказов более, чем одного двигателя, в одном полете ничтожно мала. Однако для большого парка самолетов за все время их эксплуатации будет совершенно огромное число полетов. Так, 500 самолетов при назначенном ресурсе $\tau_c = 30000$ ч совершат при $t_{\text{пол}} = 2,5$ ч всего $N_{\text{пол}} = 6 \cdot 10^6$ полетов. Определим, в скольких полетах из $N_{\text{пол}}$ может встретиться рассмотренная выше аварийная ситуация. Это может быть сделано с использованием закона распределения Пуассона (2.54), описывающего вероятность появления небольшого числа m одинаковых исходов из большого числа N опытов. Математическое ожидание для пуассонова распределения

$$M = NP, \quad (3.39)$$

где P — генеральная характеристика, в нашем случае $Q_{a.c}$, т. е. величина, характеризующая вероятность аварийной ситуации в любом из $N_{\text{пол}} = N$ полетов (числа опытов). Тогда из равенства (3.39) следует

$$M_{a.c} = N_{\text{пол}} Q_{a.c}. \quad (3.39a)$$

При принятых выше значениях $N_{\text{пол}}$ и $Q_{a.c}$ среднее число полетов, в которых за время эксплуатации самолетного парка возникнет аварийная ситуация из-за отказов более, чем одного двигателя, согласно выражению (3.39) будет равно $M_{a.c} = 3 \cdot 10^{-8} \cdot 6 \cdot 10^6 = 0,18$. Таким образом, нужно почти в 5,6 раза увеличить самолетный парк, чтобы встретиться с одним случаем аварийной ситуации.

Здесь мы подходим к важному вопросу об оценке потребного уровня надежности двигателя, в данном примере — авиационного. Из рассмотренного примера очевидно, что наработка на отказ двигателя пассажирского самолета порядка $(2 \dots 3) \cdot 10^4$ ч является вполне удовлетворительной с точки зрения безопасности полетов. Теперь рассмотрим ту же задачу, но при условии, что $T_{o.n}^* = 2500$ ч. Тогда $Q_{a.c} = 3 \cdot 10^{-6}$ и $M_{a.c} = 18$, т. е. в восемнадцати полетах за время эксплуатации самолетного парка возникнет чрезвычайными последствиями аварийная ситуация. Очевидно, что надежность двигателя, характеризуемая величиной $T_{o.n}^* = 2500$ ч, явно недостаточна. Подобные подходы позволяют оценить для

двигателей разного назначения требуемую их надежность, что, в свою очередь, создает предпосылки для нормирования уровней надежности. При нормировании надежности двигателей должны учитываться также и факторы, определяющие возможность достижения того или иного ее уровня. Эти факторы рассмотрены в § 3.4.

§ 3.4. ВЛИЯНИЕ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА НАДЕЖНОСТЬ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Обработка статистических данных об эксплуатационной надежности большого числа авиационных ГТД отечественного и иностранного производства показала, что существенный рост их надежности в течение ряда первых лет эксплуатации является устойчивой закономерностью. Удовлетворительное статистическое обобщение удалось получить для зависимости наработки на отказ от суммарного (накопленным итогом) времени наработки всего эксплуатируемого парка двигателей данного типа. На рис. 3.17 показана такая зависимость $T_{o.n}^* = f(t_z)$ для ГТД пассажирских самолетов, выпускаемых в ряде стран. Значения $T_{o.n}^*$ непрерывно растут с увеличением t_z до $\sim 10^7$ ч, когда намечается относительная стабилизация. При изменении t_z от 10^4 до 10^7 ч $T_{o.n}^*$ увеличивается в десятки раз. Заметим, что одновременно идет процесс увеличения ресурса двигателей. Значения же $T_{o.n}^*$ для двигателей разных типов при равных t_z различаются в 2...5 раз, т. е. увеличение t_z в данном диапазоне влияет на надежность двигателей значительно сильнее различия в их конструкции. Аналогичный характер имеют и зависимости $T_{a.c.a}^* = f(t_z)$ и $T_z^* = f(t_z)$.

Такое изменение надежности ГТД в период их эксплуатации позволяет сделать тот вывод, что имеются большие резервы повышения надежности двигателей после того, как закончена их доводка и начато серийное производство. Этот вывод сделан на основе анализа материалов авиационных ГТД, очень тщательно отрабатываемых до залуска их в серийное производство. Двигатели, опытной доводке которых уделяется меньше внимания, чем авиационным, имеют еще большие резервы. Полностью выявить эти резервы возможно лишь в условиях широкой эксплуатации.

Показанный на рис. 3.17 рост надежности авиационных ГТД с увеличением t_z базируется на устойчивой обратной связи, при которой улучшающие мероприятия (конструктивные, технологические, эксплуатационные) вводятся практически в связи с каж-

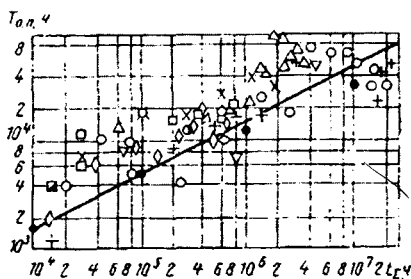


Рис. 3.17. Изменение наработки на отказ (выключение) в полете с ростом t_z различных авиационных ГТД

дым отказом, потенциально угрожающим безопасности полетов. Постоянный рост надежности авиационных ГТД при увеличении объема эксплуатации имеет важнейшее значение для обеспечения безопасности полетов. Из формулы (3.39, а) следует, что с ростом числа полетов математическое ожидание аварийной ситуации непрерывно росло, если бы надежность двигателей при этом была постоянна. Чтобы с увеличением $N_{\text{пол}}$ при росте t_{Σ} величина $M_{\text{а.с}}$ не менялась бы, необходим также рост $T_{\text{о.п.}}^*$. Так как можно, учитывая выражения (3.386) и (3.39а), записать что $M_{\text{а.с}} = (t_{\Sigma}/nt_{\text{пол}}) C_{\Pi}^m (t_{\text{пол}}/T_{\text{о.п.}}^*)^2$, где $(t_{\Sigma}/nt_{\text{пол}}) = N_{\text{пол}}$, то для рейсов одинаковой протяженности ($t_{\text{пол}} = \text{const}$) получим

$$M_{\text{а.с}} = A t_{\Sigma} / T_{\text{о.п.}}^{*2} \quad (3.40)$$

где A — постоянная величина.

Отсюда следует, что математическое ожидание числа полетов, в которых может встретиться аварийная ситуация из-за выключения двух двигателей, будет постоянным при любом объеме эксплуатации в случае, если

$$T_{\text{о.п.}}^* = B t_{\Sigma}^{0.5} \quad (3.41)$$

На рис. 3.17 нанесена прямая, соответствующая уравнению (3.41). Как видно, изменение надежности двигателей таково, что точки, отражающие статистические данные, группируются вблизи данной прямой, чем обеспечивается постоянство $M_{\text{а.с}}$. Таким образом, обратная связь эксплуатации с производством приводит к такому управлению процессом повышения надежности авиационных ГТД, которое отвечает требованию поддержания необходимой безопасности полетов.

Анализ причин различия в надежности двигателей при одинаковой суммарной наработке показывает, что очень существенно

влияет на надежность продолжительность полетов. Чем она меньше, тем больше при неизменном ресурсе число циклов запуска—останова. Обработка статистических данных по многим типам двигателей показала общий характер этой закономерности. Для примера на рис. 3.18 приведены, по данным А. Б. Ройтмана, характеристики параметра потока отказов одного из ТВД при эксплуатации на длинных и коротких авиалиниях. На коротких линиях $k_{1000 \text{ о.п.}}$ примерно вдвое больше, чем на длинных. Очевидно, что при частых запусках, ос-

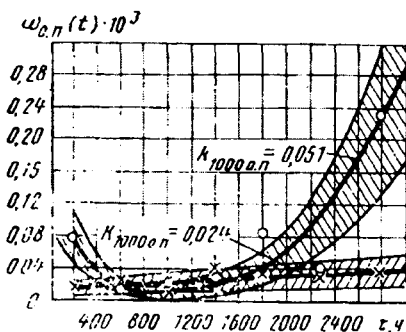


Рис. 3.18. Характеристика параметра потока отказов двигателя в полете при эксплуатации на длинных (×) и коротких (○) авиалиниях ($\gamma = 0,8$)

тановах, теплосменах накопление повреждений в элементах конструкции двигателя происходит быстрее, чем при работе на неизменном режиме.

Обработка статистических данных показала также заметное влияние на уровень надежности доли тяжелых режимов (от всей величины ресурса). При повышенных температурах газа и частотах вращения интенсивность отказов газотурбинного двигателя возрастает.

Построены регрессионные модели, отражающие влияние на надежность авиационных ГТД рассмотренных выше факторов. Для больших совокупностей двигателей, включающих ГТД разных типов, автору, А. А. Морозову и С. А. Мирзояну удалось описать связь наработки на отказ с влияющими на нее факторами уравнениями регрессии:

$$T = a_0 t_{\Sigma}^{a_1} t_{\text{пол}}^{a_2} r^{-a_3}, \quad (3.42)$$

где r — процент использования максимальных режимов; $a_i > 0$.

Так, например, для совокупности двигателей нескольких типов для пассажирских самолетов

$$T_{\text{о.п}} = a_{0\text{о.п}} t_{\Sigma}^{0,422} t_{\text{пол}}^{0,797} r^{-0,572}, \quad (3.43)$$

$$T_{\text{д.с.д}} = a_{0\text{д.с.д}} t_{\Sigma}^{0,284} t_{\text{пол}}^{0,967} r^{-0,161}, \quad (3.44)$$

$$T_{\Sigma} = a_{0\Sigma} t_{\Sigma}^{0,248} t_{\text{пол}}^{0,098} r^{-0,379}. \quad (3.45)$$

Существенным является то, что эти статистические соотношения, хорошо отвечающие требованиям адекватности по критерию Фишера F , как показала их проверка, а также дающие хорошие результаты и при проверке их по другим критериям оценки статистических моделей, описывают надежность двигателей нескольких типов. Иначе говоря, по сравнению с влиянием эксплуатационных факторов влияние на показатели надежности серийных двигателей одного поколения (одного уровня технического совершенства) конструктивных и технологических отличий оказывается незначительным. Одна из главных причин, объясняющих этот результат, связана с тем, что конструктивно-технологический уровень разных ГТД одного поколения определяется достигнутым соответствующей отраслью промышленности техническим уровнем, а схемная надежность (см. § 5.4) разных ГТД различается весьма незначительно.

Полученные связи вида (3.42) показывают, что при оценке достаточности того или иного уровня надежности ГТД (иначе, при нормировании этого уровня) должны учитываться условия применения двигателя. Нельзя требовать одинаковой надежности от двигателей, недавно начавших эксплуатацию, и от двигателей, имеющих суммарную наработку, исчисляемую миллионами часов (при этом минимальный уровень надежности должен обеспечивать требуемую безопасность); нужно также дифференцировать требования к надежности двигателей в зависимости от числа циклов их использования за время ресурса и т. п.

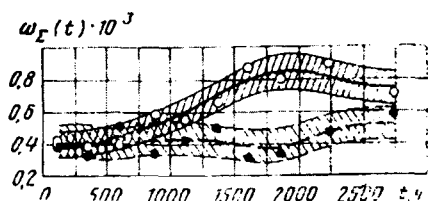


Рис. 3.19. Параметр суммарного потока отказов ТВД при эксплуатации на разных самолетах при $t_{пол} = \text{const}$; $\gamma = 0,8$

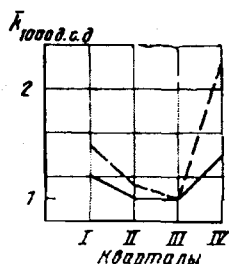


Рис. 3.20. Зависимость относительной величины коэффициента отказов ТВД (—) и ТРДД (---) от кварталов года

Кроме указанных наиболее сильно влияющих факторов при эксплуатации ГТД того или иного типа и назначения может проявляться влияние и других эксплуатационных условий. Так, например, были замечены отличия в надежности турбовинтового двигателя, устанавливаемого на двух разных самолетах, при практически одинаковых длительности рейсов и проценте тяжелых режимов (рис. 3.19). Здесь сказываются и условия работы двигателя в разных мотогондолах и, возможно, условия обслуживания и другие факторы. Замечено также влияние климатических условий на надежность ГТД. Это влияние иллюстрировано на рис. 3.20 изменением относительного коэффициента досрочного съема ГТД двух типов в разное время года. На этом рисунке $k_{1000 \text{ д.с.д.}} = k_{1000 \text{ I}} / k_{1000 \text{ III}}$, где индекс i означает текущий квартал, а индекс III — третий квартал, т. е. летнее время года. Из графиков на рис. 3.20 видно, что в зимних условиях надежность двигателей ухудшается.

Изложенные материалы показывают, что для объективной оценки причин изменения уровня надежности ГТД в эксплуатации требуется анализ условий его применения.

§ 3.5. ОЦЕНКА ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ ГТД ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ

При длительных стендовых или эксплуатационных испытаниях двигателей в ряде случаев может производиться количественная оценка их надежности или надежности их отдельных узлов и систем. В этом случае могут рассматриваться две задачи: определение фактических показателей надежности опытного двигателя и подтверждение заданной величины его надежности. В первом случае определяется наработка на отказ по выражению (3.31), в котором за N принимается общее число испытываемых двигателей (или их систем, узлов, агрегатов), признанных на основе инженерного анализа статистически однородными и образующих зачетную выборку. При этом считается, что число отказов распределяется по закону Пуассона.

Оценка наработки на отказ производится по нижней доверительной границе γ_n , что соответствует условию $P(T^* \geq T_n) = \gamma_n$.

Когда в процессе испытаний отказы имеют место, нижняя граница T^* определяется по формуле (3.9) с использованием табличного значения r_2 для

пуассонова распределения. Если же в процессе испытаний отказов не было, то T_k оценивается по формуле

$$T_k = t_{\Sigma} / r_0, \quad (3.46)$$

где t_{Σ} — суммарная наработка двигателей за время испытаний; r_0 — табличный коэффициент.

Естественно, что при малом объеме информации точность оценок невелика. При отсутствии отказов для $\gamma_n = 0,95$, $r_0 = 3,00$; тогда, если при испытаниях общая наработка составляет, например, 3000 ч, можно лишь утверждать, что с вероятностью 0,95 наработка на отказ будет не менее 1000 ч. Если при испытаниях произошло три отказа и $T^* = 1000$ ч, T_k определится с учетом того, что для $\gamma_n = 0,95$ и $N_{от} = 3$ $r_2 = 0,39$, т. е. $T_k = 390$.

Если задана величина наработки на отказ $T_{зад}$, которую надо подтвердить испытаниями, то из выражений (3.9) и (3.46) следует, что минимальная потребная наработка для подтверждения требования $T_k \geq T_{зад}$ определится из условия

$$t_{\Sigma} > r_0 T_{зад} \text{ при } N_{от} = 0 \quad (3.47)$$

$$и \quad t_{\Sigma} \geq (N_{от} / r_2) T_{зад} \text{ при } N_{от} \neq 0. \quad (3.47 а)$$

В этом случае имеем дело с *планом испытаний*, по которому наблюдения ведутся в течение заданного времени наработки t_{Σ} , если за это время, определяемое условием (3.47), отказов не будет. Это означает, что заданная надежность подтверждена. Если отказы имеют место, то испытания ведутся до наработки, отвечающей условию (3.47а).

Для подтверждения заданных показателей надежности может применяться также метод *последовательного анализа*, при котором используются так называемые вальдовские планы испытаний. Объем испытаний в этих случаях заранее не планируется, так как он зависит от результатов, получаемых по мере накопления статистической информации. Суть метода состоит в том, что для изделия заранее рассчитываются (в координатах: количество отказов — время наработки) уровни соответствия и несоответствия заданным требованиям с учетом *риска заказчика* и *риска поставщика*. Под риском заказчика понимают вероятность β признания плохого изделия хорошим, под риском поставщика α — хорошего изделия плохим. Уровни соответствия и несоответствия представляют собой параллельные прямые, делящие поле графика $N_{от} = f(t_{\Sigma})$ на три области (рис. 3.21): соответствия, несоответствия и продолжения испытаний. Испытания ведутся до тех пор, пока линия испытаний не пересечет линию соответствия (точка $t_{\Sigma c}$ на рис. 3.21), что означает подтверждение заданной надежности.

Идея метода последовательного анализа базируется на возможности принятия по мере накопления статистической информации одной из двух гипотез: $T^* = T_{зад}$ и $T^* = T_0$, где T_0 — некая задаваемая по согласованию между поставщиком и заказчиком величина, большая $T_{зад}$ (обычно в 1,5...2,5 раза). Обозначим через P_1 вероятность того, что за какое-то время t_{Σ} при наработке на отказ $T_{зад}$ произойдет $N_{от}$ отказов, а через P_0 — что столько же отказов произойдет при наработке на отказ T_0 . Тогда можно показать, что при малых значениях α и β (их принимают обычно равными $\sim 0,1$) правило принятия решения сводится к следующему: если $P_1/P_0 \leq \beta/(1-\alpha)$ — надежность изделия соответствует заданной, если $P_1/P_0 > (1-\beta)/\alpha$ — не соответствует, если $\beta/(1-\alpha) < P_1/P_0 < (1-\beta)/\alpha$ — неясно, надо продолжать испытания. Объем испытаний, необходимый для принятия решения, тем больше, чем меньше β и α и чем ближе величина T_0 к $T_{зад}$. Не останавливаясь подробно на теории метода

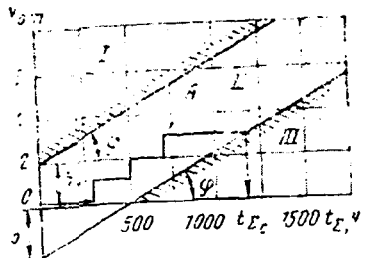


Рис. 3.21. Пример оценки результатов испытаний методом последовательного анализа:

I — область несоответствия требованиям;
II — область продолжения испытаний;
III — область соответствия требованиям;
4 — линия испытаний

последовательного анализа (см. например, работу [37]), отметим лишь, что линии соответствия и несоответствия на рис. 3.21 определяются следующими уравнениями:

$$h_1 = \frac{\ln[(1-\beta)/\alpha]}{\ln(T_0/T_{\text{зад}})}, \quad h_0 = \frac{\ln[\beta/(1-\alpha)]}{\ln(T_0/T_{\text{зад}})} \quad \text{и} \quad \lg \varphi = \frac{1/T_{\text{зад}} - 1/T_0}{\ln(T_0/T_{\text{зад}})}.$$

Глава 4

Отказы ГТД и пути повышения надежности двигателей

§ 4.1. ПРИЧИНЫ ОТКАЗОВ ГТД

Если при отработке двигателя преимущественно проявляется какой-то определенный отказ, то это обычно является основанием для переделки соответствующего элемента с целью устранения причины, вызывающей этот отказ. Поэтому обычно трудно назвать несколько каких-то типичных причин отказов, которые можно было бы считать ведущими причинами отказов ГТД. Вследствие высокой напряженности элементов конструкции газотурбинного двигателя, интенсивности тепловых и газодинамических процессов, в нем происходящих, сложности системы автоматического управления двигателем при эксплуатации ГТД разных типов приходится сталкиваться с большим многообразием причин отказов. На практике приходится иметь дело с причинами отказов ГТД, связанными и с прочностью (статической и динамической) нагруженных деталей, и с рабочим процессом в основных узлах двигателя, и с характером процессов его управления, и со свойствами элементов, входящих в системы двигателя (такие, как системы смазки, регулирования, топливопитания, зажигания и др.), и с особенностями его производства, и с характером его эксплуатации. В гл. I говорилось о нескольких больших группах причин отказов — конструктивных, производственно-технологических и т. д. На практике в ряде случаев бывает трудно четко разделить эти причины. Например, поломка какой-либо детали может быть связана с тем, что к ее недостаточной конструкционной прочности добавилось какое-то производственное отклонение. Не всегда просто однозначно квалифицировать физическую причину отказа. Так, разрушение диска турбины может явиться не следствием выбора недостаточно прочного материала, а результатом неудовлетворительной организации условий охлаждения диска. Учитывая указанные обстоятельства, дать сколько-нибудь строгую и полную квалификацию физических причин отказов ГТД затруднительно. Поэтому описанные в настоящем параграфе отказы надо рассматривать как некоторые примеры, достаточно характерные для ГТД разных типов.

Рассмотрим сначала несколько типичных для газотурбинных двигателей отказов прочностного характера, заключающихся в

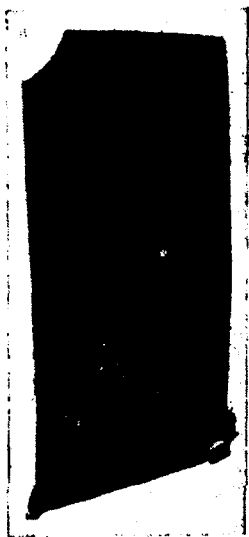


Рис. 4.1. «Угловое разрушение рабочей лопатки компрессоров от высокочастотных колебаний



Рис. 4.2. Поверхность усталостного излома лопатки компрессора

большем или меньшем разрушении элементов конструкции двигателя.

Трещины и обрывы лопаток компрессоров и турбин. Отказы такого рода встречаются практически на всех типах ГТД. Трещины, а также поломки небольших частей пера лопаток (например, при колебаниях по угловым формам — рис. 4.1) обнаруживаются большей частью при осмотрах двигателей. Обрывы значительной части лопатки обнаруживаются сразу же в процессе работы, приводят к повышенным вибрациям двигателя, могут приводить к помпажам компрессора и серьезным вторичным разрушениям. Этот отказ требует немедленного выключения двигателя. Трещины и обрывы лопаток приводят к необходимости досрочного

снятия двигателя с эксплуатации, если невозможна замена поврежденной лопатки в эксплуатационных условиях.

Подавляющее большинство поломок компрессорных лопаток и очень многие поломки турбинных лопаток имеют усталостный характер. Эти поломки вызываются переменными напряжениями, возникающими в лопатках при их колебаниях. В большинстве случаев поломки лопаток связаны с их резонансными колебаниями. Относительно редким, но очень опасным видом колебаний лопаток высоконагруженных осевых компрессоров являются автоколебания (срывной флаттер), быстро приводящие к поломке лопатки в случае их возникновения.

Наиболее неприятны разрушения лопаток вследствие колебаний по основному тону, как при этом происходит обрыв большей части или даже всего пера лопатки (у корня). Поверхность излома компрессорной лопатки в результате колебаний по основному тону показана на рис. 4.2. Видно, что разрушение началось со стороны вогнутой части лопатки. Характерные «линии отдыха» на поверхности излома свидетельствуют о прерывности развития разрушения при действии нестационарного нагружения на разных режимах. При интенсивных колебаниях лопаток по основному тону усталостным разрушениям и растрескиванию могут подвергаться и замки лопаток.

Причины вибрационных поломок компрессорных и турбинных лопаток далеко не всегда связаны с недостаточным исходным запасом прочности. При изготовлении лопаток этот запас в ряде случаев может снижаться из-за отклонений размеров лопаток, а также прижогов, наведения в поверхностном слое растягивающих напряжений и других факторов, снижающих сопротивление усталости. Одной из причин уменьшения запасов прочности в процессе эксплуатации являются коррозионные повреждения материала лопаток, в том числе газовая коррозия турбинных лопаток, вызываемая наличием в топливах и продуктах их сгорания химически активных соединений.

Разрушения бандажированных лопаток наиболее часто связаны с уменьшением в процессе наработки натяга по бандажам и появлением зазора между ними из-за износа рабочих граней бандажных полок.

На турбинные лопатки действуют, кроме переменных вибрационных напряжений, еще такие приводящие к накоплению повреждений факторы, как переменные термические напряжения, повторные статические нагружения при высоких температурах, перегревы рабочих лопаток (например, местные — из-за неравномерного по радиусу поля температур). Последние резко снижают сопротивление длительному статическому нагружению и могут вызвать обрывы лопаток с характерными следами пластической деформации (рис. 4.3). Перегревы сопловых лопаток вызываются обычно окружной неравномерностью температурного поля.

Трещины и разрушения дисков турбин и компрессоров относятся к наиболее опасным видам отказов, так как при обрыве части



Рис. 4.3. Вид перегретой турбинной лопатки

Рис. 4.4. Усталостные трещины в пазах турбинного диска



диска разрушения во многих случаях не локализуются в пределах корпуса двигателя. Часто в процессе развития трещины в диске происходит возрастание уровня общих вибраций двигателя (с роторной частотой), что может служить диагностическим признаком этого отказа и при своевременном выключении двигателя позволяет предотвратить разрушение диска. При обнаружении трещины в диске двигатель должен, как правило, сниматься с эксплуатации. Особенно опасны разрушения турбинных дисков, так как они значительно массивнее компрессорных.

Одним из наиболее распространенных дефектов дисков турбин является растрескивание поверхности на дне пазов елочных замков. Причиной образования трещин чаще всего является термическая усталость, возникающая в материале при повторных термических нагружениях в моменты запуска и останова ГТД. Паза с усталостными трещинами в турбинном диске показаны на рис. 4.4. Опасные разрушения дисков могут являться следствием перегрева и статической перегрузки (например, вследствие заброса частоты вращения ротора). Диски из некоторых материалов в результате длительной работы при высоких температурах теряют пластичность («охрупчиваются»), что может приводить к их хрупкому разрушению даже при относительно небольшом повышении статической напряженности.

Разрушение зубьев шестерен. Зубчатые колеса силовых редукторов ГТД и коробок приводов агрегатов подвержены различным видам разрушений, из которых отметим контактные разрушения (главным образом — выкрашивание поверхностей зубьев), являющиеся особенно неприятными при больших окружных скоростях колес. Контактные разрушения в редукторах ГТД приводят к росту вибрационных напряжений, повышению температуры масла, появлению стружки на маслофильтрах. При обнаружении выкрашивания зубьев двигатель (или его редуктор) обычно снимают с эксплуатации для ремонта.

Выкрашивания зубьев чаще всего вызываются или монтажными (или технологическими в процессе изготовления деталей) перекосами сопряженных деталей редукторного узла, или прижогами поверхности зубьев при их шлифовании. В эксплуатации встречаются также разрушения зубьев, вызванные масляным голоданием, повышенными вибрационными напряжениями, использованием масел с недостаточной смазывающей способностью и некоторыми другими причинами.

Повышенные вибрации двигателей должны рассматриваться как самостоятельный отказ (или неисправность), если они не являются следствием другого отказа, например, обрыва лопатки. В ряде случаев с повышенными вибрациями двигателя (как с роторной частотой, так и низкочастотными) приходится сталкиваться как при доводке, так и в процессе эксплуатации ГТД. В случае превышения в эксплуатации допустимого для данного двигателя уровня вибраций он подлежит снятию с объекта и заводской переборке.

Причиной возникновения повышенных вибраций ГТД может являться изменение натягов по посадочным поясам роторных и статорных деталей, в том числе ослабление под действием центробежных сил натяга дисков на своих посадочных местах. В конструкциях, где диски роторов компрессоров соединяются торцевыми шлицами и стяжным болтом, из-за недостаточного усилия затяжки возможны относительные перемещения дисков в процессе работы двигателя. Высокие вибрации могут возникать в результате появления при эксплуатации двигателя критических частот вращения вблизи рабочих, например, вследствие недостаточной стабильности уровня жесткости опор. Во всех отмеченных случаях повышенные вибрации свидетельствуют о наличии дефектов роторной части двигателя, в связи с чем желательно возможно более быстрое выключение двигателя в целях недопущения его серьезных разрушений.

Повреждение лопаток компрессора посторонними предметами является частой причиной досрочного съема двигателей. С мощной струей воздуха, засасываемого газотурбинным двигателем, различные твердые частицы могут попадать на вход в компрессор и, встречаясь с лопатками, имеющими окружные скорости до 400...450 м/с и выше, наносить им серьезные повреждения; эти повреждения (забоины) наиболее опасны на кромках в корневых сечениях. Забоины на лопатках при их обнаружении тщательно выводятся. Если это невозможно без заметного снижения прочности лопатки, двигатель снимается для замены поврежденных лопаток. Попадающие в двигатель посторонние предметы могут повреждать не только первые ступени компрессора, но и проходить весь тракт вплоть до последних ступеней. На рис. 4.5 показана статистическая вероятность повреждения лопаток каждой ступени компрессора ТРД (по данным А. А. Смолина и Н. М. Спорягиной), определенная, как $\bar{z}_i = z_i / z_s$, где z_i — число забоин на ло-

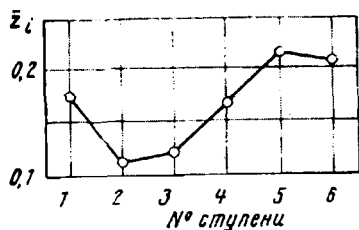


Рис. 4.5 График распределения забоин по ступеням осевого компрессора

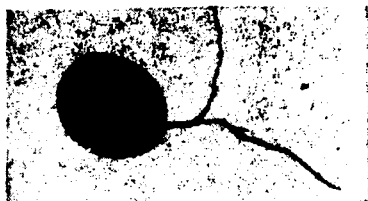


Рис. 4.6 Трещина жаровой трубы

патках i -й ступени, а z_z — общее число забоин на всех лопатках компрессора. Из-за сепарации частиц под действием центробежных сил в наибольшей степени повреждается концевая часть лопатки: для того же ТРД, данные по забоинам которого обобщены на рис. 4.5, вероятность ее повреждения вчетверо выше вероятности повреждения корневой трети.

Трещины и прогары жаровых труб камер сгорания чаще всего могут быть обнаружены при осмотре двигателя перископическими трубками. При значительных разрушениях жаровых труб их отделившиеся кусочки могут сильно повредить лопатки турбины. Поврежденные жаровые трубы или заменяются или, если дефект не развивается, могут при наличии регулярного контроля использоваться и далее. Вид характерной трещины у смесительного отверстия жаровой трубы показан на рис. 4.6. Повреждения жаровых труб обычно происходят от термических напряжений, вызываемых высокими градиентами температуры, а также резкими ее изменениями при запусках, приемистостях, остановках.

Иногда в высокофорсированных камерах сгорания, особенно форсажных камерах авиационных ГТД, могут возбуждаться режимы *вибрационного горения* со значительной амплитудой колебания давления и с частотой, зависящей от акустических свойств камеры. Вибрационное горение может приводить к значительным разрушениям камеры и других элементов двигателя, в связи с чем работа на режиме вибрационного горения недопустима. При вибрационном горении автоколебания газового столба возникают в результате того, что исходный режим неустойчив по отношению к малым возмущениям. Источниками энергии, поддерживающими автоколебания, могут быть тепловая и кинетическая энергии потока.

Образование нагара на элементах камеры сгорания может вызывать изменение формы распыленной струи топлива при нагарообразовании на форсунке и завихрителе (рис. 4.7), местный перегрев — при нагарообразовании на жаровых трубах, и вследствие этого приводить к тем или иным повреждениям камеры сгорания и лопаток турбины. Образующиеся при горении частицы кокса, близкого по составу к углероду, отлагаются на поверхностях камеры сгорания и образуют нагар. При правильной организации



Рис. 4.7. Образование нагара на форсунке и завихрителе

процесса сгорания в камере одной из причин нагарообразования может быть повышенное содержание в топливе ароматических углеводородов, для которых характерно наибольшее отношение углерода к водороду. Поэтому следует избегать применения в ГТД ряда типов, в первую очередь — авиационных, топлив с содержанием ароматических углеводородов более 20 ... 25%.

Со свойствами топлив могут быть связаны и другие отказы камер сгорания. Так, недостаточная стабильность топлива при повышенных температурах приводит при нагреве его в топливной системе к выпадению осадков, смол, забивающих каналы форсунок, что в свою очередь может приводить к большой неравномерности температурного поля и прогарам сопловых аппаратов турбины и стенок камеры сгорания.

Потеря газодинамической устойчивости работы компрессора — отказ, который в зависимости от ряда факторов может различным образом проявляться при эксплуатации ГТД. В случае *помпажа* (устойчивые низкочастотные колебания проходящей через компрессор массы воздуха) возникают сильные пульсации давления, сопровождаемые интенсивными хлопками, падение частоты вращения ротора, рост температуры газа, выбросы пламени из камеры сгорания. В случае *вращающегося срыва* наблюдаются менее интенсивные пульсации, происходит падение напора в компрессоре и «зависание» двигателя, т. е. невозможность увеличить частоту вращения ротора из-за роста температуры газа. Работа компрессора в области неустойчивых режимов недопустима, так как сопровождается повышенными вибрациями лопаток. В ряде случаев, особенно в малоразмерных двигателях, при попадании компрессора в область неустойчивой работы могут происходить опасные перегревы турбинных лопаток, обладающих малой тепловой инерцией. После попадания двигателя в область неустойчивой работы следует осмотреть лопатки компрессора и турбины прежде, чем допускать его к дальнейшей эксплуатации.

Имеется множество причин, которые могут приводить к потере двигателем газодинамической устойчивости. Различные возмущения потока перед компрессором (порывы ветра, возникновение на каких-то режимах неравномерности поля скоростей во входном устройстве, обледенение входных элементов двигателя, пульсации, попадание на вход в двигатель горячих газов и т. п.) являются частой причиной потери устойчивости.

На переходных режимах — запуск, приемистость — возможен срыв компрессора при неоправности аппаратуры регулирования двигателя.

В компрессорах с поворотными направляющими аппаратами попадания, зазоры, поломки в механизме управления поворотом лопаток также приводят к потере устойчивости.

Износ проточной части компрессора вследствие пылевой эрозии, увеличение радиальных зазоров между лопатками и корпусом компрессора в процессе выработки ресурса, производственные отклонения в форме и размерах проточной части компрессора — все это способствует потере газодинамической устойчивости.

Незапуск двигателя — отказ, в ряде случаев ведущий к крайне нежелательным последствиям (незапуск авиационного двигателя в полете после вынужденного или самопроизвольного его выключения; незапуск двигателя любой боевой машины в период выполнения ею задания). В некоторых случаях отказ в процессе запуска может вывести двигатель из строя из-за перегрева лопаток турбины. В большинстве же случаев этот отказ устраняется в эксплуатации (перерегулировками, заменой агрегатов и т. п.). В первый период запуска при раскрутке ротора стартером надежность запуска может быть снижена в основном вследствие недостаточности располагаемой мощности пускового устройства, в том числе из-за ухудшения характеристик источников питания. При воспламенении топливовоздушной смеси возможны отказы из-за плохого распыливания топлива (при низких температурах), из-за недостаточной энергии искры свечи зажигания и т. п. При подводе топлива в процессе запуска из-за узости диапазона устойчивой работы компрессора в пусковой области любые отклонения в программе подачи топлива могут приводить к срыву компрессора и «зависанию» частоты вращения, догоранию топлива в турбине. Преждевременное отключение стартера ведет к росту температуры газа и затягиванию запуска. Встречаются отказы при запуске и из-за разрушений деталей механизма привода.

Незапуск авиационных двигателей в полете может быть вызван многими причинами, среди которых отметим следующие: малые запасы устойчивости работы камеры сгорания в области бедных смесей; невоспламенение топлива в камере авторотирующего двигателя на больших высотах полета, а также при больших скоростях полета (в последнем случае из-за высоких скоростей воздуха в камере); недостаточные частоты вращения при авторотации на малых скоростях полета. В связи с указанными обстоятельствами диапазон полетных режимов, где возможен надежный запуск ГТД, всегда уже диапазона режимов использования самолета.

Пылевая эрозия элементов проточной части и отложения пыли встречаются на ряде ГТД, даже авиационных (вертолетных), эксплуатируемых вблизи земли. Как следствие возникают такие отказы, как снижение мощности (рис. 4.8), недопустимый рост температуры газа, поломки ослабленных эрозией лопаток, помпажи. Особенности повреждений, происходящих при попадании пыли в проточную часть двигателя, зависят от размеров пылевых частиц, их минерального состава и т. п. Вследствие больших относительных

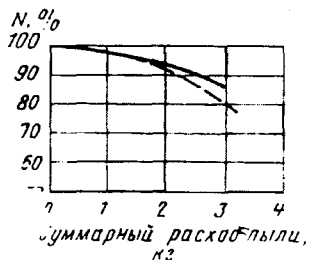


Рис. 4.8. Влияние износа и отложения пыли в проточной части вертолетного двигателя без пылеотделителя на уменьшение мощности:

— — — износ; — — — износ и отложение

скоростей воздуха, поступающего на лопатки, и больших окружающих скоростей столкновение их даже с мелкими твердыми частицами может постепенно приводить к значительному износу (рис. 4.9).

В ряде случаев спекшаяся пыль забивает сопловые аппараты турбины, вызывая помпаж компрессора из-за роста сопротивления сети.

Отказы элементов трансмиссии, узлов опор, системы смазки составляют значительную часть всех отказов ГТД. Сюда относятся разрушения масляных и воздушных уплотнений (контактных, лабиринтных), разрушения подшипников, повышенный расход и уход масла, разрушения элементов суфлирующей системы и т. п. Некоторые из этих отказов достаточно опасны, например, разрушения подшипников (рис. 4.10). Такого рода отказы сразу проявляются в процессе работы двигателя (по росту температуры масла, вибрациям, показаниям сигнализатора стружки в масле) и требуют немедленного выключения двигателя. Другие (например, повышенный износ лабиринтных уплотнений) могут обнаруживаться лишь при обслуживании двигателя, чаще всего — по стружке на маслофильтрах. Все эти отказы требуют в большинстве случаев досрочного снятия и переборки двигателя. Причины отказов под-

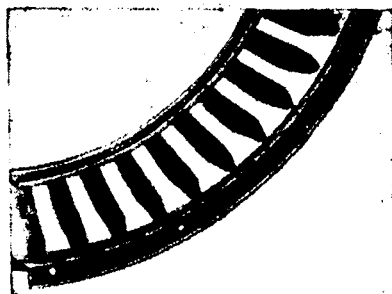


Рис. 4.9. Пылевой износ лопаток спрямляющего аппарата компрессора

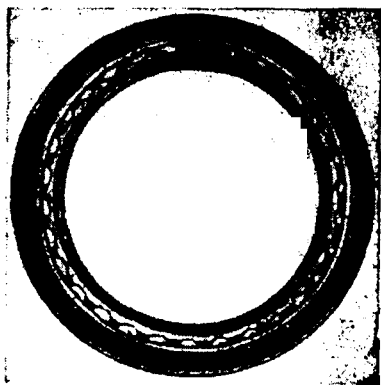


Рис. 4.10. Роликовый подшипник опоры ротора турбины, вышедших из строя из-за масляного голодания

шипниковых узлов, элементов системы смазки, лабиринтов могут быть самого разного характера, как это уже отмечалось на примере разрушения подшипника в § 1.1.

Отказы элементов системы регулирования и топливопитания весьма многообразны как по причинам, так и по их последствиям. Выявляются эти отказы, как правило, в процессе работы двигателя (колебания частоты вращения роторов, невозможность изменения режима двигателя — так называемое «зависание», заброс температуры газа, помпаж компрессора при изменении режима и т. д.). Во многих случаях отказы системы регулирования устраняются в эксплуатации заменой агрегатов или их перерегулированием. Но возможны случаи, когда двигатель приходится досрочно снимать из-за отказов системы регулирования, например, при большом забросе температуры газа.

Можно говорить о трех больших группах причин отказов систем регулирования и топливопитания ГТД. Во-первых, причины части отказов систем регулирования, заключающихся в невыполнении системой заданных функций, связаны с общими факторами, влияющими на надежность любых систем управления (объем выполняемых функций, требования к точности работы системы, структура системы). Во-вторых, большая часть отказов зависит от надежности элементов системы. Причины этих отказов носят индивидуальный характер для разных элементов гидромеханических и электронных систем регулирования и систем топливопитания от механических разрушений насосов различной конструкции до нарушения электрических контактов, пробоев изоляции и т. п. И, в-третьих, ряд общих для многих агрегатов причин отказов зависит от факторов, не связанных непосредственно с конструктивно-производственным совершенством агрегатов регулирования. Рассмотрим некоторые из таких причин.

Недостаточно тонкая фильтрация топлива, заправляемого в расходные баки объекта, на котором используется газотурбинный двигатель, — одна из частых причин отказов систем регулирования. Наличие механических примесей и воды в топливе пагубно сказывается на надежности прецизионных элементов.

Одной из причин повышенного износа и выхода из строя трущихся пар, особенно в плунжерных насосах, является низкая смазывающая способность некоторых топлив. В большой мере это относится к гидроочищенным керосинам, которые в связи с этим должны применяться либо с присадками, повышающими их смазывающие свойства, либо в смеси с прямогонными топливами.

Наконец, общей причиной отказов ряда агрегатов может являться недостаточно высокое качество поставляемых агрегатным заводам комплектующих изделий. Это такие изделия, как мембранные и сильфонные чувствительные элементы, прецизионные малогабаритные подшипники, элементы электронных систем регулирования, резино-технические изделия. Резина используется как для уплотнения соединений подвижных и неподвижных элементов, так и в мембранных чувствительных элементах. При этом к ка-

честву резины предъявляются очень жесткие требования, обеспечение которых является одним из условий повышения надежности агрегатов ГТД.

Из приведенных примеров видно, как разнообразны причины отказов ГТД. Очевидно, что лишь всесторонний многоплановый характер мероприятий по обеспечению надежности газотурбинных двигателей может принести успех в решении этой задачи.

§ 4.2. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПРИЧИН ОТКАЗОВ МЕЖДУ ОСНОВНЫМИ УЗЛАМИ И СИСТЕМАМИ ДВИГАТЕЛЕЙ

Для правильной организации работ по повышению надежности двигателей, рационального построения системы их технического обслуживания и ремонта, обоснованного планирования потребности в запасных частях необходимо знать, как распределяются отказы двигателей между их основными узлами и системами. Сразу отметим, что разные типы отказов (о.н.з., д.с.д., о.у.э.) по разному распределяются между элементами двигателя. Так, максимальная доля отказов, происходящих в процессе работы двигателя, связана с отказами системы регулирования и топливопитания, а большая часть досрочного съема вызывается отказами компрессоров (осевых), турбин и редукторов. Не одинаково и распределение отказов между элементами двигателей разных типов. Однако примерное представление о доле отказов, приходящейся на тот или иной узел или систему газотурбинного двигателя, может быть составлено на основе анализа статистических данных.

Таблица 4.1

Примерное распределение о.н.з. для нескольких типов ТРДД и ТРДФ¹

Система регулирования и топливопитания	20 . . . 60%
Компрессор	2 . . . 20%
Система смазки, узлы подшипников	5 . . . 15%
Система запуска	0 . . . 14%
Приводы агрегатов	2 . . . 10%
Турбина	0 . . . 7%

¹ Распределение по узлам, дающим меньшую долю отказов, в этой и следующих таблицах опущено.

Таблица 4.2

Примерное распределение д.с.д. для нескольких типов ТРДД и ТРДФ

Компрессор	10 . . . 60%
Турбина	3 . . . 20%
Система смазки, узлы подшипников	3 . . . 14%
Система регулирования и топливопитания	0 . . . 13%
Приводы агрегатов	0 . . . 10%
Камера сгорания (основная)	1 . . . 9%

Рассмотрим сначала отказы, проявляющиеся в процессе работы двигателя и приводящие к невыполнению задания. В табл. 4.1. приведены примерные цифры, характеризующие долю ответственности ряда узлов и систем ГТД за основную часть отказов двигателя, полученные по результатам эксплуатации

Таблица 4.3

Примерное распределение всех отказов для нескольких типов ТРДД и ТРДФ

Система регулирования и топливонитания	15 . . . 53%
Система смазки, подшипниковые узлы	1,5 . . . 28,5%
Система запуска	2 . . . 20%
Компрессор	2 . . . 16%

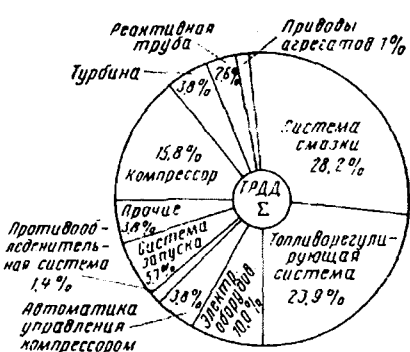


Рис. 4.11. Распределение суммарного числа отказов всех типов по узлам и системам одного из ТРДД

нескольких типов ТРДД и ТРДФ с осевыми компрессорами. Большой объем и сложность функций, выполняемых системой регулирования, значительное число разнообразных сложных агрегатов, в нее входящих, обуславливает и наибольшее число отказов этой системы. Значительный процент отказов двигателей, связанных с отказами осевых компрессоров, во многом объясняется тем, что при очень большом числе лопаток в современных многоступенчатых компрессорах возрастает вероятность встретиться с поломкой одной из них по той или иной причине. Приведенные в таблице данные дают лишь ориентировочное представление о распределении отказов между узлами и системами, так как причины отказов ГТД постоянно меняются под действием ряда факторов, как будет показано в § 4.3. Но то, что наибольшее число отказов газотурбинных двигателей, проявляющихся в процессе их работы, связано с отказами системы регулирования, компрессора и системы смазки, характерно для многих ГТД.

Несколько меняется картина для отказов, приводящих к досрочному съему двигателей. Среди этих отказов, как видно из табл. 4.2, главную долю составляют отказы компрессоров, турбин, систем смазки и подшипников. Многие из них (например, трещины и забоины лопаток) выявляются только при осмотрах двигателей, а не в процессе работы; устранение же их в большинстве случаев требует переборки двигателя, хотя бы частичной.

Материалы табл. 4.2 относятся к безредукторным ГТД. В двигателях с редукторами, например, ТВД, значительный процент д.с.д. (до 30% и даже выше) может определяться отказами элементов редукторов.

Главную долю отказов двигателя опять же дает система регулирования, если рассматривать суммарный поток отказов (табл. 4.3 и рис. 4.11). Мы видим, что в общем потоке отказов ГТД системы регулирования, электрооборудования, смазки и запуска, а также узел компрессора дают основное количество отказов, что должно учитываться при планировании мероприятий по повышению готовности двигателя к работе при выполнении задания объектом, на котором он установлен. К числу таких мероприятий относятся профилактические осмотры и другие формы диагностического контроля (см. гл. 8).

§ 4.3. ИЗМЕНЧИВОСТЬ ПРИЧИН ОТКАЗОВ ГТД

Причины отказов, даже двигателей одного типа, могут сильно изменяться под действием ряда факторов. Поэтому, говоря об отказах, свойственных какому-то двигателю, надо иметь в виду, что эти отказы характерны в конкретных условиях применения, в определенный период ресурсной наработки, на

определенном этапе освоения двигателя в производстве и эксплуатации. Без учета этих обстоятельств будет затруднена выработка эффективных мероприятий по повышению надежности двигателя.

Покажем влияние вышеуказанных факторов на нескольких примерах.

Условия применения двигателя являются одним из наиболее сильно действующих на характер причин отказов факторов. В § 3.4 было показано влияние условий использования двигателей на количественные характеристики надежности ГТД; они влияют также и на изменение причин отказов. Показателем в этом отношении, например, опыт применения вертолетного ГТД Т53-L-13 фирмы «Лайкоминг» в качестве локомотивного двигателя. Трехлетний опыт эксплуатации его на железнодорожном транспорте в ФРГ [69] выявил существенные различия по сравнению с условиями эксплуатации на вертолетах. Наиболее существенными оказались более частые пуски двигателя и продолжительная работа на холостом ходу, которая составила почти 60% общей наработки. На вертолетах двигатель запускался в среднем раз в 2 ч, а на локомотивах в четыре раза чаще. Это повлекло за собой (вследствие частых тепловых ударов) существенное сокращение долговечности деталей горячей части двигателя, появление при умеренных наработках дефектов турбины, не проявлявшихся на вертолете. При длительной работе на холостом ходу падало давление в запорных полостях уплотнений подшипниковых узлов, менялись осевые усилия на подшипниках, что приводило к раннему выходу их из строя; происходило также закоксовывание форсунок. Быстрый сброс и увеличение нагрузок приводил к помпам компрессора. Во время зимней эксплуатации воздушный фильтр забивался снегом. Таким образом, применение вертолетного ГТД на локомотиве обусловило в смысле его надежности возникновение ряда новых проблем.

С другой стороны, характерно, что на этом же двигателе Т-53, установленном на вертолетах UH-1 фирмы «Белл», возник ряд новых отказов при изменении условий эксплуатации вертолета. Сначала вертолет использовался, главным образом, для вспомогательных транспортных целей. Когда его стали использовать в операциях в непригодных для нормального базирования условиях, выявились не встречавшиеся ранее отказы, наиболее серьезные из которых были связаны с пылевой эрозией деталей компрессора и, как следствие, частыми его помпами и поломками. Дефекты по причине пылевой эрозии вызывали отказы, приводящие к досрочному съему двигателей с относительно небольшой средней наработкой на отказ $T_{\text{д.с.л}} \approx 1100$ ч.

Аналогичная ситуация возникает и при изменении условий применения двигателей других типов. Так использование авиационного ГТД в условиях контакта с брызгами морской воды привело через несколько десятков часов эксплуатации к интенсивной коррозии материала лопаток компрессора, хотя они и были выполнены из нержавеющей стали (рис. 4.12). Оказалось, что предел выносливости таких лопаток уменьшился почти в 2,7 раза, что стало приводить к их поломкам.

Использование одного и того же двигателя в разных режимах работы также существенно влияет на перераспределение причин отказов. В табл. 4.4 показано, как изменилось соотношение причин различных отказов ТРДФ при изменении приблизительно в 3 раза длительности полетного цикла и примерно таком же изменении доли ресурсной наработки на максимальном и форсажном режимах. При увеличении длительности полета (сокращении числа циклов за ресурс) и уменьшении времени работы на максимальных режимах одновременно с общим снижением интенсивности отказов практически исчезли отказы таких узлов, как турбина, форсажная камера, резко сократились отказы элементов трансмиссии и подшипниковых узлов, определять надежность двигателя стали в основном отказы агрегатов, которые оказались мало зависящими от режимов работы двигателя.

Причины отказов могут изменяться даже при эксплуатации в одинаковых режимах, но при изменении климатических условий. На одном из турбовинтовых двигателей при больших наработках проявлялся дефект, связанный с поломками деталей узла опоры турбины. Дефект явился следствием снижения прокачки масла в результате закоксовывания подводящих каналов форсуночного

Таблица 4.4

Причины отказов (в % от общего числа) ТРДФ при разных условиях применения

Причины отказов	Короткий полетный цикл	Удаленный в 3 раза полетный цикл
Прогары и разрушения форсажной камеры и реактивного сопла	18,2	0
Отказы элементов маслосистемы, разрушения элементов трансмиссии	18,2	4,7
Отказы агрегатов регулирования и топливопитания	27,3	57
Течи, негерметичности, трещины трубопроводов	17,2	19
Разрушения элементов проточной части компрессора	7,1	5
Разрушения элементов турбины	3,0	0
Разрушения приводов	1,0	4,8
Прогары и разрушения элементов камеры сгорания	3,0	0
Прочие причины	5	9,5
Итого	100%	100%



Рис. 4.12. Лопатка компрессора, работавшая в контакте с брызгами морской воды

кольца, а также отложений кокса на элементах подшипника из-за повышения его температуры вследствие тепловых потоков от горячих элементов конструкции после останова двигателя [38]. Анализ статистических данных показал, что эти отказы происходят в основном (85,5%) у двигателей, установленных на самолетах, эксплуатирующихся в южных районах и средней полосе (рис. 4.13). Это объясняется тем, что климатические тепловые воздействия в южных районах ухудшают эффективность воздухо-мас-

ляного радиатора при работе двигателей на земле, способствуя коксованию каналов форсунок, а также благоприятствуют несколько более высокому прогреву узла опоры после останова двигателя. Отсюда очевидно, что в газотурбинных двигателях, предназначенных для работы в жарких условиях, следует применять дополнительные средства для охлаждения масла.

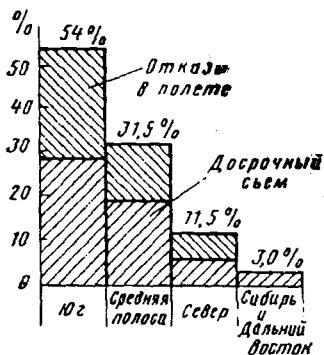


Рис. 4.13. Распределение по климатическим зонам относительного количества отказов ТВД из-за дефектов опор турбины

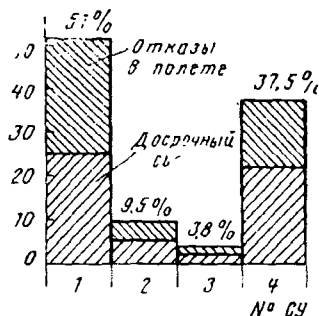


Рис. 4.14. Распределение отказов ТВД из-за дефектов опор турбины по силовым установкам (СУ) самолета

Характерно, что рассматриваемый отказ узла опоры турбины ТВД происходит в 8—10 раз чаще на двигателях крайних силовых установок четырехдвигательного самолета (рис. 4.14) из-за несколько худших условий охлаждения масла в радиаторах крайних установок, так как они находятся на 1,5 м дальше от плоскости винтов, чем внутренние. Следовательно, причины отказов двигателей могут зависеть даже от различий в компоновке разных силовых установок одного самолета.

Период ресурсной наработки существенно влияет на причины отказов двигателей. Очевидно, что отказы износного характера, связанные с накоплением повреждений элементов конструкции, проявляются главным образом при большой ресурсной наработке. На рис. 4.15 для примера показано, как изменялась доля износных отказов двух узлов одного из ТВД после выработки половины установленного ресурса. Отказы, вызванные малоцикловой усталостью, износом, накоплением усталостных повреждений при высокой вибрационной напряженности, коррозионными и эрозийными повреждениями и другими подобными причинами, требующими длительной наработки для своего развития, практически не проявляются в начальный период выработки двигателем ресурса. Моделью возникновения таких отказов может служить схема, показанная на рис. 4.16. Если рассматривать, например, конкретный отказ — износ шлиц рессоры, передающий момент от вала турбокомпрессора на редуктор, — то под кривой 1 на рис. 4.16 надо понимать допустимый крутящий момент, величина которого

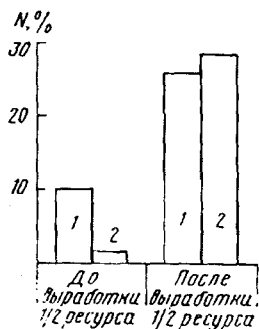


Рис. 4.15. Диаграмма, характеризующая количество отказов двигателей (N) в процентах от общего числа отказов, досрочно снятых из-за износных отказов редуктора (1) и турбины (2) в разные периоды ресурсной наработки

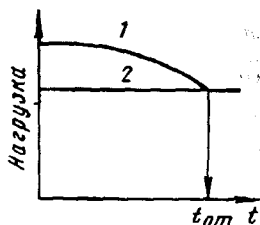


Рис. 4.16. Схема возникновения износного отказа: 1 — допустимая нагрузка; 2 — действующая нагрузка

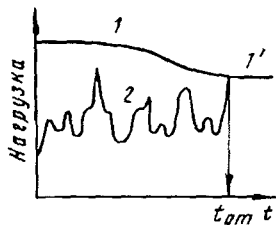


Рис. 4.17. Схема релаксации (1 и 2 то же, что и на рис. 4.16)

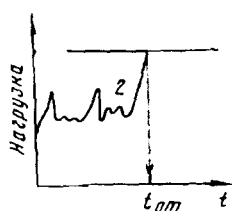


Рис. 4.18. Схема внезапного отказа (1 и 2 то же, что и на рис. 4.16)

уменьшается по мере износа шлиц, а под кривой 2 — предельно возможную (при действующих ограничениях по частоте вращения ротора и температуре газа перед турбиной или расходу топлива) величину крутящего момента. При снижении величины допустимого крутящего момента до уровня действующего произойдет поломка, что соответствует на рис. 4.16 моменту наработки $t_{от}$. Часто накопление повреждений не обязательно ведет к отказу, а лишь увеличивает его вероятность. Пусть, например, в результате эрозийного износа лопаток компрессора и выветривания уплотнения в радиальном зазоре уменьшается запас газодинамической устойчивости двигателя с уровня 1 до уровня 1' на рис. 4.17. Предположим, что в дальнейшем условия эксплуатации таковы, что запас (допустимая газодинамическая возмущающая нагрузка) остается на уровне 1'. Если в этот период эксплуатации не возникнет возмущений, превышающих уровень 1', отказа не произойдет; если газодинамические возмущения (кривая 2 на рис. 4.17) в какой-то момент наработки $t_{от}$ превзойдут этот уровень — произойдет отказ (потеря газодинамической устойчивости в рассматриваемом примере). Такую схему возникновения отказа иногда называют схемой релаксации.

Подобного рода причины отказов еще не имеют места, пока допустимые нагрузки (запасы работоспособности) еще не начали снижаться вследствие накопления повреждений. До возникновения износных отказов, т. е. в период нормальной эксплуатации номенклатура причин отказов весьма разнообразна и в ряде случаев трудно предсказуема. Примеры таких отказов: обледенение входных элементов компрессора с последующим срывом льда в проточную часть и повреждением лопаток; «зависание» двигателя из-за заедания одного из золотников в гидромеханической системе регулирования при попадании под него какой-то посторонней частицы, например, оставшейся производственной стружки; помпаж из-за неожиданного внешнего возмущения, например, атмосферного порыва; обрыв лопатки, поврежденной вследствие удара посторонним предметом, попавшим на вход в двигатель, и т. д. Иначе говоря, это в основном отказы, связанные с тем или иным воздействием на двигатель, не учтенным при его проектировании и доводке. Модель возникновения таких отказов соответствует схеме на рис. 4.18. Если, например, как и на рис. 4.17, рассматривается газодинамическая устойчивость, то кривая 1 характеризует уровень допустимых возмущений. Когда (при $t_{от}$) в процессе эксплуатации встретится газодинамическое возмущение, превосходящее допустимое, величина которого в рассматриваемом случае неизменна, произойдет помпаж. По мере увеличения наработки двигателей к отказам такого рода добавляется все больше и больше отказов, связанных с накоплением повреждений, которые при большой величине ресурса могут стать доминирующими.

Период эксплуатации двигателей данного типа также является фактором, влияющим на причины отказов. По мере накопления опыта эксплуатации с ростом $t_{от}$ происходит постоянное совершенствование двигателя, обеспечиваемое различными мероприятиями конструктивного, технологического и эксплу-

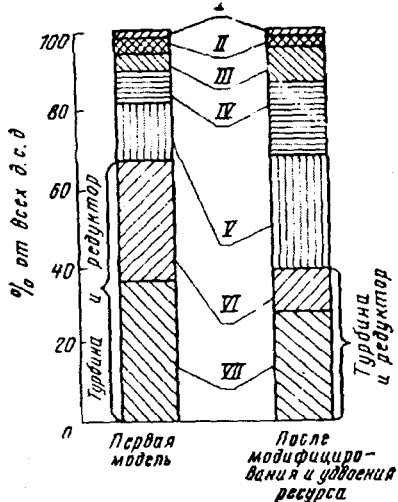


Рис. 4.19. Распределение причин д.с.д. (в процентах от общего числа) турбовинтового двигателя до и после модифицирования:

I—прогары и разрушения элементов камеры сгорания; II—трещины и разрушения трубопроводов; III—разрушение деталей компрессора; IV—отказы агрегатов регулирования; V—отказы и разрушения элементов трансмиссии и маслосистемы; VI—разрушение элементов турбины; VII—разрушения элементов редуктора и лобового картера

атационного характера, приводящими к росту его надежности (см. рис. 3.17). В результате изменяются и причины отказов, что особенно заметно при модифицировании двигателя, как раз и призванном в большинстве случаев устранить причины тех или иных отказов, выявляемых при эксплуатации. Примером изменения структуры причин отказов при модифицировании двигателя является диаграмма, показанная на рис. 4.19. Если, например, в начальный период эксплуатации двигателя данного типа при небольшом его ресурсе около 30% отказов, приводящих к досрочному съему, было связано с отказами узла турбины, то после модифицирования двигателя с целью увеличения его ресурса этих отказов стало менее 10%, зато заметно возросла доля отказов агрегатов.

Опыт эксплуатации двигателей разных типов показывает, что с ростом суммарной наработки парка двигателей t_3 структура причин отказов меняется под влиянием, во-первых, изменений, вносимых в двигатель, а, во-вторых, в связи с ростом его ресурса и «старением» парка и связанным с этим, в свою очередь, изменением преобладающих причин отказов. В связи с указанными обстоятельствами должны различаться и конкретные инженерные решения, направленные на повышение надежности новых двигателей и двигателей, эксплуатирующихся в течение длительного периода времени.

§ 4.4. ОСНОВНЫЕ ПУТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ ГТД

Пути и методы обеспечения надежности газотурбинных двигателей являются функцией тех основных особенностей этого типа машин, которые определяют их с позиций теории и практики надежности. Ряд этих особенностей присущ не только ГТД, но характерен и для других технических устройств. Но весь комплекс отличительных свойств ГТД определяет совокупность методов обеспечения надежности, наиболее рациональных для машин этого типа.

Рассмотренные выше количественные и качественные закономерности изменения надежности ГТД и их элементов, анализ требований, которым должны отвечать двигатели этого типа, и условий их применения позволяют сформулировать ряд свойственных им особенностей.

Как следует из предыдущих параграфов настоящей главы, ГТД свойственны многообразие и изменчивость причин отказов. Круг физических причин отказов ряда технических устройств, например, даже очень сложных радиоэлектронных

устройств, уже в силу меньшего многообразия процессов, в них происходящих.

Газотурбинным двигателям присуща сильная зависимость надежности от условий применения, которые во многих случаях, например, при использовании ГТД на различных транспортных средствах, могут изменяться в очень широких пределах. Заметим, что эта особенность отличает транспортные и авиационные двигатели от стационарных. Материалы гл. 3, в частности, статистические модели (3.43), (3.44) и (3.45) показывают, как сильно зависит надежность ГТД от условий их использования.

Следующей особенностью ГТД являются жесткие требования недопустимости некоторых видов отказов (например, разрушений турбинных дисков) в силу большой опасности их последствий для большинства систем, элементом которых является ГТД.

Далее, важной особенностью ГТД является их малая схемная и весовая избыточность. Как отмечалось выше, схемная избыточность возможна практически лишь в системах регулирования двигателей, а жесткие весовые и габаритные ограничения для многих транспортных и всех авиационных ГТД приводят обычно к высокой напряженности всех элементов конструкции.

Одной из отличительных особенностей ГТД является также трудность стандартизации основных элементов конструктивной схемы и проточной части двигателя. С точки зрения надежности целесообразно использовать в конструкции хорошо отработанные и проверенные стандартные решения и элементы. Однако ГТД относятся, как правило, к дорогостоящим изделиям с большим сроком службы, новое поколение которых создается лишь тогда, когда требуется существенное техническое совершенствование двигателя и соответственно новые решения для всех определяющих элементов.

К числу характерных особенностей ГТД, как и многих других механических устройств, относятся, как было уже показано выше, очень большие величины наработки на некоторые виды отказов. При средней наработке ГТД в несколько десятков тысяч часов на любой отказ, приводящий к невыполнению задания, отдельные отказы встречаются в среднем один раз на сотни тысяч часов наработки. Так, на одном из типов двигателей встречалось разрушение зубьев рессоры привода редуктора с наработкой парка на один такой отказ порядка $(0,3 \dots 0,5) \cdot 10^6$ ч.

Важнейшей особенностью ГТД является достаточно большое время их функционирования. Для ряда ГТД обычным является назначенный ресурс в 20...30 тыс. ч и даже более.

С точки зрения обеспечения надежности ГТД существенна их принадлежность к классу устройств, отличающихся многократностью действия, периодическим обслуживанием и ремонтами. Очевидно, что методы обеспечения надежности устройств одноразового действия и газотурбинных двигателей многократного применения должны быть различными.

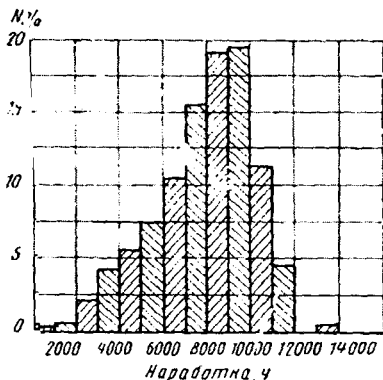


Рис. 4.20. Диаграмма распределения парка ГТД одного типа по наработке (на фиксированный момент времени)

Следующая особенность ГТД — статистическая неоднородность парка, проявляющаяся обычно при относительно больших масштабах производства и длительном периоде выпуска двигателей. Часто двигатель претерпевает несколько существенных модифицирований, связанных с его совершенствованием. Если при этом сохраняется взаимозаменяемость модификаций, то в силу неравномерности выработки ресурса отдельными экземплярами парк наполняется двигателями разных серий с существенными конструктивно-технологическими отличиями. Но и при отсутствии заметных изменений у выпускаемых двигателей парк их со временем становится неоднородным в смысле «возраста» эксплуатируемых двигателей — в эксплуатации находятся двигатели с самой разной величиной ресурсной наработки. График на рис. 4.20 иллюстрирует это положение на примере одного из ГТД.

Наконец, существенной особенностью является обратная связь эксплуатации с производством, определяющая постоянное совершенствование двигателя данного типа, показанная в § 3.4. Эта связь четко выражена для авиационных ГТД; она желательна для всех типов газотурбинных двигателей в целях систематического устранения их дефектов, выявляющихся в процессе развернутой эксплуатации.

Итак, для ГТД характерны:

- 1) многообразие и изменчивость причин отказов;
- 2) сильная зависимость надежности от условий применения;
- 3) требования недопустимости некоторых видов отказов;
- 4) малая схемная и весовая избыточность;
- 5) трудность стандартизации основных элементов;
- 6) большие величины наработки на отказ;
- 7) большое время функционирования;
- 8) многократность действия, периодические обслуживания и ремонты;
- 9) неоднородность парка;
- 10) обратная связь эксплуатации с производством (совершенствование двигателя).

Эти особенности ГТД позволяют сформулировать несколько характерных направлений обеспечения надежности двигателей в процессе их создания.

Так, сильная зависимость причин отказов и уровня их интенсивности от условий применения требует тщательного учета этих

условий при проектировании двигателя. Например, если предполагается использовать двигатель в условиях запыленных районов, должны быть приняты меры для защиты его проточной части от вредного влияния пыли; частые смены режимов, определяющие малоцикловую усталость, должны учитываться при оценке долговечности роторных деталей проектируемого двигателя; широкий диапазон изменения внешних температур, влияющий на потребные запасы газодинамической устойчивости, должен лечь в основу выбора этих запасов при проектировании и т. п. Поэтому правильный выбор системы расчетных случаев в зависимости от назначения и условий применения двигателя, т. е. тех условий, в которых должна обеспечиваться работоспособность двигателя, является одним из главных требований обеспечения надежности ГТД в процессе проектирования.

Малая схемная и весовая избыточность, жесткие габаритные ограничения при одновременном требовании высокой надежности (по некоторым отказам — 100%-ной) требуют очень обоснованного выбора запасов работоспособности. Невозможность назначения больших запасов приводит в свою очередь к необходимости обязательной экспериментальной проверки достаточности выбранных запасов.

Невозможность в большинстве случаев применить для основных элементов конструкции новых двигателей наиболее отработанные стандартные решения требует поиска и использования специфичных пригодных для ГТД методов стандартизации и унификации.

Большое разнообразие причин отказов, потенциальная возможность отказа почти любого из элементов и агрегатов двигателя, сильная зависимость надежности ГТД от условий его применения при высоких требованиях к надежности обуславливают необходимость проверки уровня надежности опытного двигателя с учетом возможных в эксплуатации внешних воздействий и нагрузок. Но большие (иногда чрезвычайно большие) величины наработки на многие виды отказов практически исключают постановку целенаправленных испытаний опытных ГТД для получения достаточно достоверных количественных характеристик их надежности. Поэтому должны использоваться специальные испытания, которые будучи относительно непродолжительными, позволяли бы достаточно обоснованно судить о надежности двигателя в ожидаемых условиях его применения.

Исключительно большие времена функционирования многих газотурбинных двигателей практически исключают экспериментальную проверку их фактической долговечности в натуральном масштабе времени. При назначенном ресурсе в 2С...30 тыс. ч такая проверка растянулась бы на многие годы. Даже испытания в пределах межремонтного ресурса порядка 600С...800С ч требует десятков месяцев. Поэтому необходимо проведение ускоренных испытаний, эквивалентных длительным по исчерпанию ресурса основным узлов и деталей.

Необходимость ремонта и обслуживания, потребность внесения улучшающих мероприятий в парк эксплуатируемых двигателей, без чего невозможна эффективная реализация обратной связи эксплуатации с промышленностью, требуют высоких ремонтпригодности и эксплуатационной технологичности ГТД. Неоднородность парка, особенно при больших величинах наработки двигателей в эксплуатации, вызывает необходимость индивидуального контроля состояния каждого экземпляра в парке двигателей, что невозможно без высокого уровня их контролепригодности.

Наконец, невозможность в большинстве случаев назначения больших запасов работоспособности требует неперменного сохранения уровня этих запасов (особенно — запасов прочности) в процессе серийного производства и ремонта двигателей, требует высокой стабильности свойств серийных двигателей.

На основании вышеизложенного можно сформулировать, какими основными путями должна обеспечиваться надежность газотурбинных двигателей в процессе их создания.

1. Учет в процессе проектирования всех условий применения двигателя (внешних воздействий, времени функционирования, режимов работы), что означает использование при проектировании системы расчетных случаев, в максимальной мере исключающих возникновение в процессе нормальной эксплуатации нерасчетных для двигателя условий нагружения.

2. Всесторонне обоснованный выбор запасов работоспособности деталей, элементов и систем двигателя и экспериментальная проверка их достаточности.

3. Поиск и применение специфичных для ГТД методов унификации и стандартизации.

4. Использование системы специальных кратковременных испытаний для оценки надежности опытного двигателя и его систем в ожидаемых условиях эксплуатации.

5. Проверка долговечности двигателя и его элементов с помощью эквивалентных длительным ускоренных ресурсных испытаний.

6. Создание конструкций, обладающих высокими ремонтпригодностью, эксплуатационной технологичностью и контролепригодностью.

7. Сохранение в процессе серийного производства и восстановление при ремонте заложенных в конструкцию двигателя запасов работоспособности.

В последующих главах эти вопросы рассматриваются более подробно.

Обеспечение надежности двигателей при их создании, производстве и эксплуатации

Глава 5

Обеспечение надежности ГТД при их проектировании

§ 5.1. УЧЕТ УСЛОВИЙ ПРИМЕНЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ И ВЫБОР ЗАПАСОВ РАБОТОСПОСОБНОСТИ

При проектировании двигателя закладываются основные его свойства, которые позволяют получить при его эксплуатации тот или иной уровень надежности и ресурса. Эти свойства зависят и от конструкции основных узлов и элементов, и от выбранного уровня прочности нагруженных деталей, и от характеристик использованных материалов, и от значений параметров, характеризующих рабочий процесс в основных элементах двигателя. При этом важнейшими условиями обеспечения надежности ГТД в процессе его проектирования, как было указано в § 4.4, являются учет ожидаемых условий применения двигателя и правильный выбор запасов его работоспособности. Оба эти вопроса связаны между собой. Запасы работоспособности характеризуют ту меру превышения воздействий на двигатель и его элементы над максимально возможными при нормальной эксплуатации, которая является предельной, критической. Дальнейшее превышение уровня воздействий выводит двигатель из строя.

Величины запасов работоспособности должны быть такими, чтобы обеспечить нормальное функционирование двигателя во всех заданных условиях применения при возможном разбросе свойств его элементов и уровня воздействующих на них нагрузок. При этом любые запасы работоспособности, будь то запасы прочности, запасы газодинамической устойчивости, запасы мощности пускового устройства и т. д., ведут к нежелательной весовой и габаритной избыточности. Поэтому для выбора оптимальной величины того или иного запаса работоспособности (т. е. величины запаса, обеспечивающей потребную надежность изделия без чрезмерной его избыточности) требуется всесторонний анализ тех факторов, в связи с влиянием которых необходимо введение запаса. Здесь возникают два основных вопроса. Во-первых, на какие условия применения должен быть рассчитан двигатель, т. е. какие воздействия он должен благополучно выдерживать при нормальной эксплуатации. Во-вторых, какие величины запасов должны

быть даны сверх требуемых для нормальной эксплуатации (на неучтенные при расчете разбросы свойств двигателя и действующих на него нагрузок, на неточность применяемых методов расчета и т. п.). Так как одновременно в процессе проектирования должны обеспечиваться нужные характеристики двигателя при минимальных его габаритных размерах и массе, то задача сводится к задаче оптимального проектирования, т. е. выбора наилучшего варианта конструкции среди множества возможных. Сколько-нибудь полное решение этой задачи становится возможным лишь при автоматизированном (машинном) проектировании с использованием мощных ЭВМ. В процессе оптимизации должны удовлетворяться определенные ограничения, в качестве которых выступают условия прочности и работоспособности на всех потребных режимах использования, критические режимы (потеря газодинамической устойчивости, критические частоты вращения) и т. п. Машинное проектирование позволяет получить конструкцию, обладающую при наложенных ограничениях наилучшими свойствами, например, ротор наименьшей массы. Но и при машинном проектировании основные решения, в том числе касающиеся характера ограничений и величины потребных запасов, принимаются проектирующими. Поэтому дать какое-то общее формализованное описание этого процесса в настоящее время невозможно. В связи с этим проиллюстрируем подход к учету условий применения ГТД при их проектировании и выбору запасов работоспособности на нескольких примерах из инженерной практики проектирования двигателей.

Выбор потребного запаса газодинамической устойчивости авиационного ГТД

Устойчивость компрессора в системе двигателя оценивают критерием устойчивости

$$K_y = (\pi_k^* / G_{в.пр})_{гр} / (\pi_k^* / G_{в.пр})_{раб}, \quad (5.1)$$

где π_k^* и $G_{в.пр}$ — степень повышения полного давления в компрессоре и приведенный расход воздуха соответственно, а индексы «гр» и «раб» означают, что π_k^* и $G_{в.пр}$ взяты или на границе помпажа, или на линии рабочих режимов (рис. 5.1). Запас устойчивости (в процентах) равен

$$\Delta K_y = (K_y - 1) \cdot 100\%. \quad (5.2)$$

Примерное протекание запаса устойчивости по относительным приведенным частотам вращения показано на рис. 5.2. Обычно максимальная располагаемая величина ΔK_y доходит до 20...25%, а минимальная величина запаса на практике редко бывает ниже ~10%. Очевидно, что чем выше ΔK_y , тем больше переразмерен компрессор, тем больше ступеней приходится делать для получения того же π_k^* на рабочих режимах. Рассмотрим, для чего же

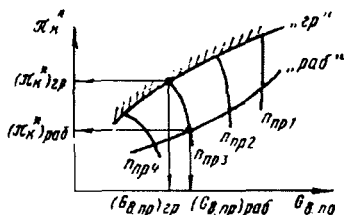


Рис. 5.1. Типичная характеристика компрессора ($n_{пр\ i}$ — линии постоянных приведенных частот вращения)

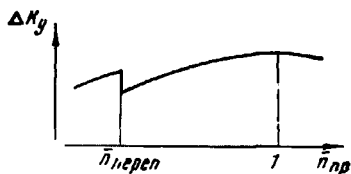


Рис. 5.2. Примерное протекание запаса устойчивости по $\bar{n}_{пр} = n_{пр}/(n_{пр})_{расч}$ ($n_{пер}$ — относительная частота вращения, при которой открывается перепуск воздуха)

нужен запас устойчивости и какие факторы определяют его требуемую величину.

Значительная часть запаса устойчивости используется при даче двигателю приемистости. Избыток топлива (по отношению к количеству, необходимому для поддержания равновесного режима), подаваемый в двигатель при приемистости и обеспечивающий разгон ротора, обуславливает сдвиг рабочей линии в сторону границы помпажа (рис. 5.3).

Существенно влияет на устойчивость компрессора характер поля скоростей и давлений на входе в него. Неравномерность поля может приводить к нерасчетному обтеканию лопаток компрессора на отдельных участках, приближающемся к срывному режиму. В условиях же эксплуатации невозможно обеспечить абсолютной равномерности поля перед компрессором. На сверхзвуковых самолетах с неосесимметричными воздухозаборниками неравномерность поля обусловлена самой структурой потока; даже в осесимметричных сверхзвуковых заборниках характер течения таков, что всегда имеется определенная неравномерность поля скоростей в конце канала. На дозвуковых самолетах при полете с углами атаки или скольжения из-за несимметричного обтекания входа также возникает неравномерность потока перед компрессором. Неравномерность поля могут вызвать атмосферные порывы.

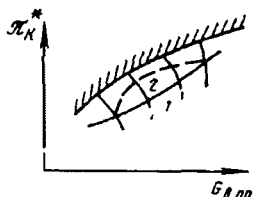


Рис. 5.3. Сдвиг рабочей линии на характеристике компрессора при приемистости: 1—равновесные режимы; 2—разгон

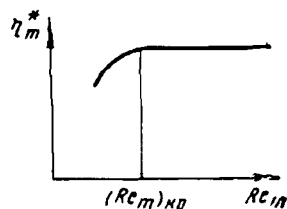


Рис. 5.4. Изменение к.п.д. турбины по числу Рейнольдса $[(Re_{т})_{кр}$ — критическая величина характерного для турбины числа Рейнольдса]

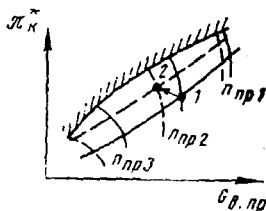


Рис. 5.5. Смещение напорных веток и рабочей линии на характеристике компрессора при снижении Re :

1—2—перемещение рабочей точки при переходе в неавтомоделную по Re область: — — — рабочая линия и напорные ветки в автомоделной области; — — — — — то же в неавтомоделной области

На больших высотах полета с умеренными скоростями плотность рабочего тела по всему тракту двигателя в несколько раз меньше, чем при работе на земле. Это приводит к снижению чисел Рейнольдса, характеризующих течение в элементах проточной части, так как

$$Re = \omega l / \nu, \quad (5.3)$$

где ω — скорость, l — характерный размер, а ν — коэффициент кинематической вязкости, резко возрастающий при уменьшении плотности газа. В области низких чисел Re , начиная с определенных критических их значений, происходит снижение к.п.д. элементов двигателя (рис. 5.4), в первую очередь — турбины и компрессора. Вследствие снижения η_k^* и η_r^* возрастает температура газа, так как регулятор топлива для поддержания неизменной частоты вращения увеличивает подачу топлива, чтобы обеспечить равенство работ турбины и компрессора при худших их к.п.д. Рост T_r^* приводит к сдвигу линии рабочих режимов в сторону границы помпажа. Кроме того, в неавтомоделной области снижение Re сопровождается уменьшением приведенного расхода воздуха через компрессор и линии $\pi_{пр} = \text{const}$ на характеристике компрессора сдвигаются влево. В результате рабочая точка на характеристике компрессора сдвигается влево и вверх по сравнению с ее положением в автомоделной области и запас устойчивости снижается (рис. 5.5).

Разные экземпляры двигателей имеют неодинаковый запас устойчивости в силу производственных отклонений, даже в пределах допусков, в размерах и форме элементов проточной части двигателя. Поэтому при создании двигателя необходимо предусмотреть дополнительную величины запаса, чтобы экземпляры двигателей, имеющие наименьшие запасы устойчивости, были гарантированы от помпажа во всех эксплуатационных ситуациях.

Не останавливаясь на целом ряде других факторов, влияющих на устойчивость¹, отметим, что потребные запасы, определяемые каждым отдельным фактором, называют частичными потребными запасами устойчивости (ΔK_y). Эти частичные потребные запасы и должны определяться при проектировании двигателя для воз-

¹ Заметим, что и неавиационные ГТД требуют определенных запасов ΔK_y в связи с эксплуатационными факторами: транспортные ГТД в связи с пылевой эрозией, судовые — с солевыми отложениями из-за попадания морской воды и т. д. Поэтому рассматриваемый пример авиационного ГТД в методическом плане может быть распространен на двигатель любого типа.

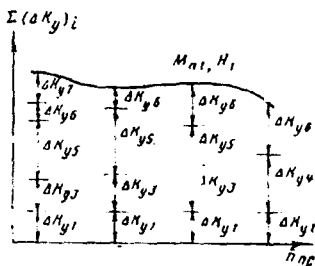


Рис. 5.6. Кривая к определению потребных запасов устойчивости для одного расчетного случая (одного режима полета)

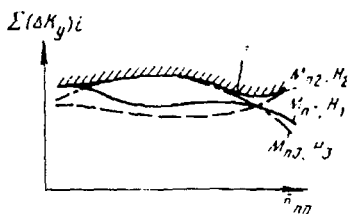


Рис. 5.7. Кривые к определению потребного запаса устойчивости с учетом всех расчетных случаев:

1 — потребный запас

можных в эксплуатации режимов полета и работы двигателя, характеризующихся, например, величиной $\bar{n}_{пр}$. На разных режимах величины $(\Delta K_y)_i$ различны. Некоторые $(\Delta K_y)_i$ такие, например, как запас на производственный разброс (величина его составляет примерно 2%), должны учитываться на всех режимах полета. Другие, например, запас на влияние снижения Re — только на больших высотах полета, т. е. там, где влияющий фактор имеет место (величина $\Delta K_{y_{Re}}$ для малоразмерных ГТД может достигать 5...7%). Таким образом, для разных высот и скоростей полета получается разная сумма частичных запасов при каждом значении $\bar{n}_{пр}$. Не все факторы одинаково действуют и при разных $\bar{n}_{пр}$ (например, при максимальной частоте вращения запас на приемистость, естественно, не нужен). Подсчитав для ряда приведенных частот вращения суммы частичных потребных запасов устойчивости на одном режиме полета, можно построить зависимость типа показанной на рис. 5.6. Такие зависимости строятся для нескольких расчетных случаев (характерных режимов): для взлета ($H=0$, $M_{п}=0$), максимальной скорости полета, минимально возможной скорости полета на максимальной высоте и т. п. Строя затем огибающую полученных кривых (рис. 5.7), можно получить зависимость, определяющую потребные запасы устойчивости, которыми должен обладать двигатель с учетом всех возможных условий эксплуатации.

Так как разброс свойств двигателя в рассматриваемом случае учтен специальным частичным потребным запасом, то полученное значение $\sum(\Delta K_y)_i$ можно лишь немного увеличить (обычно на 2...3%), имея в виду компенсацию возможной неточности оценок частичных запасов. Очевидно, что в рассмотренном примере существенным моментом является правильная оценка величины каждого из потребных частичных запасов устойчивости. Такая оценка может быть сделана только на базе накопленного опыта и обобщения экспериментальных данных.

В заключение подчеркнем, что в приведенном примере выбор достаточных запасов при недопущении излишней избыточности достигается оценкой каждого воздействующего на устойчивость фактора во всех возможных условиях работы двигателя.

Определение запасов прочности лопаток турбин

Рассмотрим теперь подход к учету возможных в эксплуатации условий нагружения на примере прочностных расчетов лопаток газовых турбин. Очевидно, что для достижения необходимой надежности ГТД решающее значение имеет обеспечение высокой конструкционной прочности его деталей. С этой целью предусматриваются определенные запасы прочности основных деталей. Так как все разрушения можно условно разделить на статические и усталостные, то определяют обычно и два вида запасов прочности. Запасом статической прочности оценивается прочность деталей при действии центробежных и газовых сил стационарного характера, запасом усталостной прочности оценивается прочность деталей при действии переменных напряжений.

Для деталей, работающих при высоких температурах, каковыми являются лопатки турбин, запас статической прочности определяется как

$$k = \sigma_{B/l}^T / \sigma_{\max}, \quad (5.4)$$

где $\sigma_{B/l}^T$ — длительная прочность материала при работе в течение времени l при температуре T , т. е. напряжение, разрушающее материал детали при наступлении указанных условий; $\sigma_{\max}$ — наибольшее напряжение в детали.

Запас усталостной прочности может по разному определяться в зависимости от характера изменения действующих нагрузок. Для симметричного цикла напряжения

$$k_v = \sigma_{-1} / \sigma_{v \max}, \quad (5.5)$$

где σ_{-1} — предел выносливости при симметричном цикле, т. е. наибольшее переменное напряжение, при котором материал детали, не разрушаясь, выдерживает определенное число циклов при заданной температуре; $\sigma_{v \max}$ — амплитуда наибольших действующих напряжений. Так как расчетное определение переменных напряжений в лопатках в процессе проектирования ГТД с требуемой точностью часто затруднено, окончательная оценка запасов усталостной прочности делается в процессе опытной доводки на основе тензометрирования.

Как переменные напряжения в лопатках, так и пределы выносливости имеют статистическую природу, так как зависят от ряда случайных факторов. Например, уровень переменных напряжений зависит от неравномерности газового потока, от демпфирования в замках лопаток и др. Можно показать, что запас усталостной прочности непосредственно связан с вероятностью разрушения. На рис. 5.8 показано в общем виде распределение переменных напряжений в лопатках одного венца, которое может быть получено тензометрированием многих лопаток данной ступени, и распределение пределов выносливости, ко-

торое может быть определено в результате усталостных испытаний большого числа образцов. В случае пересечения кривых (точка P) переменные напряжения равны пределу выносливости. Когда $\sigma_v > \sigma_p$ и $\sigma_{-1} < \sigma_p$, происходит разрушение. Его вероятность

$$P_{\text{разр}} = P(\sigma_v > \sigma_p) P(\sigma_{-1} < \sigma_p). \quad (5.6)$$

т. е. равна произведению величины площадей A и B на рис. 5.8. Мы рассмотрели для простоты условный пример определения $P_{\text{разр}}$. В действительности условие разрушения $\sigma_v > \sigma_{-1}$ может иметь место и когда обе эти величины (σ_v и σ_{-1}) меньше, и когда обе больше, чем σ_p .

Обычно при оценке по формуле (5.5) запаса усталостной прочности лопаток в качестве величин σ_{-1} берется наименьшее допустимое по техническим условиям значение предела выносливости $\sigma_{-1 \min}$ (см. рис. 5.8). По опыту тензометрирования оценивается максимальная величина $\sigma_{v \max}$ для лопаток ступени, т. е. запас определяется как $k_v = \sigma_{-1 \min} / \sigma_{v \max}$. Из рис. 5.8 видно, что с увеличением k_v центры распределений σ_v и σ_{-1} удаляются друг от друга и площади A и B (а следовательно, и вероятность разрушения) уменьшаются. При известных распределениях не сложно получить связь между k_v и $P_{\text{разр}}$.

И действующие, и допустимые напряжения в выражениях (5.4) и (5.5) существенно меняются в зависимости от режимов работы и условий эксплуатации, что делает необходимым учет этих факторов при определении запасов прочности турбины. В качестве примера рассмотрим оценку запасов статической прочности турбинных лопаток.

Центробежные силы вызывают в рабочих лопатках турбин напряжения растяжения, изгиба и кручения. Зависимость напряжений, вызываемых центробежными силами, от режима работы двигателя очевидна — они пропорциональны квадрату частоты вращения. Газодинамические силы вызывают напряжения изгиба и кручения. Величина и распределение этих напряжений по длине и профилю лопатки зависят от характера газодинамических сил, определяемых, в свою очередь, режимами работы турбины и внешними условиями работы двигателя (например, плотностью рабочего тела на входе в двигатель). Кроме того, в лопатках возникают еще температурные напряжения из-за неравномерного нагрева поперечного сечения, особенно при изменении температурного режима.

Запас статической прочности оценивается по отношению к суммарным напряжениям растяжения и изгиба. Напряжениями кручения обычно пренебрегают. При этом расчеты делаются для различных режимов работы двигателя.

При расчете запаса прочности определяются частные запасы прочности k_i на различных режимах:

$$k_i = (\sigma_{B/i})_i / (\sigma_{\max})_i. \quad (5.7)$$

Расчеты делаются для нескольких сечений лопатки и нескольких гочек профиля на каждом из рассматриваемых режимов. На

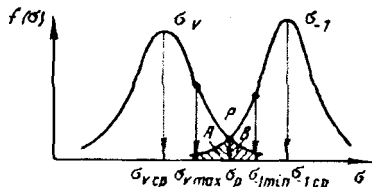


Рис. 5.8. График к определению вероятности разрушения лопатки при действии переменных напряжений

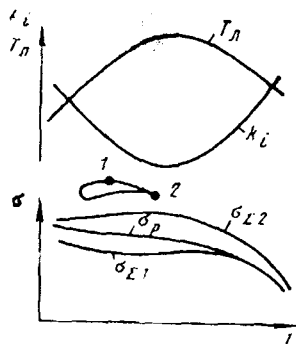


Рис. 5.9. Примерное протекание по длине лопатки температуры лопатки $T_{\text{л}}$, частного запаса ее прочности k_i , напряжения растяжения σ_p и суммарных напряжений σ_{Σ} (растяжения и изгиба) в двух точках профиля для фиксированных режимов и внешних условий работы ГТД

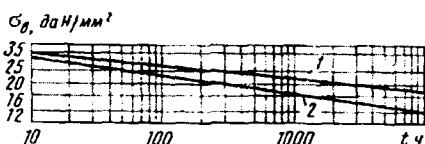


Рис. 5.10. Примерные зависимости для длительной прочности сплава ХН70ВМТЮ (ЭИ617):

1 — $T=1070$ К; 2 — циклические нагружения (длительность выдержки при 1070 К—2 ч, нагрев до 1170 К в течение 0,5 ... 2 мин)

рис. 5.9 показано примерное протекание величин k_i и температуры лопатки по ее длине для одного режима, а также распределение напряжений растяжения и суммарных напряжений растяжения и изгиба в двух точках профиля. При изменении режима меняются и уровень напряжений и положение наиболее нагруженной точки. Методика окончательного расчета запаса прочности основана на суммировании повреждаемости материала лопатки при работе ее на разных режимах и сводится к определению так называемого эквивалентного запаса прочности. При этом главным условием для выбора достаточного запаса является нахождение наиболее неблагоприятного сочетания режимов с учетом фактических температур разных участков пера и замка лопатки.

С другой стороны, для правильного выбора запаса прочности турбинной лопатки необходимо учитывать изменение величины $\sigma_{B/t}^T$ в зависимости от ожидаемых условий работы турбины. Во-первых, длительная прочность сплавов, работающих при высоких температурах, решающим образом зависит от уровня температуры и от времени работы. Например, для литейного сплава ЖС6К при $T=1073$ К $\sigma_{B/100}=500$ МН/м², а $\sigma_{B/1000}=372$ МН/м²; при $T=1273$ К $\sigma_{B/100}=147$ МН/м², а $\sigma_{B/1000}=63,2$ МН/м². Поэтому, определяя запас прочности и выбирая значение $\sigma_{B/t}$, необходимо исходить из заданного ресурса двигателя и ожидаемой температуры лопатки. Во-вторых, характер температурного нагружения, зависящий от условий использования различных режимов работы двигателя, также влияет на уровень $\sigma_{B/t}^T$. Из графиков на рис. 5.10 видно, что периодические кратковременные повышения температуры сильно снижают длительную прочность турбинного сплава. Потому при оценке величины $\sigma_{B/t}^T$ в процессе расчета запаса прочности требуется ясно представлять себе режимы использования проектируемого ГТД.

Естественно, что выбираемые уровни запаса прочности для двигателей разного типа и назначения могут отличаться, но для правильной оценки запасов во всех случаях решающим остается учет всей гаммы ожидаемых условий нагружения турбины в эксплуатации.

Обеспечение запасов работоспособности при выборе
параметров, характеризующих рабочий процесс
в элементах ГТД

При выборе параметров, характеризующих рабочий процесс ГТД (уровней температур и давлений газа, коэффициентов потерь в элементах проточной части и т. п.), стремятся к достижению наилучших выходных данных двигателя, т. е. высокой экономичности, хороших габаритно-весовых показателей. Однако параметры, выбранные с этих позиций, не всегда удовлетворяют требованиям обеспечения высокой надежности и большого ресурса двигателя. Поэтому в процессе выбора параметров приходится, как правило, искать разумный компромисс, гарантирующий возможности обеспечения высокой надежности при хороших характеристиках двигателя. Проиллюстрируем это на нескольких примерах.

Выбор гидравлических характеристик камеры сгорания. Стремление получить небольшие лобовые габаритные размеры камеры сгорания приводит к увеличению миделевой скорости рабочего тела, что повышает потери полного давления. Эти потери в свою очередь зависят от величины отношения суммарной площади отверстий для подвода вторичного воздуха в жаровую трубу из кольцевого кожуха камеры $\sum F_0$ к площади ее поперечного сечения F_k . Для «зажатых» камер, у которых отношение $\sum F_0/F_k$ мало (снижение величины $\sum F_0/F_k$ способствует устойчивому втеканию струй вторичного воздуха в жаровую трубу), гидравлические потери растут. Увеличение «раскрытия» камеры, т. е. повышение $\sum F_0/F_k$, снижает гидравлические потери. О соотношении между потерями полного напора (без учета потерь, связанных с подогревом), приведенной миделевой скоростью и степенью «раскрытия» камеры приблизительно можно судить по графикам на рис. 5.11.

Казалось бы, является желательным выбор при проектировании камеры повышенной величины $\sum F_0/F_k$, что гарантирует меньший уровень гидравлических потерь. Однако опыт показал, что попытки получить этим путем очень низкие потери в камере чреваты осложнениями с точки зрения обеспечения высокой надежности как самой камеры сгорания, так и турбины. Так, на одном из первых ТВД было применено большое «раскрытие» камеры, т. е. жаровая труба имела отверстия большой площади для входа

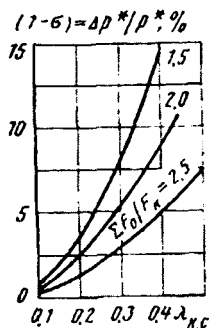


Рис. 5.11. Примерная зависимость потерь в камере сгорания от ее относительного «раскрытия» и приведенной скорости

С другой стороны, увеличение «раскрытия» ухудшает перемешивание первичного и вторичного воздуха и выравнивание температуры газа за камерой. Это видно из примерной зависимости на рис. 5.12, где показано в функции $\Sigma F_0 / F_k$ отношение разницы между максимальной и средней температурой газа перед турбиной к величине подогрева в камере

$$\Delta \theta = (T_{г. \max}^* - T_{г. \text{ср}}^*) / (T_{г. \text{ср}}^* - T_k^*). \quad (5.8)$$

В результате с увеличением «раскрытия» возрастает температурная неравномерность перед сопловым аппаратом турбины. Эта неравномерность, определяемая отношением максимального значения T_k^* к среднемассовому (рис. 5.13), может достигать нескольких сот градусов, что резко затрудняет обеспечение надежной работы сопловых лопаток.

Из изложенного следует, что выбирая при проектировании геометрические соотношения и гидравлические характеристики камеры

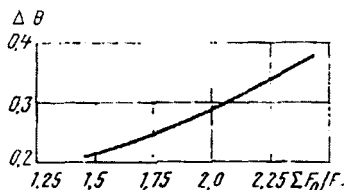


Рис. 5.12. Примерная зависимость температурной неравномерности от «раскрытия» камеры

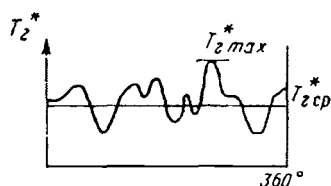


Рис. 5.13. Типичная картина температурного поля перед турбиной (развертка по окружности на одном радиусе)

сгорания ГТД, необходимо предусматривать некоторый запас, заключающийся в отходе от соотношений, дающих минимальные гидравлические потери, в целях обеспечения надежной работы камеры сгорания и турбины. Величина запаса должна базироваться на накопленном опыте исследований камер типа проектируемой.

Выбор температуры газа перед турбиной малоразмерного ГТД. Схема выбора температуры газа перед турбиной ГТД такова. Определяется термодинамически целесообразная величина $T_{г*}$ и далее оценивается возможная глубина охлаждения лопаток. Имеются в виду охлаждаемые турбины, к каковым принадлежат турбины большинства типов современных ГТД. Оценив температуру тела лопатки, делают ее расчет на прочность по описанной выше в настоящем параграфе схеме. При выборе материала и оценке величины $\sigma_{В/л}$ учитываются максимальный предполагаемый ресурс и назначение двигателя, определяющее использование разных режимов, характер и время действия повышенных температур. Если в результате может быть получен удовлетворительный запас прочности, принимается величина $T_{г*}$, определенная из термогазодинамического расчета.

При этом следует иметь в виду, что при оценке возможностей охлаждения лопатки ограничивающим фактором может оказаться ее размер. Если существующие или ожидаемые технологические методы обеспечивают надежное (в смысле разностенности, размеров охлаждающих каналов и т. п.) выполнение охлаждаемой лопатки достаточно крупных размеров, то для малоразмерного ГТД это может оказаться крайне затруднительным или вообще практически невозможным. В маленькой лопатке прежде всего затруднено охлаждение наиболее уязвимой в смысле перегрева выходной кромки. При одинаковом технологическом уровне в маленькой лопатке относительная разница в размерах каналов, разностенность будут больше, чем в крупной. Одним словом, с уменьшением гурбинной лопатки, начиная с какого-то ее размера, снижаются возможности ее охлаждения. Таким образом, размер двигателя может быть одним из факторов, определяющих снижение температуры газа в малоразмерных ГТД по сравнению с крупными двигателями. Иначе говоря, следует иметь некоторый запас по температуре газа в малоразмерном ГТД в связи с трудностями реализации надежного охлаждения лопаток небольшого размера. Указанное обстоятельство является одной из причин более низких температур газа в современных малоразмерных ГТД, чем в крупных двигателях.

Выбор мощности пускового устройства. Если при выбранной мощности пускового устройства обеспечивается автоматический выход двигателя на режим малого газа в требуемом диапазоне внешних условий и при этом имеет место устойчивая работа ГТД в процессе запуска, то это не всегда означает, что запуск может считаться удовлетворительным с точки зрения обеспечения требуемой надежности двигателя. Если подача топлива начинается при

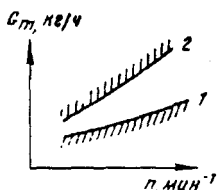


Рис. 5.14. Расширение по частоте вращения допустимого диапазона подачи топлива при запуске:

1 — граница, определяемая равновесными режимами; 2 — граница, определяемая срывными режимами компрессора

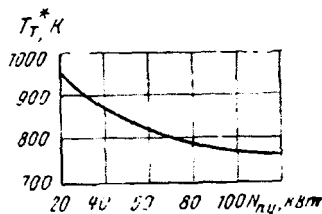


Рис. 5.15. Пример снижения $T_{т*}$ с ростом мощности стартера

запуске при малых частотах вращения, то из-за близости линии установившихся режимов на характеристике компрессора к границе его устойчивой работы требуется очень точная дозировка топлива, чтобы не ввести компрессор в срывной режим. При этом избыточная мощность турбины получается небольшой, а уровень температуры газа перед ней — высокий. Если даже не превышает предельно допустимый уровень температуры, желательно иметь по возможности небольшие градиенты нарастания температуры при запуске и уровни ее «забросов». Чем длительнее действие повышенных температур при запуске, чем больше градиенты и «забросы» температуры, тем пагубнее действие процесса запуска на ресурс турбины.

Решающее улучшение условий запуска дает увеличение мощности стартера, которое позволяет раскрутить холодный двигатель до больших частот вращения и повысить частоту вращения начала подачи топлива. На рис. 5.14 видно, что при этом снижаются требования к дозировке топлива, что в свою очередь позволяет снизить максимальную температуру при запуске. Экспериментальная зависимость для одного из ГТД, показанная на рис. 5.15, иллюстрирует снижение температуры газа с ростом мощности пускового устройства.

Выбирая мощность стартера ГТД, надо иметь в виду необходимость некоторого ее запаса для обеспечения высоких ресурсов надежности турбины двигателя. Опыт показывает, что может быть рекомендован уровень пусковой мощности 10...20 кВт на каждые 1000 кВт приводной мощности ГТД или 1000 даН бесфорсажной тяги авиационного ВРД.

В рассмотренных примерах показаны лишь частные случаи выбора тех или иных запасов работоспособности при проектировании ГТД. Во многих других случаях может идти речь о других действующих факторах, влияющих на потребные запасы, но общее представление о подходах к их выбору дают приведенные примеры.

Во многих случаях запас работоспособности того или иного элемента двигателя может быть обеспечен специальными конструктивными мероприятиями. В этих случаях можно говорить о конструктивной избыточности, так как соответствующие конструктивные решения не являются необходимыми для выполнения основных функций двигателя, а вводятся с целью повышения его надежности и ресурса. Приведем несколько характерных примеров.

На рис. 5.16 показаны компрессорные лопатки с антивибрационными перемычками. Эти перемычки несколько увеличивают потери в ступени, образуя дополнительное сопротивление в межлопаточном канале, но они являются мощным средством борьбы с вибрациями компрессорных лопаток по основному тону, вызывающему опасные отказы газотурбинных двигателей, и в первую очередь длинных лопаток первых ступеней. В ряде случаев для этой же цели используется шарнирное крепление лопаток.

Конструктивное демпфирование колебаний рабочих лопаток турбин чаще всего осуществляется с помощью бандажных полок. В некоторых случаях используются сдвоенные лопатки с разрезным замком, причем демпфирование осуществляется за счет трения по поверхности разъема замка. В турбине, показанной на рис. 5.17, совмещены оба конструктивных решения — и бандаж, и разрезные замки. У многих современных турбин рабочие лопатки имеют так называемые удлиненные ножки между замком и пером. Они хорошо видны на рис. 5.17. Эти ножки продуваются воздухом и обеспечивают снижение тепловых потоков от лопатки к диску, что имеет существенное значение для повышения его долговечности и надежности.

Эффективным средством снижения вибраций ротора двигателя являются упруго-демпферные опоры подшипников. Конструк-

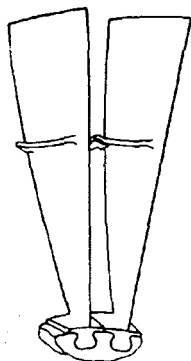


Рис. 5.16. Компрессорные лопатки с антивибрационными перемычками

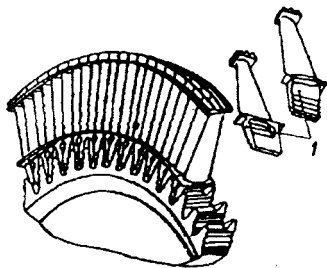


Рис. 5.17. Рабочие лопатки турбины двигателя ЛД-25 со сдвоенными разрезными замками:

1 — удлиненная ножка лопатки

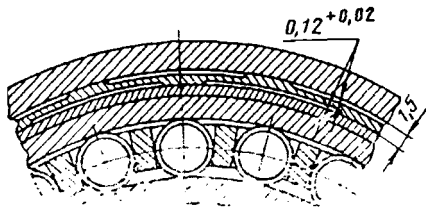


Рис. 5.18. Опора с упруго-демпферным кольцом

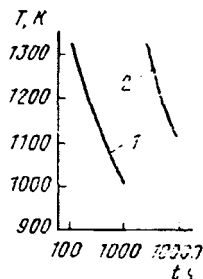


Рис. 5.19. Кривая повышения долговечности лопаток обработанных жаростойким покрытием:

1 — алитированная лопатка;
2 — лопатка, обработанная жаростойким покрытием (NiCrAlY)

дия их довольно разнообразна, одно из решений показано на рис. 5.18. Между наружной обоймой подшипника и гнездом в корпусе вмонтировано упругое гофрированное кольцо, которое и демпфирует колебания ротора.

Распространенным конструктивно-технологическим средством (иногда трудно квалифицировать то или иное средство как чисто конструктивное или чисто технологическое) повышения работоспособности деталей ГТД являются всякого рода их защитные покрытия. Повышение долговечности турбинных лопаток, например, обеспечивается покрытиями, предотвращающими их коррозию и окисление в продуктах сгорания топлива. Об эффективности подобных покрытий можно судить на примере зависимости, показанной на рис. 5.19, где изображено изменение долговечности никелевого сплава для турбинных лопаток, защищенного покрытием фирмы «Донкастер Монк Бридж». Состав покрытия: Cr=35...40%, Al=10...12%, Y=0,2...0,5%, Ni — основа. Нанесение осуществляется из парофазной среды, создаваемой электронным лучом. Пластичность покрытия позволяет наносить его относительно толстым слоем (до 0,15 мм). Покрытие практически не взаимодействует с основным материалом. Из рассмотрения рис. 5.19 видно, что предельная долговечность лопатки (с точки зрения повреждения от коррозии) во много раз возрастает при применении указанного покрытия по сравнению с алитированием.

Для уменьшения вредного воздействия пыли на проточную часть ГТД нашли применение воздухоочистители, устанавливаемые на входе в двигатели некоторых типов. На рис. 5.20 изображен воздухоочиститель, встроенный в конструкцию ГТД Т700 фирмы «Дженерал Электрик». Этот воздухоочиститель очищает поступающий в двигатель воздух от песка и пыли (степень очистки 35...95%) и обеспечивает защиту двигателя от повреждения посторонними предметами (на 90%). Ряд неподвижных направляющих лопаток закручивает входящий воздух, отбрасывая к периферии более тяжелые частицы, которые попадают в пылесборник. В компрессор воздух поступает через внутренний кольцевой канал

с неподвижными спрямляющими лопатками. В пылесборник попадает и часть воздуха, которая вместе с пылью отсасывается специальным вентилятором и выбрасывается наружу. Воздухоочиститель повышает надежность работы двигателя в пыльных условиях.

Рассмотренные конструктивные мероприятия повышают запасы работоспособности элементов двигателей, снижая тем самым вероятность их отказов. Не менее важны различные конструктивные и схемно-конструктивные решения защитно-ограничительного характера, призванные либо не допустить изменения режима работы двигателя (или изменения отдельных его параметров) до опасного уровня, чреватого отказами, либо при наступлении некоторых отказов предотвратить их более тяжелые последствия. Обратимся к примерам указанных решений, прерывающих опасное изменение условий работы двигателя, или не допускающих развития произошедших отказов.

Если ГТД работает в пыльных условиях и недостаточно защищен от попадания пыли в газоздушный тракт, то на сопловом аппарате турбины могут образовываться пылевые отложения, создающие предпосылки к помпажу компрессора (и росту температуры газа) из-за увеличения сопротивления сети. Чтобы предотвратить такое развитие процесса, необходима очистка соплового аппарата от пылевых отложений. Предложены устройства, позволяющие по какому-то сигналу (например, характеризующему начало

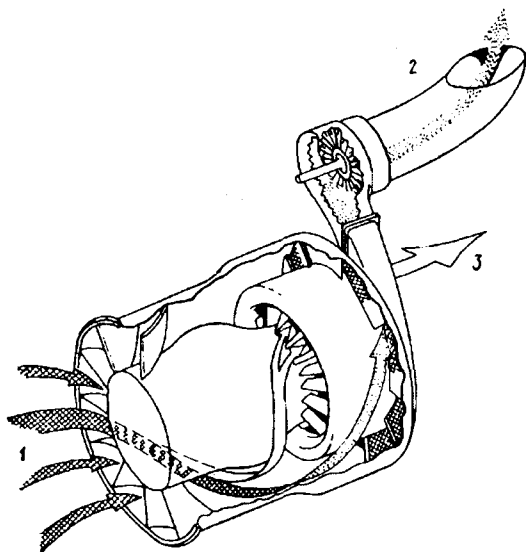


Рис. 5.20. Схема воздухоочистителя:

1—поступление воздуха в двигатель; 2—удаление посторонних частиц и пыли; 3—поступление очищенного воздуха в компрессор

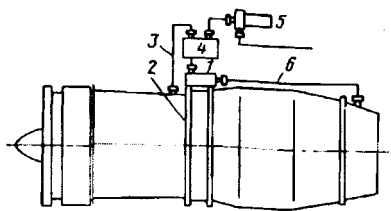


Рис. 5.21. Схема устройства для очистки сопловых аппаратов турбины от пылевых отложений

помпажных явлений) включать пневмовибратор на корпусе соплового аппарата, освобождающий его от отложений пыли. Схема одного из таких устройств [28] изображена на рис. 5.21. На корпусе соплового аппарата 2 установлен пневмовибратор 1, в который по трубопроводу 3 может подаваться через воздушный клапан 4 воздух из-за компрессора. При сигнале на электропневмоклапан 5, управляющий воздушным

клапаном 4, он открывается и начинает работать пневмовибратор 1, который создает вынужденные колебания корпуса 2 и соплового аппарата турбины. Отработанный воздух по трубопроводу 6 уходит в выхлопное устройство двигателя. В результате «встряхивания» корпуса сопловой аппарат очищается от пыли, прерывается опасный процесс забивания пылью проходного сечения соплового аппарата.

Разного рода ограничители широко применяются для недопущения выхода за обусловленные пределы таких параметров, как температура газа, частота вращения свободной турбины и т. п. Обычно соответствующие ограничители включаются в систему автоматического регулирования двигателя и при сигнале о достижении опасного уровня ограничиваемым параметром уменьшают подачу топлива. На авиационных турбовинтовых двигателях выполнение ряда защитно-ограничительных функций происходит с использованием системы флюгирования¹ воздушного винта. Так, на некоторых ТВД винт автоматически флюгируется: при достижении ротором двигателя предельно допустимой частоты вращения; в случае уменьшения крутящего момента двигателя до определенной величины; при появлении на валу винта отрицательной тяги, превышающей допустимую.

Примером высоконадежных дублированных защитно-ограничительных систем может служить система автоматической фиксации шага воздушного винта одного из ТВД. Так как при работе с винтом переменного шага заданная частота вращения ротора двигателя поддерживается изменением шага винта (его загрузки), то любые отказы в системе управления шагом винта могут приводить к опасным последствиям. Поэтому предусмотрено три устройства автоматической фиксации шага винта: гидравлический, механический и центробежный фиксаторы шага. При ряде отказов в системе управления шагом винта срабатывает гидравлический фиксатор шага. Во всех случаях его работу дублирует механический фиксатор шага, который в свою очередь срабатывает и в некоторых случаях, когда гидравлический фиксатор шага не обеспечи-

¹ Флюгерное положение лопастей винта обеспечивает его наименьшее сопротивление полету самолета. При срабатывании системы флюгирования дается команда на автоматическое выключение двигателя.

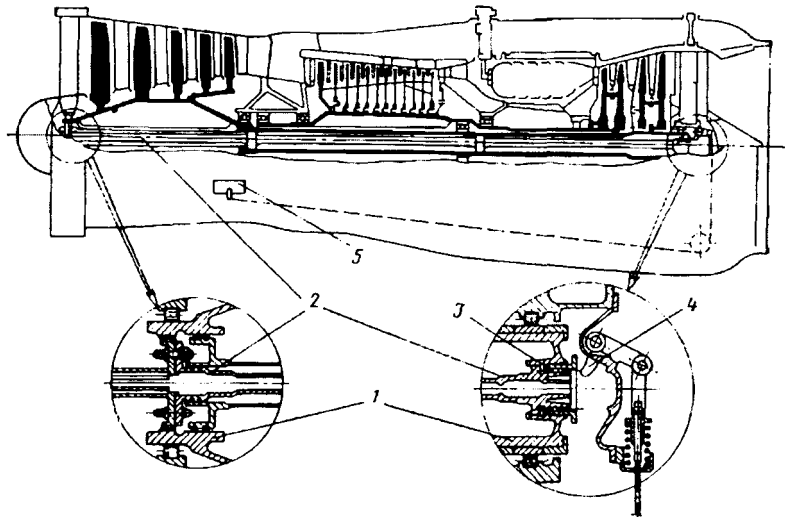


Рис. 5.22. Схема механизма отсечки топлива при поломке вала ротора низкого давления ТРДД

вадет фиксации шага. Кроме того, для предотвращения раскрутки винта по каким-либо причинам свыше заданной предельной частоты его вращения предусмотрен центробежный фиксатор шага, который фиксирует шаг винта при достижении этой частоты и одновременно подает команду на срабатывание гидравлического и механического фиксаторов шага. Количественная оценка повышения уровня надежности при применении дублирования и, вообще, резервирования, дана в § 5.4.

Весьма опасным отказом газотурбинного двигателя является поломка вала, соединяющего турбину с приводимым ею потребителем мощности (вентилятором при поломке вала ротора низкого давления в ТРДД, редуктором винта при поломке вала свободной турбины в вертолетном ГТД и т. п.). Если немедленно не отсечь подачу топлива, произойдет раскрутка турбины, которая может привести к разрушению ее ротора. Поэтому на ряде ГТД предусмотрены устройства, обеспечивающие такую отсечку в указанных случаях.

На рис. 5.22 показана схема механизма, отсекающего топливо при поломке вала ротора низкого давления ТРДД «Спей» фирмы «Роллс-Ройс». Внутри вала ротора низкого давления 1 вмонтирована трубка 2, в передней части жестко закрепленная с валом, а в задней части имеющая резьбовую пробку 3, посаженную на шлицы трубки и соединенную с валом низкого давления многозаходной резьбой. В случае разрушения вала частота вращения трубки 2, закрепленной в его передней части, быстро уменьшается (вместе со снижением частоты вращения компрессора). Задняя же часть вала стремится раскрутиться вместе с турбиной и начинает

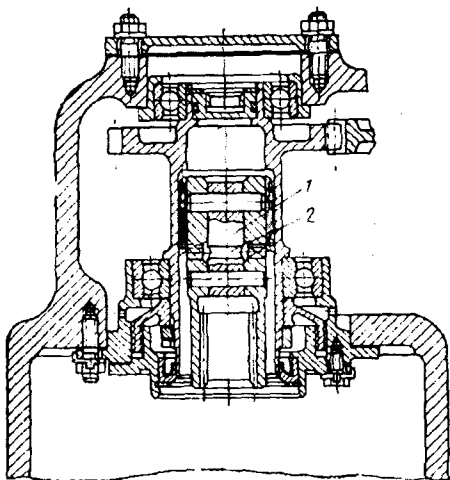


Рис. 5.23. Предельная предохранительная муфта в приводе стартер-генератора

вращаться относительно резьбовой пробки 3. Направление резьбы таково, что пробка вывинчивается из вала, сползает по шлицам трубки и нажимает на рычаг 4, от которого передается команда на отсечной топливный кран 5.

В ряде случаев имеют место отказы некоторых элементов ГТД, при локализации которых двигатель может продолжать работу. В этих случаях должны быть предусмотрены меры, гарантирующие локализацию отказа. Примером может служить предельная предохранительная муфта в приводе стартера-генератора авиационного ГТД (рис. 5.23). Муфта состоит из двух полу-

муфт, соединенных в одно целое с помощью предельного валика 1, закрепленного штифтами, и храпового устройства на торцах полумуфт. Предельный валик в средней части имеет проточку 2 (шейку), рассчитанную таким образом, что в случае возрастания нагрузки на полумуфтах сверх допустимой при работе в генераторном режиме, произойдет скручивание валика и прекращение работы стартера-генератора. Храповое устройство на торцах полумуфт разгружает предельный валик при передаче крутящего момента от стартера-генератора к двигателю при запуске. Таким образом, в случае какого-то отказа стартера-генератора в генераторном режиме он отключается от двигателя с помощью «слабого звена» — предельного валика. Двигатель при этом продолжает нормально работать.

Для разных типов двигателей могут применяться самые разнообразные конструктивные меры повышения их надежности. При этом обязательным условием выбора правильных решений является анализ в процессе проектирования возможных отказов всех основных элементов двигателя и ожидаемых последствий этих отказов с учетом назначения двигателя и условий его использования.

§ 5.3. СТАНДАРТИЗАЦИЯ И УНИФИКАЦИЯ КАК ФАКТОР ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ

Очевидно, что использование при конструировании новых машин, в том числе газотурбинных двигателей, стандартизованных и унифицированных составных частей, высокое качество которых подтверждено опытом эксплуатации, способствует повышению надежности этих машин, не говоря уже об уменьшении сроков и стоимости их создания. Например, наблюдение в течение длительного периода времени за отказами технологического оборудования позволи-

ло связать степень его унификации с надежностью [40]. Повышенные коэффициенты унификации с 20 до 60% привело к снижению потока отказов в 2 раза. Стандартизация, унификация и преемственность конструкции способствуют не только повышению безотказности, но и надежности в широком смысле слова, в понятие которой включаются такие свойства, как ремонтпригодность и эксплуатационная технологичность. Упрощаются и удешевляются ремонт и обслуживание из-за сокращения номенклатуры и типоразмеров запасных частей, преемственности в использовании приспособлений и инструмента при обслуживании и ремонте, снижения требований к квалификации персонала.

Так как работа конструктора по своей природе носит творческий характер, возникает некоторое противоречие между целесообразностью использования стандартных решений и стремлением конструктора к поиску новых решений, в связи с чем в этом вопросе требуется четкая регламентация. Такая регламентация обеспечивается системой стандартов, которые подразделяются в СССР на государственные стандарты (ГОСТы), отраслевые (ОСТы) и стандарты предприятий. В некоторых случаях следует руководствоваться и международными стандартами — например, членство СССР в международной организации гражданской авиации (ИКАО) обуславливает необходимость выполнения требований стандартов ИКАО в отношении свойств газотурбинных двигателей, связанных с обеспечением безопасности полетов. Обязательные к соблюдению в СССР стандарты СЭВ.

Объектом стандартизации является конкретная продукция, а также нормы, правила, требования, методы, понятия и обозначения и т. п., имеющие перспективу применения в любых сферах народного хозяйства [40]. Унификация принципиально не отличается от стандартизации, а является ее разновидностью. *Под унификацией понимают рациональное сокращение числа типов, видов и размеров изделий* одинакового функционального назначения. *Стандартизация же организационно и законодательно закрепляет наиболее прогрессивные решения*, достигнутые методами унификации продукции серийного или массового производства. Начальным этапом осуществления унификации и стандартизации элементов конструкции машин является заимствование деталей и агрегатов из ранее созданных машин — осуществление принципа конструктивной преемственности. Соответствующий количественный показатель называется *коэффициентом применяемости конструктивных элементов* $K_{пр}$:

$$K_{пр} = (N_c + N_n + N_z + N_n) / (N_c + N_n + N_z + N_n + N_{ор}) = \\ = (N_c + N_n + N_z + N_n) / N_{об}, \quad (5.9)$$

N_c — количество наименований типоразмеров стандартизованных деталей в изделии; N_n — количество наименований типоразмеров нормализованных деталей; N_z — количество наименований типоразмеров заимствованных деталей; N_n — количество наименований типоразмеров покупных деталей (и сборочных единиц); $N_{ор}$ — количество наименований типоразмеров оригинальных деталей в изделии; $N_{об}$ — общее число наименований конструктивных элементов изделий.

Имеется ряд понятий *коэффициента унификации*, например, по числу деталей

$$K_{у.д} = N_{у.д} / N_{об.д} \quad (5.10)$$

(где $N_{у.д}$ — количество унифицированных деталей в машине), а также по массе, трудоемкости др. Во всех случаях эти коэффициенты характеризуют степень использования отработанных и проверенных решений в создаваемой конструкции, что всегда желательно с точки зрения получения ее максимальной надежности.

Однако новые газотурбинные двигатели создаются, как правило, тогда, когда должен быть достигнут более высокий уровень их совершенства, что связано с новыми принципиальными и конструктивными решениями по большинству их элементов. Поэтому прямое заимствование деталей двигателей старого поколения в новой конструкции во многих случаях невозможно. Приходится искать специфические методы стандартизации и унификации в газотурбинном двигателестроении, наиболее соответствующие прогрессу этого типа машин.

Можно выделить четыре основных направления стандартизации и унификации при создании ГТД:

1) стандартизация и унификация методов расчета и проектирования, испытаний (включая метрологическое обеспечение) и оценки двигателей, а также требований к ним;

2) стандартизация элементов конструкции, агрегатов, отдельных деталей и технологических процессов их изготовления;

3) создание высокоэффективных двигателей широкой применяемости и разработка на их основе модифицированных двигателей разного назначения при максимальной преемственности конструкции;

4) разработка и создание высоконадежного прогрессивного по параметрам базового газогенератора (компрессор и турбина высокого давления с камерой сгорания между ними) и развитие на его основе семейства двигателей.

Стандартизация и унификация требований, методов расчета и испытаний призваны обеспечить единство подходов к созданию двигателей с учетом самого современного уровня знаний в этой области. Они способствуют повышению качества двигателей и сокращению объема работы конструкторских организаций, позволяя использовать предварительно отобранные наиболее рациональные расчетные и экспериментальные методы и конструктивные решения. Различного рода нормативно-методические руководства и стандарты по этому направлению охватывают вопросы, касающиеся расчета, проектирования, доводки, экспериментальной проверки и оценки свойств двигателей. Важнейшая задача, решаемая этими руководствами, — выдвижение перед проектировщиками обоснованных нормативных требований к двигателям, их элементам и системам, обеспечивающих высокий уровень их надежности, и, вообще, их совершенства. В качестве примеров можно привести стандарт, содержащий требования к контролепригодности двигателя (этот вопрос рассмотрен в гл. 8), или «Нормы летной годности гражданских самолетов» [46], содержащие в главе по двигателям как комплекс требований к ним с точки зрения надежности и обеспечения безопасности полетов, так и требования к разносторонней экспериментальной проверке соответствия двигателей указанным требованиям, что подробнее рассмотрено в § 6.2.

Стандартизация элементов двигателей встречает, как уже указывалось, в ряде случаев определенные трудности. Так, практически нельзя стандартизовать элементы, образующие проточную часть двигателя, так как именно они формируют его главные индивидуальные свойства. Тем не менее ряд агрегатов и элементов конструкции можно стандартизовать: подшипники, крепежные детали, многие типы датчиков, стартеры-генераторы, форсунки, топливомасляные радиаторы, замки компрессорных и турбинных лопаток и т. п. Наиболее эффективна стандартизация двигательных деталей и агрегатов в сочетании со специализацией их производства. Однако очевиден эффект и от стандартизации тех элементов и деталей, производство которых не специализировано, но может осуществляться с применением единой технологии и стандартизированного инструмента. Естественно, что это имеет смысл лишь применительно к наиболее апробированной конструкции; следовательно, ее использование предупреждает возможность выбора неудачного решения.

Создание высокоэффективных базовых двигателей широкой применяемости с развитием модифицированных ГТД на их основе — одно из основных традиционных направлений унификации в двигателестроении. Это направление требует, во-первых, чтобы типоразмеры и уровень совершенства нового базового двигателя гарантировали его максимальную применяемость и наиболее медленное моральное старение. Во-вторых, создание базового двигателя должно обеспечить надежную основу для дальнейшего модифицирования и развития.

Анализируя опыт отечественного и зарубежного двигателестроения, можно привести ряд примеров удачных базовых конструкций. Обращаясь к истории поршневого авиадвигателестроения, следует вспомнить такие двигатели, как АМ-34 (конструкции А. А. Микулина) и ВК-100 (конструкции В. Я. Климова), явившиеся родоначальниками целых семейств. В качестве одного из примеров авиационного газотурбинного двигателя, нашедшего применение на большом числе самолетов разных типов, можно назвать американский ТРД J-57 фирмы «Пратт-Уитни». Одна из причин, побуждающих к новому применению двига-

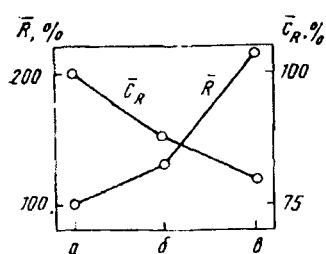


Рис. 5.24. Совершенствование ТРДД на базе двухконтурного двигателя первого поколения:

а—базовый ТРДД; б—I модификация ($K_y = 45\%$); в—II модификация ($K_y = 40\%$, 20% модельных деталей)

теля, уже используемого на каком-то другом объекте, связана с тем, что надежность такого двигателя всегда выше при прочих равных условиях, чем только что начинающего эксплуатироваться (см. рис. 3.17).

Можно проследить несколько направлений, по которым развиваются семейства двигателей на основе базовой конструкции. В практике двигателестроения определились следующие направления процесса модифицирования базового двигателя:

- приспособление для других объектов без изменения данных;
- модернизация с получением новых качеств при взаимозаменяемости с базовым двигателем;
- развитие с существенным улучшением данных без сохранения взаимозаменяемости;
- частичное или полное моделирование на другую размерность;
- создание двигателей других схем на основе базового (или его узлов).

Наиболее простой и распространенной модификацией базового двигателя является приспособление его для различных объектов (например, самолетов) в случае, если невозможно применить его без всяких изменений с сохранением основных данных. Коэффициент унификации в этих случаях близок к единице, так как модифицирование затрагивает, как правило, лишь обвязку, узлы крепления и т. п.

Другим направлением является модификация базового двигателя с целью улучшения его данных или повышения ресурса и надежности при сохранении полной взаимозаменяемости с исходным образцом. Это направление развития наиболее приемлемо для эксплуатирующих организаций и имеет множество примеров модифицирования различных ГТД с сохранением взаимозаменяемости, при поддержании коэффициента унификации на уровне 70...85% и заметном улучшении основных данных и эксплуатационных свойств двигателя.

При развитии двигателя с существенным улучшением данных конструктору приходится идти на кардинальную переделку его конструкции, стремясь, однако, к максимальной преемственности с серийным образцом. На рис. 5.24 показано, как существенно удалось улучшить данные одного из первых ТРДД в процессе двух модификаций. При первой коэффициент унификации составлял 45%, при второй — 40%, но кроме того, 20% деталей были смоделированы по размерам, что сократило их доводку.

Одним из специфических для газотурбостроения путей унификации является моделирование доведенных конструкций на другую размерность. Для производства этот путь не означает унификации в полном смысле этого понятия. Но так как стоимость и время отработки нового двигателя весьма велики, унификация конструктивных решений, обеспечивающая сокращение сроков доводки, дает весьма ощутимый эффект. Например, моделирование одного из ГТД на меньшую мощность позволило на 2,5 года сократить время доводки. Темп роста ресурса этого двигателя был существенно выше, чем у прототипа при вдвое меньших затратах (рис. 5.25). Часто в двигателестроении используется моделирование отдельных узлов хорошо доведенных двигателей, обычно компрессора, так как создание и доводка нового многоступенчатого осевого компрессора требует продолжительного времени и немалых материальных затрат.

Часто модифицирование базового двигателя связано с созданием на его основе ГТД другой схемы. Например, распространена практика создания на базе авиационных газотурбинных двигателей различ-

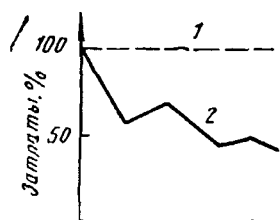


Рис. 5.25. Сравнение затрат на развитие по ресурсу базового (1) и моделированного (2) ГТД

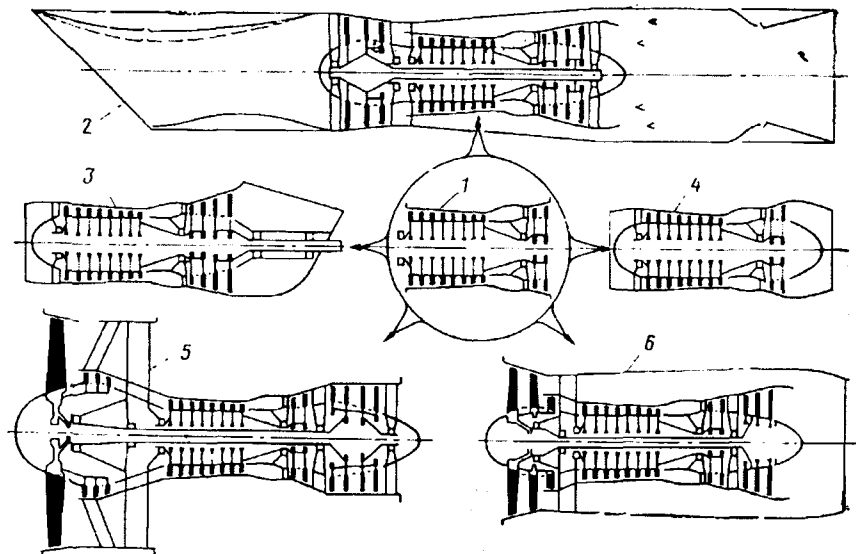


Рис. 5.26. Схема семейства двигателей разных типов на основе базового газогенератора:

1 — базовый газогенератор; 2 — ТРДДФ; 3 — турбовальный ГТД; 4 — ТРД; 5 — ТРДД с $m=6$; 6 — ТРДД с $m=3 \dots 4$.

ных приводных ГТД (для привода компрессоров газоперекачивающих станций, для пиковых электростанций и т. п.) путем установки вместо реактивного сопла свободной силовой турбины.

Создание базового газогенератора и развитие на его основе семейства двигателей — направление, получившее широкое использование в связи с распространением двух- и трехвальных двигателей. На рис. 5.26 показана схема создания семейства авиационных двигателей на основе базового газогенератора. Предварительная обработка самой напряженной части двигателя — газогенератора с высокотемпературной турбиной — позволяет обеспечить получение требуемой надежности двигателей, создаваемых на его основе. Из рассмотрения рис. 5.26 очевидно, что возможности использования газогенератора разнообразны и позволяют получить на его основе ТРДД с разной степенью двухконтурности (в качестве примеров на рисунке показаны ТРДД со степенями двухконтурности $m=6 \dots 8$ и $m=3 \dots 4$), ТРДДФ, ТРД, вертолетный ГТД. Развитие семейства ГТД на основе базового газогенератора — перспективное направление современного газотурбинного двигателестроения.

§ 5.4. ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ ПРОЕКТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ

Схемная надежность и резервирование

При расчете надежности системы, состоящей из многих элементов, каждый из которых характеризуется определенной надежностью, используется понятие *схемной* (или *структурной*) *надежности*, которая зависит не только от надежности элементов, но и от схемы соединения их в системе.

Последовательное соединение элементов (рис. 5.27), как уже указывалось выше, соответствует такой схеме, при которой отказ

любого из элементов вызывает отказ системы. Газотурбинный двигатель принадлежит к такому типу механических систем, в которых все основные узлы, детали и большинство агрегатов в указанном смысле соединены последовательно. Системы с последовательным соединением элементов работоспособны при условии, что не откажут ни первый, ни второй, ... ни n -й элементы, их образующие. Считая отказы элементов независимыми, можно определить вероятность безотказной работы системы, согласно теореме умножения вероятностей, как произведение вероятностей безотказной работы элементов:

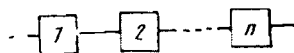


Рис. 5.27. Схема последовательного соединения элементов

$$P(t) = \prod_{i=1}^n P_i(t). \quad (5.11)$$

При экспоненциальном законе надежности элементов, если λ_i — интенсивность отказов i -го элемента до первого отказа, получаем

$$P(t) = e^{-t \sum_{i=1}^n \lambda_i}. \quad (5.12)$$

При небольших значениях t и высоком уровне надежности ($\lambda_i \leq 10^{-3}$), используя выражения типа (3.21) для каждого элемента и пренебрегая при их перемножении величинами большего порядка малости, чем $\lambda_i = 1/T_i$, можем записать приближенное выражение

$$P(t) \approx 1 - (t/T_1 + t/T_2 + \dots + t/T_n). \quad (5.13)$$

Таким образом, в случае последовательного соединения и высокой надежности элементов при экспоненциальном ее законе вероятность безотказной работы системы в умеренном интервале времени есть единица минус сумма вероятностей отказов всех элементов. Выражение (5.13) позволяет делать приближенные оценки при выборе потребных уровней надежности составляющих системы. Пусть к турбокомпрессору ТРДД, надежность которого известна и характеризуется наработкой на отказ, равной 20 000 ч, предполагается вместо вентилятора подсоединить редуктор. При этом от создаваемого таким образом приводного ГТД требуется наработка на отказ не ниже 10 000 ч. Из выражения (5.13) следует, что необходимая для выполнения этого требования наработка на отказ редуктора должна быть 20 000 ч.

При расчете надежности ГТД могут встречаться случаи, когда какой-либо из элементов работает не все время, которое работает двигатель, а только часть этого времени, а интенсивность отказов этого элемента определена за 1 ч его работы. Типичный пример такого элемента — насос форсажного топлива ТРД с форсажной камерой. Если наработка насоса на отказ равна $T_{ф.н.}$, а работает он в среднем 25% времени полета, то его наработка на отказ в масштабе времени работы двигателя составит $T_{ф.н.}/0,25$ и при рас-

чете вероятности отказа ТРДФ за время полета в соотношении (5.13) надо подставлять эту величину наработки.

Отдельные агрегаты двигателя могут иметь различные интенсивности отказов в разные моменты их использования. Например, электрический стартер-генератор (СТГ), работающий время $t_{\text{зап}}$ в режиме стартера, а остальное время $t_{\text{ген}}$ в режиме генератора, будет иметь и разные интенсивности отказов при каждом из режимов. Тогда при расчете надежности двигателя за период, в течение которого СТГ работает в обоих режимах, интенсивность отказов надо брать равной $\lambda_{\text{СТГ}} = (\lambda_{\text{зап}} t_{\text{зап}} + \lambda_{\text{ген}} t_{\text{ген}}) / t$, где $\lambda_{\text{зап}}$ и $\lambda_{\text{ген}}$ — интенсивности отказов СТГ в стартерном и генераторном режимах соответственно, а t — все время работы двигателя, причем $t = t_{\text{зап}} + t_{\text{ген}}$.

Наконец, надежность некоторых элементов характеризует интенсивность отказов не в единицу времени, а за один цикл работы. К их числу относятся элементы системы зажигания ГТД. Если $\lambda_{\text{ц}}$ — интенсивность отказов такого элемента за один цикл, а за 100 ч работы ГТД система зажигания включается в среднем 20 раз, то интенсивность отказов этого элемента в двигателе составит $\lambda = \lambda_{\text{ц}} 0,2$. Эту величину и надо подставлять в выражение (5.12) в случае расчета надежности по всем видам отказов за время, в течение которого произойдет несколько включений системы зажигания.

Резервирование. При проектировании многоэлементных систем для повышения их надежности применяется *резервирование* отдельных элементов, их цепей, блоков. Этим создается схемная избыточность в том смысле, что при идеальной надежности для выполнения системой ее функций резервные элементы не нужны. Очевидно, что резервирование основных элементов конструктивной схемы и газозооушного тракта газотурбинного двигателя практически невозможно. Однако для отдельных его систем, в первую очередь таких, как система регулирования, система аварийной защиты, резервирование отдельных элементов и функциональных блоков возможно и целесообразно для повышения надежности этих систем. Наиболее простой схемой резервирования является *постоянное резервирование*, при котором резервные элементы присоединены к основным в течение всего времени работы и находятся в одинаковом с ними режиме. Системы с таким резервированием называют системами с *нагруженным резервом*. В ГТД может применяться постоянное резервирование некоторых элементов в системах регулирования; в авиационных двигателях обычно дублируют блоки системы высотного запуска.

Корректной моделью постоянного резервирования является схема *параллельного соединения* элементов (рис. 5.28). Заметим, что конструктивно эти элементы не обязательно соединяются параллельно; например, два последовательно расположенных в трубопроводе фильтра могут в функциональном смысле быть параллельными, дублировать друг друга (при разрыве одного фильтра его функции будет выполнять другой). Параллельно соединенные

элементы, выполняющие одну и ту же функцию, обеспечивают безотказную работу системы, пока работает хотя бы один из элементов. Отказ всей группы наступает тогда, когда и первый, и второй, ..., и n -й параллельно соединенные элементы откажут. Согласно теореме умножения вероятностей независимых событий вероятность отказа группы из n параллельно соединенных элементов

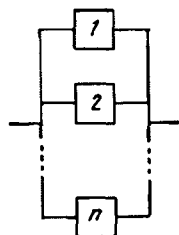


Рис. 5.28. Схема параллельного соединения элементов

$$Q(t) = \prod_{i=1}^n Q_i(t), \quad (5.14)$$

а вероятность безотказной работы

$$P(t) = 1 - \prod_{i=1}^n Q_i(t) = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - P_i(t)]. \quad (5.15)$$

В случае равной надежности параллельно работающих элементов

$$Q(t) = [Q_i(t)]^n. \quad (5.14a)$$

$$и \quad P(t) = 1 - [1 - P_i(t)]^n. \quad (5.15a)$$

Так, для двух параллельно включенных элементов равной надежности вероятность безотказной работы группы будет $P(t) = 2P_i(t) - P_i^2(t)$ и при $P_i(t) = 0,99$ $P(t) = 1,98 - 0,9801 = 0,9999$.

Для случая $\lambda_i = \text{const}$ (экспоненциальный закон надежности элементов)

$$Q(t) = (1 - e^{-\lambda_i t})^n \quad (5.146)$$

$$и \quad P(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_i t})^n. \quad (5.156)$$

При этом закон надежности системы уже не будет экспоненциальным. Так как в соответствии с соотношением (2.6), дифференцируя выражение (5.146), получаем плотность вероятности отказов резервной группы

$$f(t) = n(1 - e^{-\lambda_i t})^{n-1} \lambda_i e^{-\lambda_i t}, \quad (5.16)$$

то, деля равенство (5.16) на (5.156), находим выражение для ее интенсивности отказов:

$$\lambda(t) = \frac{n(1 - e^{-\lambda_i t})^{n-1} \lambda_i e^{-\lambda_i t}}{1 - (1 - e^{-\lambda_i t})^n}. \quad (5.17)$$

Из формулы (5.17) следует, что при $\lambda_i = \text{const}$ интенсивность отказов группы параллельно соединенных элементов растет со временем. При $t \rightarrow \infty$ предел выражения (5.17) стремится к λ_i , из чего следует, что постоянное резервирование эффективно лишь для небольших интервалов наработки. Если же через короткие интервалы наработки (например, после каждого полета для авиационных двигателей) производится контроль системы и восстановление отказавших (из числа параллельно соединенных) элементов,

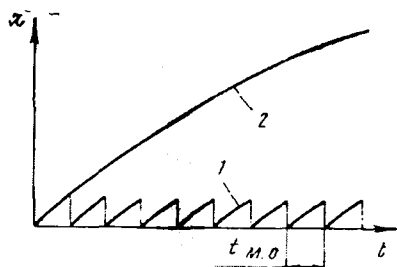


Рис. 5.29. Изменение интенсивности отказов дублированной системы при наличии обслуживания (1) и без него (2) ($t_{н.о.}$ — время между обслуживаниями)

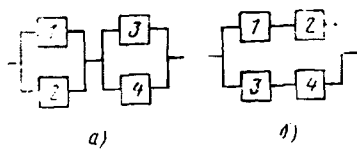


Рис. 5.30. Параллельно-последовательная (а) и последовательно-параллельная (б) структуры

то в каждом заданном интервале наработки преимущества постоянного резервирования будут использоваться наиболее полно. Соотношение интенсивностей отказов дублированной группы с восстановлением и без него видно на рис. 5.29.

Среднее время безотказной работы системы при отсутствии восстановления в соответствии с соотношением (2.20) найдем, интегрируя выражение (5.15 б):

$$T = \int_0^{\infty} [1 - (1 - e^{-\lambda_i t})^n] dt. \quad (5.18)$$

С помощью специальной подстановки при интегрировании уравнения (5.18) можно получить

$$T = (1 + 1/2 + \dots + 1/n) T_i, \quad (5.19)$$

где T_i — средняя наработка до отказа элемента. Для двух параллельных элементов $T = T_i 3/2$.

Сочетание последовательных и параллельных соединений элементов приводит к образованию смешанных структур (рис. 5.30). Очевидно, что вероятность безотказной работы параллельно-последовательной структурной группы, показанной на рис. 5.30, определится как

$$P(t) = \{1 - [1 - P_1(t)][1 - P_2(t)]\} \{1 - [1 - P_3(t)][1 - P_4(t)]\}, \quad (5.20)$$

а последовательно-параллельной —

$$P(t) = 1 - [1 - P_1(t)P_2(t)][1 - P_3(t)P_4(t)]. \quad (5.21)$$

Для определения надежности сложных структурных схем, которые не удастся свести только к последовательным и параллельным соединениям, например, схем с перекрестными связями, используют формулу полной вероятности (формулу Байеса), описывая вероятность безотказной работы системы как сумму вероятностей, соответствующих работоспособным состояниям.

На практике часто используется метод резервирования, при котором резервные элементы или цепи включаются в работу только при выходе из строя основных. Такое резервирование называют резервированием с *ненагруженным резервом*. В ГТД ненагруженный резерв может использоваться, например, при резервировании некоторых электронных блоков системы регулирования гидромеханическими.

Предположим, что переключатели, включающие в работу резервную цепь при отказе основной, абсолютно надежны. Рассмотрим простейший случай, когда работающие и резервные элементы имеют одинаковую интенсивность отказов λ_i . Воспользовавшись распределением Пуассона (2.54), для определения вероятности появления m событий (отказов) можем записать, что вероятность отказа m резервных элементов

$$P(m) = \frac{(\lambda_i t)^m}{m!} e^{-\lambda_i t}. \quad (5.22)$$

Здесь $\lambda_i t = t/T_i$ — среднее число отказов за время t . Резервированная группа из n элементов будет работать, пока число отказов не превысит $(n-1)$. Поэтому можно записать, что вероятность безотказной работы группы есть сумма вероятностей появления числа отказов от 0 до $n-1$:

$$P(t) = \left[1 + \frac{\lambda_i t}{1!} + \frac{(\lambda_i t)^2}{2!} + \dots + \frac{(\lambda_i t)^{n-1}}{(n-1)!} \right] e^{-\lambda_i t} = \sum_{m=0}^{n-1} \frac{(\lambda_i t)^m}{m!} e^{-\lambda_i t}, \quad (5.23)$$

При дублировании ($n=2$) вероятность того, что произойдет не более одного отказа $P(t) = (1 + \lambda_i t) e^{-\lambda_i t}$.

Средняя наработка на отказ при ненагруженном резерве

$$T = \int_0^{\infty} \sum_{m=0}^{n-1} \frac{(\lambda_i t)^m}{m!} e^{-\lambda_i t} dt = \frac{n}{\lambda_i} = nT_i, \quad (5.24)$$

т. е. средняя наработка на отказ прямо пропорциональна кратности резервирования. При регулярном обслуживании и восстановлении величина T возрастает еще больше. Так, по оценке в работе [70] дублирование основного электронного регулятора в системе регулирования ГТД увеличивает ее среднюю наработку на отказ с 5700 ч до 30 000 ч.

Методические основы расчета надежности ГТД

Рассматривая методы расчетов по оценке надежности проектируемых двигателей, следует выделить два типа таких расчетов: 1) определение схемной надежности двигателя по отказам, приводящим при их появлении к потере двигателем работоспособности, т. е. определение вероятности его безотказной работы;

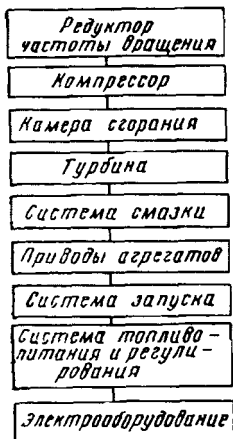
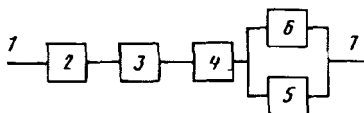


Рис. 5.31. Принципиальная схема разбивки на функциональные группы приводного ГТД

Рис. 5.32. Укрупненная структурная схема линии низкого давления системы топливопитания и регулирования ГТД:

1—от бака; 2—центробежный подкачивающий насос; 3—расходомер; 4—топливно-масляный радиатор; 5—сетка фильтра тонкой очистки; 6—перепускной клапан фильтра; 7—к насосу высокого давления



2) оценка параметрической надежности, т. е. вероятности ухода его параметров за пределы, обусловленные допусками.

О расчете вероятности безотказной работы. Целью таких расчетов является не только оценка абсолютной величины вероятности безотказной работы нового двигателя, точность которой по причинам, указанным ниже, часто невелика. Весьма важны и сравнительная оценка в процессе проектирования двигателя его надежности при различных схемных решениях, а также выявление недостаточно надежных элементов и систем, требующих введения тех или иных мероприятий для повышения их надежности.

Общий порядок расчета следующий. На основе проектных материалов выделяются функциональные группы двигателя и строятся его укрупненная принципиальная и структурные схемы отдельных функциональных групп (типа показанных на рис. 5.31, 5.32).

При построении структурных схем надо учитывать следующие соображения. Во-первых, не следует усложнять схему элементами, о которых из опыта известно, что они практически не влияют на надежность двигателя (например, корпуса). Во-вторых, детализировать понятие элемента нужно лишь до такого уровня, для которого имеются статистические данные о его надежности. Бесполезно, например, выделять отдельные золотниковые пары на схеме системы регулирования, если имеются данные об интенсивности отказов только регулятора подачи топлива в целом, а не отдельных его элементов.

Для успешного расчета надежности двигателя важно четко представить условия его применения, а также сформулировать, какие типы отказов будут рассматриваться (отказы, приводящие к невыполнению задания, досрочному съему и т. п.). Это определит характер статистических данных о надежности элементов, привлекаемых для расчета.

Самый сложный вопрос в расчете надежности проектируемого двигателя — задание параметров надежности его элементов. Выше показано, что в газотурбинных двигателях незначительное число основных элементов стандартизировано и применяется на разных двигателях. Поэтому всегда возникают трудности с привлечением статистических данных о надежности тех или иных элементов, так как в каждом новом двигателе эти элементы имеют, как правило, новое конструктивное оформление, другой уровень нагрузок, выполнены из другого материала и т. п., по сравнению с аналогичными элементами эксплуатируемых ГТД. В связи с этим использование статистики об отказах элементов серийных двигателей при оценке надежности новых ГТД во многих случаях не может дать высокой точности оценки. Лучше обстоит дело в тех случаях, когда проектируемый двигатель является модификацией серийного. В этом случае характеристики надежности элементов базового ГТД с большим основанием могут быть использованы в расчетах для оценки надежности проектируемого двигателя. Наиболее надежная информация об отказах серийных двигателей в эксплуатации может быть использована при расчете надежности нового ГТД, если в его конструкции применены не отдельные детали, а целые узлы двигателя-прототипа. Это объясняется тем, что более доступна и достоверна информация о характеристиках надежности узлов и систем ГТД, а не отдельных деталей. При подборе статистической информации особое внимание надо уделять характеристикам надежности систем регулирования и смазки и элементов ротора турбокомпрессора, которые, как показано в гл. 4, оказывают определяющее влияние на надежность ГТД.

Для ориентировки приведем некоторые данные об уровнях параметра потока отказов и интенсивности отказов отдельных систем, узлов и элементов ГТД (по обобщению материалов о надежности двигателей разных фирм и типов). Параметр потока отказов, приводящих к невыполнению задания, для систем регулирования и топливопитания изменяется у разных двигателей от $\omega_{0,и.з.рег}^* = (0,03 \dots 0,05) \cdot 10^{-3}$ до $0,15 \cdot 10^{-3}$; для систем смазки $\omega_{0,и.з.см}^* = (0,005 \dots 0,02) \cdot 10^{-3}$; для узла компрессора $\omega_{0,и.з.ком}^* = (0,02 \dots 0,05) \cdot 10^{-3}$. Интенсивность отказов, приводящих к досрочному съему двигателя с эксплуатации. Для систем регулирования — не больше $\lambda_{д.с.д.рег}^* = (0,01 \dots 0,02) \cdot 10^{-3}$; для систем смазки колеблется в пределах от $\lambda_{д.с.д.см}^* = 0,01 \cdot 10^{-3}$ до $0,1 \cdot 10^{-3}$; для узла компрессора — от $\lambda_{д.с.д.ком}^* = (0,02 \dots 0,05) \cdot 10^{-3}$ до $(0,1 \dots 0,2) \cdot 10^{-3}$. Заметим, что существенный вклад в поток отказов компрессора, требующих досрочного съема и ремонта двигателя, дают забойны лопаток посторонними предметами, попадающими на вход в двигатель. Например, для авиационного ТРДД при общей величине $\lambda_{д.с.д.ком}^* = 0,14 \cdot 10^{-3}$ интенсивность отказов из-за забойн лопаток компрессора составила $\lambda_{д.с.д.зоб}^* = 0,05 \cdot 10^{-3}$. Для сравнения приведем интенсивности отказов некоторых других элементов и систем этого двигателя: трещины и разрушения лопаток турбины $\lambda_{д.с.д.т}^* =$

$\approx 0,012 \cdot 10^{-3}$, отказы приводов агрегатов $-\lambda_{д.с.д.п.а}^* = 0,028 \cdot 10^{-3}$, отказы в системе смазки $-\lambda_{д.с.л.см}^* = 0,02 \cdot 10^{-3}$.

Из последнего примера следует, что интенсивность отказов из-за забоя лопаток компрессора, определяемая не в меньшей мере условиями использования двигателя, чем его конструкцией, в несколько раз больше, чем интенсивность отказов некоторых других систем и узлов. Поэтому при использовании в расчетах по оценке надежности двигателя статистических данных об отказах необходимо учитывать, к каким условиям применения эти данные относятся. Большой разброс приведенных значений критериев надежности элементов и систем разных ГТД указывает на необходимость тщательного отбора статистики с целью использования для расчетов надежности двигателей интенсивностей и параметров потока отказов только тех серийных элементов, которые можно уверенно считать прототипом таковых в новом двигателе. Но даже при этом условии в проектируемом двигателе детали, заимствованные у прототипа, могут быть выполнены из другого материала, иметь другой уровень нагрузок и т. п. В этих случаях могут вноситься поправочные коэффициенты, учитывающие изменение уровня надежности соответствующего элемента типа $k_\lambda = \lambda_{нов}/\lambda_{прот.}$, где $\lambda_{нов}$ — ожидаемая интенсивность отказов элемента или детали проектируемого двигателя; $\lambda_{прот.}$ — интенсивность отказов элемента прототипа. Дать общие рекомендации о выборе таких коэффициентов затруднительно. В зависимости от характера нагрузок на элемент и причин его отказов величина k_λ (или k_ω) должна в большинстве случаев индивидуально оцениваться для конкретных условий. Ориентировочная рекомендация может быть дана для деталей, отказы которых определенно связаны с причинами прочностного характера. В этих случаях можно оценивать коэффициенты k_λ , как

$$k_\lambda = k_{прот.}/k_{нов.} \quad (5.25)$$

где $k_{прот.}$ и $k_{нов.}$ — запасы прочности соответственно детали-прототипа и новой детали.

Когда выбраны значения критериев надежности (λ и ω) для всех элементов, то, принимая распределение наработки на отказ экспоненциальным, легко подсчитать для заданного времени (обычно времени выполнения задания) вероятности безотказной работы элементов.

Далее проводится расчет надежности отдельных функциональных групп. Их структурные схемы в большинстве случаев представляют комбинации последовательных и отдельных параллельных соединений. Вероятность безотказной работы определяется путем последовательного свертывания структурной схемы на основе использования соответствующих расчетных формул, приведенных выше. Произведение вероятностей безотказной работы функциональных групп дает вероятность безотказной работы двигателя.

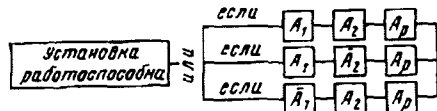
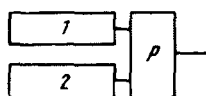


Рис. 5.33. Принципиальная схема силовой установки с двумя ГТД (1 и 2), работающими на один редуктор (Р)

Рис. 5.34. Логическая схема безотказности двухдвигательной силовой установки с одним редуктором

В отдельных случаях при расчете надежности двигателя могут встретиться условия, когда метод расчета с использованием структурных схем применен быть не может. Такая ситуация возникает при неоднозначности (по крайней мере, по последствиям для работоспособности системы) отказов отдельных элементов. Приведем простой пример. На рис. 5.33 показана принципиальная схема силовой установки, состоящей из двух двигателей, работающих на один редуктор. При выключении по любой причине одного двигателя и сохранении работоспособности редуктора установка может продолжать работу (пусть в каком-то другом режиме) и аварийная ситуация не наступает. Однако кроме выключения двигателя возможен отказ, заключающийся в нелокализованном внутри его корпуса разрушении ротора (например, разрыв диска турбины), приводящий к пожару и аварии всей установки. Вероятность безотказной работы установки в этом случае не может быть найдена методом структурных схем. Здесь может быть использован более универсальный метод логических схем, используемый, в частности, для расчета надежности двигательных установок В. В. Косточкиным [32], З. И. Лешенковой, К. С. Виноградовой и др.

Метод логических схем требует прежде всего формулировки условий безотказной работы, т. е. описания тех комбинаций состояний элементов, при которых обеспечивается работоспособность системы. Для рассмотренного примера эти условия следующие. Установка будет работоспособна, если:

1) не разрушатся и не выключатся ни первый, ни второй двигатель и не откажет редуктор;

2) не разрушится и не выключится первый двигатель, выключится, но не разрушится второй и не откажет редуктор;

3) не разрушится, но выключится первый двигатель, не разрушится и не выключится второй и не откажет редуктор.

Далее строится логическая схема — графическое выражение логических условий безотказности. Каждое звено этой схемы означает событие, т. е. безотказную работу или отказ элемента. На рис. 5.34 показана логическая схема безотказной работы силовой установки, изображенной на рис. 5.33. На этой схеме A_1 , A_2 означают безотказность соответственно первого и второго двигателя по выключениям и по нелокализованным разрушениям; $\bar{A}_1$, $\bar{A}_2$ — выключения соответствующих двигателей; A_p — безотказность редуктора.

Теперь следует составить уравнение, описывающее условие безотказной работы. Для составления алгебраического уравнения безотказности используются основные положения булевой алгебры, в которой определены две бинарные операции, обозначаемые как логические сложение и умножение. Логическое умножение событий A_1 , A_2 означает « A_1 и A_2 », а логическое сложение $A_1 + A_2$ означает « A_1 или A_2 ». Не останавливаясь на законах булевой алгебры, заметим, что сформулированные выше условия безотказности двухдвигательной установки с одним редуктором можно записать, как

$$S = A_1 A_2 A_p + A_1 \bar{A}_2 A_p + \bar{A}_1 A_2 A_p = A_p (A_1 A_2 + A_1 \bar{A}_2 + \bar{A}_1 A_2), \quad (5.26)$$

где A_i означают те же события, что и на рис. 5.34, а S — событие, заключающееся в безотказной работе установки. Вводя в уравнение (5.26) вероятности событий, получаем

$$P_{c,y}(t) = P_p(t) [P_1(t) P_2(t) + P_1(t) Q_{2\text{выкл}}(t) + Q_{1\text{выкл}}(t) P_2(t)], \quad (5.27)$$

где $P_{с.у}(t)$, $P_p(t)$, $P_1(t)$, $P_2(t)$ — вероятности безотказной работы соответственно силовой установки, редуктора, первого и второго двигателей; $Q_{1\text{ выкл}}(t)$ и $Q_{2\text{ выкл}}(t)$ — вероятности выключения первого и второго двигателей.

Так как мы допустили всего три возможных состояния двигателей — работоспособное, выключение по любой причине и нелокализованное разрушение, то $P(t) + Q_{\text{выкл}}(t) + Q_{\text{н.р}}(t) = 1$, где вероятность указанного разрушения обозначена через $Q_{\text{н.р}}(t)$. Тогда $P(t) = 1 - Q_{\text{выкл}}(t) - Q_{\text{н.р}}(t)$ и при равной надежности двигателей из выражения (5.27) получим после несложных преобразований

$$P_{с.у}(t) = [1 - Q_p(t)][1 - Q_{\text{выкл}}(t) - Q_{\text{н.р}}(t)][1 + Q_{\text{выкл}}(t) - Q_{\text{н.р}}(t)]. \quad (5.28)$$

Если в результате определения вероятности безотказной работы функциональных групп и двигателя в целом выявляется недостаточный уровень их надежности, то необходимо определить, какие из элементов или систем в первую очередь в этом повинны. Далее рассматриваются возможные мероприятия по повышению надежности. Это может быть, например, повышение запасов прочности отдельных элементов с соответствующей коррекцией показателей их надежности в k_1 раз [см. формулу (5.25)]; дублирование каких-то элементов системы регулирования или электрооборудования и т. п. После этого расчет повторяется с учетом внесенных изменений.

В случае, если при расчете использовались показатели эксплуатационной надежности двигателя-прототипа, близкого к проектируемому по схемно-конструктивным решениям, но условия применения которого сильно отличаются от таковых для нового двигателя, необходима коррекция результатов расчета с использованием статистических моделей типа (3.43) ... (3.45), учитывающих влияние режимов использования ГТД на их надежность. Так, например, пусть на основе авиационного ТВД предполагается построить двигатель для привода компрессора газолерекачивающей станции, цикл работы которого (запуск — останов) будет в 10 раз больше полетного цикла ТВД. Тогда, как следует из выражения (3.44), почти в 10 раз (так как показатель степени при $t_{\text{пол}}$ близок к единице) увеличится и его наработка на отказ, приводящий к досрочному съему, что и должно быть учтено при окончательной корректировке результатов расчета надежности.

Оценка параметрической надежности ГТД в процессе его проектирования может быть сделана при использовании современных ЭВМ с помощью метода *статистического моделирования* (метода Монте-Карло).

Как указывалось в § 2.4, под параметрическим отказом понимается выход какого-либо из определяющих параметров (для ГТД — тяги или мощности, температуры газа, удельного расхода топлива и т. п.) за границы области предельно допустимых состояний. Уход определяющих параметров двигателя от их номинальных значений связан с рядом случайных факторов. К таким факторам относятся производственные отклонения в пределах допусков определяющих геометрических размеров (например, площадей проходных сечений сопловых аппаратов турбины, особенно ее I ступени, площади горла реактивного сопла и т. п.); изменение размеров и качества поверхности элементов проточной части

двигателя в процессе выработки ресурса; разброс регулировочных характеристик разных экземпляров двигателей; неоднородность условий использования, в том числе вызванная случайным характером внешних условий (например, атмосферных), в которых работает тот или иной экземпляр двигателя. Эти случайные факторы определяют стохастический характер функционирования двигателя, случайный характер изменения его выходных параметров. Задача расчета параметрической надежности сводится к определению закона распределения тех или иных выходных данных двигателя и оценке вероятности их выхода за обусловленные пределы (например, величины $c_{уд}$ авиационного ГТД) при заданных законах распределения вышеуказанных случайных факторов (входных параметров).

Применение метода статистического моделирования заключается в многократных реализациях зависимости выходных параметров от параметров входа, при каждой реализации — при новых случайных их значениях. Метод Монте-Карло называют еще методом статистических испытаний, так как каждая реализация выходных параметров имитирует результаты испытаний какого-то экземпляра двигателя, имеющего случайное сочетание производственных допусков и других влияющих на выходные данные факторов, заданных при каждом испытании случайным выбором. Получающиеся в результате статистических испытаний случайные значения выходных параметров ГТД подвергаются статистической обработке аналогично тому, как это делается с результатами испытаний натурных двигателей, что позволяет в конечном счете определить вероятность ухода интересующих нас параметров за допустимые пределы, т. е. определить параметрическую надежность двигателя.

Связь входных и выходных параметров ГТД описывается математической моделью функционирования, сводящейся к системе уравнений совместной работы элементов двигателя и системы его автоматического регулирования с ограничениями, характеризующими тип, параметры и назначение проектируемого двигателя. Расчет характеристик двигателя по этой математической модели многократно повторяется на ЭВМ с учетом законов распределения входных параметров. Эти законы распределения или являются результатом обобщения предыдущего производственного опыта (например, используются законы распределения производственных отклонений размеров и формы деталей, определенные для деталей аналогичного назначения при производстве серийных двигателей), или отражают известные статистические закономерности тех случайных величин, которые не связаны с особенностями объекта моделирования (вероятностная модель атмосферы, используемая при задании внешних условий работы двигателя). В блок-схеме расчета, показанной на рис. 5.35, эти распределения вводятся в блоки уровня Б, куда вводятся также ограничения, характеризующие режимы использования двигателя, например, высота и скорость полета авиационного ГТД. При «проигрывании» каж-

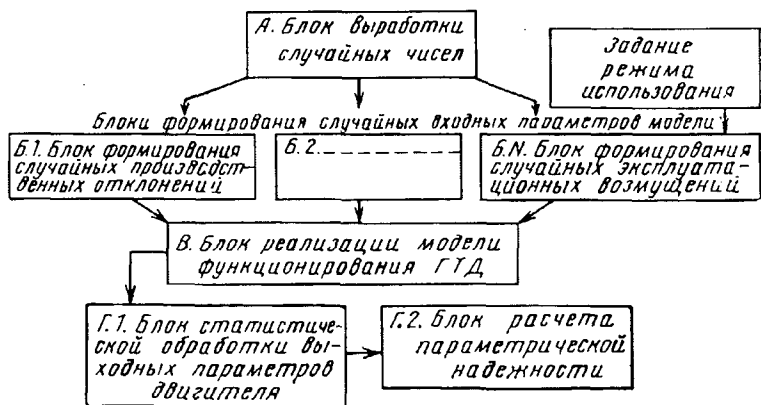


Рис. 5.35. Укрупненная блок-схема расчета параметрической надежности ГТД

дой реализации процесса функционирования двигателя случайный выбор значений входных параметров осуществляется с помощью блока выработки *случайных чисел* — блока А на рис. 5.35.

В блоке В решается система уравнений, являющаяся математической моделью ГТД, при случайных значениях входных параметров. Результаты реализаций поступают в блок Г.1, где происходит статистическая обработка выходных данных двигателя, что позволяет определить в блоке Г.2 параметрическую надежность двигателя, например, в соответствии с формулой (2.63).

Основу статистического моделирования в описанной задаче составляет использование случайных чисел для «розыгрыша», т. е. случайного выбора, значения случайной величины того или иного входного параметра X , имеющей известный закон распределения. Не останавливаясь на процедуре расчета, отметим лишь, что при моделировании каждая реализация случайной величины X вычисляется как

$$x_i = m_x + r_i \sigma_x, \quad (5.29)$$

где m_x и σ_x — математическое ожидание и среднее квадратичное отклонение случайной величины X , а r_i — случайное число, являющееся реализацией случайной величины, имеющей то же распределение, что и X , но с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией. Какое бы распределение случайных чисел не использовалось, во всех случаях оно получается преобразованием случайных чисел, равномерно распределенных в интервале (0; 1). В связи с этим базой метода Монте-Карло является формирование последовательности равномерно распределенных случайных чисел. Случайные числа суть результат случайного процесса. Поэтому не должна быть видна какая-либо закономерность в способе, которым выбрана последовательность случайных чисел. Способы выработки на ЭВМ равномерно распределенных слу-

чайных чисел основаны на многократном повторении некоторой операции, т. е. фактически используют искусственный путь для получения случайных чисел. Поэтому последовательности таких чисел называют последовательностями псевдослучайных чисел. Алгоритмы формирования таких последовательностей хорошо разработаны, в связи с чем при использовании метода Монте-Карло могут использоваться стандартные вычислительные программы для генерирования случайных чисел.

Главные практические трудности при использовании метода статистического моделирования для оценки параметрической надежности проектируемых двигателей связаны с заданием статистических характеристик входных параметров. Поэтому накопление представительной статистики по производственным и эксплуатационным отклонениям, рассеиванию параметров, разбросу характеристик агрегатов регулирования и т. п. является решающим условием успешного применения методов статистического моделирования и, вообще, оценки параметрической надежности двигателей.

Глава 6

Экспериментальная доводка ГТД и испытания по проверке их надежности и долговечности

§ 6.1. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ДОВОДКА ОПЫТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Важнейшим этапом создания газотурбинного двигателя является его экспериментальная отработка или, как часто ее называют, доводка. В процессе доводки решаются две основные задачи. Первая — это проверка того, реализуются ли выбранные при расчете параметры и оправдываются ли принятые допущения. Иначе говоря, первая задача доводки заключается в идентификации опытных образцов двигателей с их математическими моделями (термогазодинамическими, динамическими и т. п.) и, при необходимости, внесение изменений в конструкцию, обеспечивающих получение заложенных в проект характеристик и свойств двигателя. Вторая задача — выявление слабых мест, неудачных конструктивных и технологических решений и их устранение.

С точки зрения обеспечения надежности двигателя главной задачей доводки является проверка наличия и достаточности заложенных при проектировании запасов работоспособности. По некоторым же видам нагружений запасы часто не могут быть назначены при проектировании, так как сама потребность в этих запасах выявляется лишь при доводке. В частности, как указывалось в § 5.1, уровень вибрационных напряжений в лопатках определя-

ется тензометрированием лопаток опытных образцов двигателя. Поэтому и средства снижения вибронпряжений (например, конструктивное демпфирование) часто вводятся в конструкцию тишь в результате доводки.

Доводка всегда сопровождается более или менее значительным изменением первоначальной конструкции опытного двигателя. Например, по данным специалистов английской авиапромышленности, чертеж каждой детали опытного авиационного ГТД за период доводки в среднем изменяется 5 раз. Так как в процессе доводки прсверяются и технологические решения, желательно, чтобы на заключительных ее этапах к изготовлению опытных образцов подключался серийный завод, которому будет передан для производства двигатель после завершения доводки. В противном случае возможно, как показывает опыт, изменение практически 100% чертежей при освоении серийной технологии.

Прогрессивным методом доводки ГТД, позволяющим сократить ее сроки и стоимость, является поузловая доводка. Она заключается в раздельной, на специальных стендах, экспериментальной отработке узлов и элементов двигателя. Когда получены требуемые характеристики и надежность узлов, заключительные этапы доводки проводятся уже на двигателе. В свете рассмотренного в § 5.3 направления унификации ГТД, заключающегося в создании семейства двигателей на базе общего газогенератора, особенно важна при поузловой доводке опережающая отработка нового газогенератора.

Процесс экспериментальной доводки любого газотурбинного двигателя можно условно разбить на несколько этапов. Во-первых, апробируется и отрабатывается работоспособность конструкции нового двигателя, без чего невозможна дальнейшая доводка. Следующий этап доводки состоит в получении требуемых характеристик и эксплуатационных свойств двигателя. И, наконец, когда основные данные двигателя получены, последний этап доводки заключается в получении уровня его надежности и долговечности, достаточного для начала эксплуатации. Первый и третий этапы доводки целиком направлены на обеспечение надежности двигателя. Но и в процессе отработки требуемых характеристик двигателя решаются многие вопросы его надежности (такие, например, как обеспечение нужных запасов газодинамической устойчивости, надежного залуска во всех эксплуатационных условиях и т. п.).

Эффективность процесса доводки существенно зависит от того, насколько близки условия доводочных испытаний к эксплуатационным. Для воспроизводства при доводке условий нагружения, соответствующих ожидаемым при эксплуатации, многие доводочные испытания проводятся с имитацией эксплуатационных условий. Так, например, при доводке авиационных ГТД проводятся испытания в термобарокамерах при давлениях и температурах поступающего в двигатель воздуха, соответствующих ожидаемым высотам и скоростям полета. Однако имитацию всего комплекса внешних эксплуатационных воздействий обеспечить при стендо-

вой доводке затруднительно. В связи с этим часть доводочных испытаний проводится в натурных эксплуатационных условиях — летные испытания авиационных ГТД, ходовые испытания судовых ГТД и т. п.

После того, как конструктивное лицо опытного двигателя определено, проводятся его длительные испытания, обычно в течение времени, соответствующего первоначальному ресурсу. В определенной мере эти испытания (обычно проводят несколько длительных испытаний) позволяют оценить надежность опытного двигателя при выработке им первоначально заданной величины ресурса. Для более полной оценки надежности опытного ГТД перед запуском его в серийное производство проводятся специальные испытания по проверке эксплуатационной надежности, описанные в § 6.2.

В течение последних лет делается ряд попыток, особенно применительно к такой отрасли, как ракетостроение, дать формализованное описание процесса доводки опытного объекта. В связи с тем, что в процессе доводки в объект вносятся улучшающие изменения, надежность его растет. Один из подходов к описанию этого процесса основывается на том, что процесс роста надежности рассматривают как случайный и строят статистические модели увеличения надежности опытного объекта. Эффективность подобных подходов невелика, так как при построении статистических моделей не учитываются ни логика доводки, ни физика отказов, а статистический материал для оценки параметров моделей обычно крайне скуден.

Получили распространение и подходы, основанные на использовании стохастических моделей обучаемости. Формализованное описание процесса обучения распространяют на процесс доводки, при котором благодаря вносимым изменениям объект как бы «учится» высокой надежности.

Некоторые авторы предлагают рассматривать доводку как информационный процесс, при котором по мере накопления данных о работе опытного объекта уменьшается неопределенность в оценке его свойств (в первую очередь — надежности), и соответственно изменяется энтропия как мера количества информации.

Упомянутые подходы до настоящего времени не нашли серьезного практического применения при создании газотурбинных двигателей и мы не будем на них останавливаться. При этом заметим, что логико-вероятностные или информационные модели могут помочь при оценках потребного объема доводочных испытаний, при осмысливании общих закономерностей этапа экспериментальной доводки как важной части процесса создания двигателя. Но практические решения при планировании хода доводки, при выборе мероприятий, вводимых в опытные образцы, базируются на содержательном инженерном анализе причин отказов при доводочных испытаниях, на правильной оценке слабых мест конструкции, на ясном понимании физических закономерностей, определяющих функционирование всех систем ГТД и двигателя в целом.

Рост надежности двигателя не заканчивается с завершением его доводки. Напротив, как было показано в § 3.4, при наличии обратной связи эксплуатации с промышленностью в процессе серийного производства и накопления опыта эксплуатации двигателей продолжается их совершенствование, в результате которого растет надежность. Необходимо стремиться к достижению возможно большей надежности к моменту передачи двигателя в серийное производство. Но как показывает опыт авиационного двигателестроения, если даже после очень тщательной и всесторонней отработки надежность ГТД для пассажирского самолета характеризуется

1000 мес

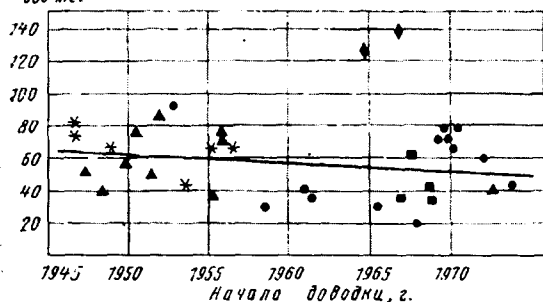


Рис. 6.1. Зависимость продолжительности доводки ГТД в месяцах от года начала эксплуатации

величиной $T_{0.1}$ в несколько тысяч часов, то после нескольких лет серийного производства и эксплуатации величина наработки на отказ возрастает на порядок. Это свидетельствует о наличии резервов увеличения надежности двигателей к моменту окончания доводки, требует в связи с этим постоянного совершенствования процесса доводки. Необходимость совершенствования процесса доводки вызывается также наблюдающейся тенденцией увеличения ее объема и стоимости в связи с усложнением конструкции и постоянным повышением параметров двигателей.

Для характеристики объема доводки авиационных ГТД рассмотрим среднестатистические показатели процесса доводки, приведенные в работе [12], в которой обобщены сведения о доводке 59 двигателей за период, охватывающий почти 30 лет. На рис. 6.1, заимствованном из работы [12], показана общая продолжительность доводки от первого стендового испытания опытного образца до начала эксплуатации серийных двигателей. Средняя арифметическая продолжительность доводки составляет 60 месяцев. Нанесенная на рис. 6.1 линия регрессии получена для всей совокупности точек, за исключением двух, отражающих доводку авиационных двигателей для СПС «Олимпиа» 593 и GE4. Она отражает тенденцию к некоторому снижению сроков доводки, что является следствием повышения интенсивности доводки, но не уменьшения ее объема. Как видно из рассмотрения рис. 6.2, средняя

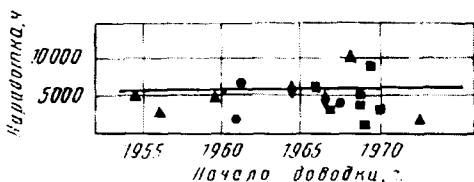


Рис. 6.2. Зависимость стендовой наработки опытных образцов до начала летных испытаний от года начала доводки

Рис. 6.3 Зависимость суммарной наработки ГТД до получения удостоверения на годность от года начала доводки

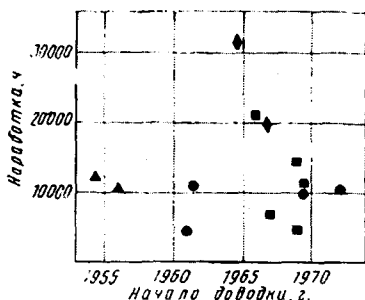
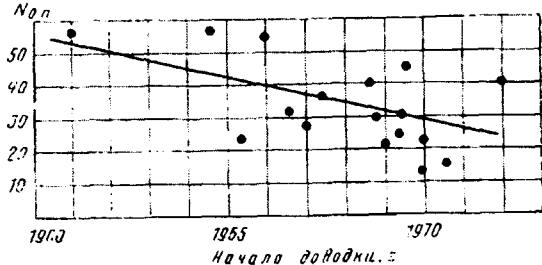


Рис. 6.4. Зависимость количества опытных образцов ГТД, используемых в доводке, от года начала доводки



стендовая наработка до начала летных испытаний за последние 20 лет находится на уровне 5000 ч. Суммарная же наработка за период доводки до сертификации (рис. 6.3) равна в среднем 13 000 ч, а до начала эксплуатации — 20 000 ч, из которых 8 000 ч составляет средняя величина летной наработки. Рис. 6.4 дает представление о числе опытных образцов двигателей, используемых для доводки. Среднее арифметическое число опытных образцов составляет 34 шт., но линия регрессии указывает на устойчивую тенденцию к их снижению, так как стоимость опытных двигателей резко растет по мере их усложнения. Сокращению числа опытных образцов, потребных для доводочных испытаний, соответствует увеличение наработки каждого опытного двигателя. Если в 50-е годы средняя наработка каждого опытного ГТД в процессе доводки составляла 230 ч, то в начале 70-х годов она дошла до 550 ч.

Все возрастающую роль играет в последние годы поузловая и поэлементная доводка в дополнение к доводочным испытаниям двигателей. Наработка отдельных узлов и элементов (таких, как камера сгорания, подшипниковые узлы, элементы системы регулирования и т. п.) доходит до десятков тысяч часов.

Приведенные цифры характеризуют среднюю картину. В зависимости от многих факторов показатели доводки того или иного двигателя могут отклоняться от средних данных. Ведущими факторами при этом являются требования к надежности двигателя и уровень заложенных в его конструкцию запасов работоспособности. Чем выше требуемая надежность и чем меньше выбранные запасы, тем больше необходимый объем экспериментальной доводки.

§ 6.2. СПЕЦИАЛЬНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПО ПРОВЕРКЕ НАДЕЖНОСТИ ГТД

Выше уже неоднократно отмечалось, что при высоком присутствии ГТД уровне наработки на отказы большинства типов практически невозможно получить специальными испытаниями при разумной их стоимости и продолжительности сколько-нибудь исчерпывающие и достаточно достоверные количественные характеристики надежности опытных газотурбинных двигателей. Поэтому в инженерной практике вырабатываются такие методы относительно кратковременной экспериментальной проверки ГТД, которые

позволяют перед запуском двигателя в серийное производство судить о его надежности на основании определения наличия и достаточности запасов работоспособности основных узлов, систем и элементов двигателя по отношению к различным возможным в эксплуатации воздействиям. Система испытаний такого рода сложилась в авиадвигателестроении. Она закреплена с небольшими вариациями на уровне национальных стандартов в нормах летной годности гражданских самолетов СССР, США, Великобритании [46, 68, 65], а также на уровне международных рекомендаций в «Техническом руководстве по летной годности» ИКАО [59]. Успешное прохождение двигателем испытаний, предусмотренных этой системой, является необходимым условием получения сертификата летной годности на двигатель данного типа. Аналогичные системы испытаний могут быть разработаны и использованы для проверки надежности ГТД различного назначения перед началом их серийного производства и эксплуатации. Остановимся на принципах разработки таких систем испытаний и на примерах некоторых типовых испытаний авиационных ГТД, предусмотренных НЛГС СССР [46] (нормами летной годности гражданских самолетов).

При разработке комплекса испытаний по проверке надежности двигателей возникают три группы вопросов — о номенклатуре испытаний, о методах их проведения и о методах оценки их результатов (что испытывать, как испытывать и как оценивать результаты испытаний). Остановимся на этих вопросах.

Выбор номенклатуры испытаний

Выбор номенклатуры испытаний определяет, по существу, в связи с какими типами отказов и при каких возможных внешних воздействиях на двигатель должны проверяться запасы его работоспособности. Естественно, что при этом должна быть обеспечена проверка всех основных определяющих надежность факторов, но вместе с тем без чрезмерной перегрузки комплекса испытаний. В комплекс специальных испытаний авиационных ГТД вошли испытания, отобранные, в основном, по трем признакам. Во-первых, по проверке запасов работоспособности двигателей в связи с характерными наиболее часто встречающимися причинами отказов. Из материалов гл. 4 следует, что к частым отказам относятся усталостные поломки лопаток, потеря газодинамической устойчивости, неудачные запуски, повреждения лопаток компрессора посторонними предметами, различные отказы топливной и масляной систем (в том числе течи из трубопроводов), обледенение входных элементов и некоторые другие. В связи с перечисленными типами отказов в систему специальных испытаний включены такие испытания, как испытания по исследованию вибрационного состояния лопаток и других деталей ГТД; испытания по определению последствий разрушения лопаток компрессоров и турбин; проверка пусковых свойств двигателя на земле и в полете;

определение запасов газодинамической устойчивости при различных внешних воздействиях; проверка работоспособности двигателя при попадании во входное устройство птиц, воды, кусков льда, града; проверка топливной системы и системы автоматического регулирования, включая оценки приемистости в полете; исследования работы маслосистемы, в том числе при авторотации; испытания трубопроводов и узлов под давлением; исследования эффективности противообледенительной системы двигателя и др. Вторым признаком, по которому то или иное испытание включалось в комплекс, является тяжесть последствий отказа, пусть даже очень маловероятного (разрушение дисков, валов и т. п.). Поэтому в число обязательных специальных испытаний вошли испытания по проверке роторов двигателей на прочность; испытания при повышенном крутящем моменте для ТВД со свободной турбиной и др. И наконец, есть несколько специальных испытаний, включенных в комплекс, для проверки запасов работоспособности двигателя не в связи с конкретными причинами отказов, а в связи с некоторыми возможными воздействиями на конструкцию двигателя, последствия которых заранее не очевидны. Примером такого испытания является испытание с превышением (на 3%) максимальной рабочей частоты вращения ротора двигателя. Это не испытание по проверке прочности ротора (при прочностных испытаниях ротор раскручивается до частот вращения, на 20% превышающих рабочие), а проверка функционирования ГТД при возможных в эксплуатации по тем или иным причинам забросах частоты вращения. Необходимо убедиться, что при этом не появляются нежелательные последствия, например, повышенные вибрации лопаток, критические частоты вращения валов, либо какие-то иные, предсказать которые затруднительно. На основе рассмотренных подходов в комплексе обязательных специальных испытаний авиационных ГТД включено несколько десятков стендовых и летных испытаний.

Разработка методов проведения специальных испытаний

При разработке методов испытаний решающим является вопрос о выборе того уровня нагрузок (режимов и внешних воздействий), который должен благополучно выдерживаться двигателем и при котором должны проверяться запасы его работоспособности. Немаловажно также, чтобы методы проведения обязательных испытаний были возможно доступнее, чтобы большинство из них можно было проводить на обычных заводских стендах. Рассмотрим очень кратко на нескольких примерах методы проведения специальных испытаний авиационных ГТД.

Определение вибрационных характеристик двигателя, его узлов и деталей. Исследование вибрационного состояния ГТД включает целую серию испытаний, важнейшие из которых — тензометрирование лопаток турбины (рабочих) и компрессора (рабочих



Рис. 6.5. Примерный вид кривой переменных напряжений

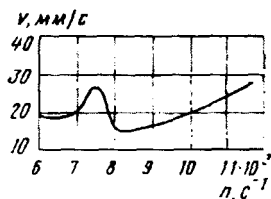


Рис. 6.6. Пример изменения уровня вибраций корпуса двигателя

и спрямляющих). Тензометрированием должно быть, в частности, определено влияние на уровень вибрационных напряжений в рабочих лопатках компрессора таких факторов, как наибольшие возможные в эксплуатации неравномерности полных давлений воздуха на входе в двигатель, максимально возможные в высотно-скоростных условиях давления и температуры воздуха. Этим определяется необходимость проведения тензометрирования на специальных стендах с повышенными по сравнению с атмосферными параметрами воздуха перед двигателем и с неравномерностью потока, имитирующей таковую на разных режимах полета. Тензометрирование должно проводиться во всем диапазоне частот вращения от малого газа до максимального режима, так как резонансные (и срывные) колебания могут возникать при любых значениях частоты вращения. Резонансные колебания дают пики напряжений (рис. 6.5) при $f_c = kn$, где f_c — частота собственных колебаний; k — номер возмущающей гармоники; n — частота вращения.

Все возможные возмущающие гармоники предсказать практически нельзя. Поэтому запись напряжений должна вестись непрерывно при всех частотах вращения.

Специальные испытания с вибрографированием двигателя имеют целью определить уровень вибраций корпуса двигателя. Вибродатчики устанавливаются в плоскости опор ротора в вертикальном и горизонтальном направлениях, поперечных оси двигателя, а также на агрегатах, форсажной камере или других элементах, где ожидается повышенный уровень вибраций. Сигналы от датчиков вибраций, обычно пропорциональные скорости перемещения, записываются во всем диапазоне частот вращения (рис. 6.6).

Проверка двигателя на достаточность запаса газодинамической устойчивости. Эти испытания так же, как и описанные выше, выливаются в целый комплекс экспериментальных проверок, в результате которых должно быть показано, что при работе двигателя во всей области эксплуатационных режимов не возникают срывы в компрессоре. Проверяются запасы устойчивости при воздействии факторов, описанных в § 5.1. Поэтому проверка запасов устойчивости проводится и с имитацией имеющих место в усло-

виях полета неравномерностей потока воздуха перед двигателем, и с натурным самолетным воздухозаборником в стендовых условиях, и в высотно-скоростных условиях на высотном стенде, и при летных испытаниях двигателя.

Испытания по определению последствий разрушения лопаток компрессора и турбины. Целью этих испытаний является оценка меры локализации разрушений двигателя при обрыве лопатки. Эти испытания методически относительно просты. На обычном заводском стенде двигатель выводят на режим максимальных частот вращения с предварительно подрезанными у корня несколькими лопатками. Если ни одна лопатка не обрывается, увеличивают подрезку и повторяют опыт, пока лопатка не оборвется. Для отрыва лопатки может использоваться и электродетонатор. Испытаниям должен предшествовать анализ с целью определения наиболее критической ступени компрессора или турбины в смысле опасных последствий обрыва лопатки.

Испытания под давлением трубопроводов и узлов на непроницаемость для жидкости, газа или воздуха. Эти испытания также являются примером методически простых испытаний. Важным моментом является здесь назначение того избыточного уровня давлений, при котором должна сохраняться герметичность испытываемых элементов. Для топливной системы, например, из опыта выбрана величина превышения максимального рабочего давления (для данного элемента), равная 1,5. Это означает, что все узлы и трубопроводы топливной системы подвергаются испытаниям под давлением в 1,5 раза большим, чем максимально возможное при эксплуатации.

Проверка эффективности противообледенительной системы двигателя. Специальные стендовые испытания по проверке эффективности противообледенительной системы должны проводиться при температурах воздуха и искусственных условиях обледенения, соответствующих графику на рис. 6.7. Заметим, что весьма редко, но возможно встретить условия обледенения более жесткие, чем показанные на рис. 6.7. Предполагается, что в случае возникновения таких редких ситуаций в каких-то зонах не следует в этот период проводить полетов в них, так как защита от обледенения в этих условиях чрезвычайно затруднена. Испытания проводятся на нескольких режимах (малый газ, взлетный, несколько промежуточных). Продолжительность испытаний при водности, соответствующей кривой 1 на рис. 6.7, на каждом из режимов должна составлять не менее 15 мин.

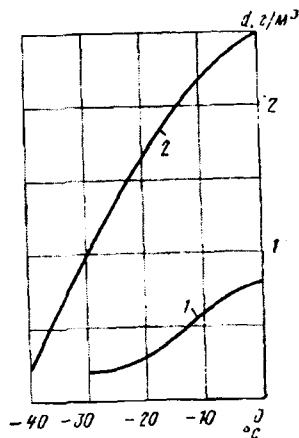


Рис. 6.7. Рекомендуемые кривые водности для испытаний противообледенительных систем:

1—длительное действие; 2—действие до 1 мин

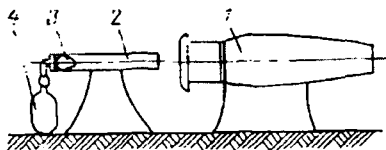


Рис. 6.8. Установки для забрасывания птиц:

1—испытываемый ГТД; 2—пушка; 3—птица; 4—баллон с воздухом

Если не удастся провести испытания в зимних условиях при потребных (от 0 до -30°C) температурах на обычном стенде, необходимы испытания в термобарокамере. Вода в поток должна подаваться в виде капель со среднеэффективным диаметром, равным 20 мкм, что соответствует типичным природным условиям обледенения.

Проверка работоспособности двигателя при попадании в воздухозаборное устройство птиц. При этих испытаниях проверяется работа двигателя при попадании в него нескольких птиц среднего размера (масса 0,5...0,7 кг) и мелких птиц (масса до 115 г) и одной крупной птицы (масса не менее 1,8 кг). Испытания проводятся следующим образом. В нескольких метрах перед двигателем устанавливается пневматическая пушка (рис. 6.8) со стволом длиной около трех метров. В ствол закладывается крупная птица или несколько мелких. Выбрасываются птицы с помощью сжатого воздуха. Необходимо сообщить птице такую скорость, чтобы скорость ее встречи с двигателем равнялась крейсерской скорости полета самолета на высоте, где еще возможна встреча с птицами. Забрасывание тушек птиц, забитых задолго до опыта, не допускается, так как они могут вызвать другую степень повреждения, чем живые птицы.

Не останавливаясь на других примерах специальных испытаний, заметим, что для каждого типа двигателя на основе типовых методик испытаний разрабатываются методики и программы испытаний, учитывающие особенности конструкции и применения данного двигателя, в которых, в частности, оговариваются характерные для него уровни тех воздействий, при которых должна проверяться работоспособность двигателя (неравномерность поля на входе, максимальное давление воздуха перед двигателем и т. п.).

Оценка результатов испытаний

При оценке результатов испытаний требуется очень обоснованное отношение к последствиям того или иного воздействия (если такие последствия имеют место) и к установленному испытаниями уровню величин запасов работоспособности.

Правда, в ряде случаев оценка последствий воздействий настолько однозначна, что не вызывает трудностей — в этих случаях оценка результатов испытаний происходит по принципу «да» — «нет» (прошел или не прошел испытания двигатель). Например, если прочность и герметичность топливных трубопроводов при требуемом 1,5-кратном превышении давления не нарушены, значит испытания под давлением прошли успешно. Аналогично об-

стоит дело с обрывом лопаток — если оборвавшаяся лопатка не пробила корпус и все вторичные разрушения локализованы внутри двигателя, то результаты испытаний по определению последствий обрыва лопаток положительные.

Сложнее обстоит дело в случае, например, оценки повреждений от забрасываемых в двигатель птиц. Какие-то повреждения при этом неизбежны, но какие считать приемлемыми, — не очевидно без анализа последующих полетных ситуаций. Для этого случая в НЛГС [46] приняты следующие критерии оценки. Птица массой более 1,8 кг, попавшая в двигатель многодвигательного самолета, не должна наносить повреждений, вызывающих опасность для самолета. Полная потеря тяги или мощности в данном случае не рассматривается как опасность для самолета, т. е. допускается выключение (самопроизвольное или вынужденное) двигателя. Попадание в двигатель нескольких средних и мелких птиц не должно приводить к выключению двигателя и к недопустимым отклонениям (так как мелкие птицы могут попасть в несколько двигателей) в его параметрах, которые препятствовали бы завершению полета. Очевидно, что последнее требование содержит некоторую неопределенность; поэтому оценка результатов специальных испытаний с забрасыванием птиц должна делаться применительно к конкретному типу двигателя с учетом его использования на том или ином самолете.

Наконец, в ряде испытаний определяется лишь уровень нагрузок на элементы двигателя, вызываемый определенными воздействиями, например, уровень вибронпряжений в лопатках компрессора при неравномерном поле на входе в него. Если этот уровень соответствует запасу прочности, установленному на основании опыта для данного материала и соответствующих условий работы детали, испытания оцениваются как удовлетворительные. Но на некоторых режимах работы двигателя переменные напряжения в лопатках могут несколько превосходить рекомендуемый уровень. Возникает вопрос, следует ли переделывать конструкции лопатки, менять материал и т. п.; иначе говоря, требуется решить, достаточно ли оснований для отрицательной оценки результатов испытаний. В подобных случаях предусматривается дополнительная проверка достаточности запасов, для рассмотренного примера — резонансные испытания в пределах области повышенного уровня вибраций. Если лопатка набирает без повреждений число циклов знакопеременных нагружений, превосходящее возможное за ресурс при нормальной эксплуатации, запас признается достаточным.

Из рассмотренных примеров мы видим, что для проверки надежности опытных авиационных ГТД нашли применение инженерно-физические методы, а не статистическая оценка количественных характеристик надежности, которая затруднена при умеренной наработке опытных образцов. Системы специальных испытаний по проверке надежности могут разрабатываться применительно к любым типам ГТД. Очевидно, что назначение, характер использова-

ний двигателей, требования к ним будут накладывать свой отпечаток как на номенклатуру, так и на методы испытаний.

§ 6.3. УСКОРЕННЫЕ ЭКВИВАЛЕНТНЫЕ И ЦИКЛИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ

При небольших величинах ресурса ГТД проверка надежности двигателя и его основных узлов за время выработки ресурса может осуществляться длительными испытаниями по эксплуатационной программе, т. е. программе, отражающей в натуральном масштабе времени режимы работы и нагрузки, которые будут иметь место в типичных условиях эксплуатации двигателя. Но при величинах ресурса, равных многим тысячам и даже десяткам тысяч часов, ресурсные испытания в натуральном масштабе времени теряют практический смысл и заменяются ускоренными, эквивалентными длительным по исчерпанию долговечности основных узлов и деталей. При ускоренных испытаниях путем использования наиболее тяжелых из эксплуатационных режимов работы двигателя добиваются за короткое время такой же повреждаемости, какую получит двигатель за время выработки ресурса. Ускоренные эквивалентные испытания позволяют в короткие сроки выявить основные дефекты двигателя, проверить мероприятия по их устранению и оценить общетехнический ресурс двигателя. Ускоренные испытания целесообразно проводить на двигателях, уже проверенных специальными испытаниями на надежность (см. § 6.2) и потенциально имеющих большой ресурс.

Отправным пунктом построения методов проведения ускоренных эквивалентных испытаний должно быть согласующееся с практикой предположение о том, как расходуется запас работоспособности испытываемого объекта в зависимости от условий проведения испытаний, т. е. в зависимости от режимов работы, числа циклов нагружения и т. п. Расходование запаса работоспособности или, иначе говоря, исчерпание *меры ресурса* должно быть одинаково для эквивалентного испытания и работы двигателя в эксплуатации в течение имитируемого ускоренными испытаниями ресурса.

Установление объективной меры выработки ресурса представляет очень сложную проблему, решение которой предполагает знание всех процессов, протекающих в рабочих условиях и приводящих при какой-то наработке к потере работоспособности. Для отдельных элементов конструкции при ясном характере их нагружения понятие меры ресурса более или менее однозначно. Но для такой многокомпонентной системы, как газотурбинный двигатель, закономерности накопления повреждений каждого элемента и узла учесть весьма сложно из-за различия условий их работы и характера нагружений. Поэтому весьма условно можно говорить и о мере ресурса двигателя. Но так как условие эквивалентности испытаний есть равенство меры ресурса, то строго установить ус-

ловие эквивалентности испытаний двигателя затруднительно. В практике испытаний используются представления об эквивалентности режимов для отдельных узлов и деталей при различных типах нагружений. В зависимости от того, какие элементы двигателя и какие виды их нагружения принять лимитирующими ресурс двигателя, возможны разные подходы к оценке условий эквивалентности и составлению программ ускоренных испытаний. На практике обычно используются компромиссные подходы, и программы ускоренных испытаний исходят из сочетания проверок нескольких лимитирующих долговечность различных деталей факторов. Ниже рассмотрены несколько подходов к оценке эквивалентности режимов ГТД.

Испытания, эквивалентные по длительной прочности

Во многих практически важных случаях целесообразно использовать меру ресурса, связанную с запасами прочности. Тогда принцип эквивалентных испытаний сводится к равенству запасов прочности при ускоренных испытаниях и испытаниях по эксплуатационной программе.

Ресурс газотурбинного двигателя в основном определяется элементами горячей части двигателя (в первую очередь — лопатками и дисками турбины). При этом длительная статическая прочность является одним из решающих факторов, влияющих на ресурс турбины. В связи с этим получил распространение подход к определению меры эквивалентности режимов ускоренных испытаний из условия равенства запасов статической прочности.

Детерминированная математическая модель длительного статического разрушения может быть представлена в следующей форме:

$$\sigma^m t^* = C, \quad (6.1)$$

где t^* — время до разрушения при действии статического напряжения σ при температуре T ; m и C — постоянные для данного материала и температуры коэффициенты.

В реальных условиях элементы двигателя работают при меняющихся условиях нагружения, в связи с чем необходимо суммирование повреждений для правильной оценки запасов прочности. Опыт показывает, что возможно использование линейной модели суммирования повреждений, которая для разрушений, связанных с длительной прочностью, дает следующее условие разрушения:

$$\sum_{i=1}^n (t_i / t_i^*) = 1, \quad (6.2)$$

где n — число режимов нагружения; t_i — время работы на i -м режиме с температурой T_i и при напряжении σ_i ; t_i^* — время до разрушения при работе на этом режиме.

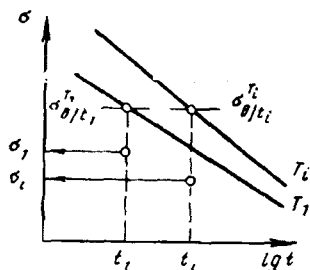


Рис. 6.9. График к оценке эквивалентности режимов по длительной прочности

Рассмотрим теперь запасы длительной статической прочности турбинной лопатки на разных режимах. Пусть на максимальном режиме запас прочности

$$k_1 = \sigma_{B/T_1}^T / \sigma_1. \quad (6.3)$$

В формуле (6.3) σ_{B/T_1}^T — предел длительной прочности материала при температуре T_1 и длительности t_1 , соответствующих максимальному режиму; σ_1 — наибольшее действующее напряжение на этом режиме (рис. 6.9). Аналогично формуле (6.3) для любого другого менее нагруженного режима можно записать $k_i = \sigma_{B/T_i}^T / \sigma_i$. Общий запас прочности с учетом всех режимов определяется на основе линейного суммирования повреждений — условие (6.2).

Если учесть модель разрушения (6.1), можно вместо выражения (6.3) записать

$$(\sigma_{B/T_i}^T / \sigma_i)^{m_i} = k_i^{m_i} = t_1^* / t_i, \quad (6.4)$$

где m_i — показатель степени в зависимости время — напряжение для длительной прочности материала при температуре T_i ; t_1^* — время до разрушения при температуре T_1 и напряжения σ_1 .

Из условий линейного суммирования повреждений для эквивалентного запаса прочности с учетом работы на всех n режимах можно записать соотношение

$$1/k_{\text{экв}}^{m_i} = 1/k_1^{m_i} + 1/k_2^{m_i} + \dots = \sum_{i=1}^n (1/k_i^{m_i}). \quad (6.5)$$

Примем величину m равной m_1 (ее значение — наименьшее). Принимаем также

$$m_i = m_1. \quad (6.6)$$

Условие (6.6) идет в запас прочности. Выбираем за эквивалентный режим максимальный. Тогда, учитывая выражения (6.5) и (6.4), можем записать, что

$$\sum_{i=1}^n (1/k_i^{m_i}) = t_{1\text{экв}} / t_1^*, \quad (6.7)$$

где $t_{1\text{экв}}$ — эквивалентное время работы на максимальном (1-м) режиме. Так как $t_1^* = t_1 k_1^{m_i}$, то равенство (6.7) перепишется в следующем виде:

$$t_{1\text{экв}} = t_1 \sum_{i=1}^n (k_i / k_1)^{m_i} = t_1 [1 + (k_1 / k_2)^{m_i} + (k_1 / k_3)^{m_i} + \dots]. \quad (6.8)$$

Это выражение отражает условие эквивалентности — равенство запасов длительной прочности при ускоренных испытаниях на I-м режиме и длительных эксплуатационных испытаниях. Иначе говоря, запас прочности при работе на максимальном режиме в течение $t_{I \text{ экв}}$ будет равен запасу прочности при работе на всех режимах в течение ресурса. Условие (6.8) дает решающее сокращение времени испытаний. Так, для авиационных ГТД $t_{I \text{ экв}} = (1,2 \dots \dots 2,5)t_1$, т. е. удвоение времени работы на максимальном режиме практически эквивалентно по повреждаемости горячей части (в связи с длительной прочностью) работе двигателя за весь ресурс.

Циклические испытания

Широко распространены циклические испытания для проверки прочности элементов горячей части и роторов ГТД при малоцикловой усталости. При испытаниях воспроизводятся циклы нагружения, типа представленного на рис. 6.10 цикла для ТРДД. Малая продолжительность цикла (10...20 мин) позволяет за короткое время воспроизвести много тысяч их.

Важной особенностью циклических испытаний является прямой учет статистического рассеивания результатов малоцикловых испытаний. Исходя из возможного рассеивания свойств турбинных материалов (и деталей, из них выполненных), циклические испытания проводятся со значительным запасом против числа циклов запуска — останова за ресурс. Число циклов испытаний определяется как

$$N_{\text{исп}} = CN_{\text{рес}}/\eta, \quad (6.9)$$

где $N_{\text{рес}}$ — число циклов за проверяемую циклическими испытаниями величину ресурса; C — запас по числу циклов (с учетом рассеивания); η — коэффициент соответствия рабочего и испытательного цикла (при циклических испытаниях непосредственно на двигателе в рабочих условиях $\eta = 1$).

Величина C определяется из следующих условий. Пусть показанное на рис. 6.11 поле рассеивания соответствует рассеиванию результатов малоцикловых испытаний образцов. Если при циклических испытаниях выявилось, например, разрушение (трещина) в диске при числе циклов $N_{\text{исп}}$, то делается предположение, что это наилучший из возможных диск. Наихудший диск с учетом поля рассеивания образцов при том же напряжении разрушится при N' циклов (см. рис. 6.11). Поэтому надо для оправдания N' рабочих циклов провести $N_{\text{исп}}$ испытательных, т. е. $C = N_{\text{исп}}/N'$. На практике эта величина может доходить до $C = 2 \dots 3$. Возможен и перегрузочный вариант испытаний (для сокращения числа испытательных циклов). Если плохой диск разрушится при N' циклов и напряжений σ'_{-1} , то лучший диск наработает N' циклов при напряжении σ'_{-1} (см. рис. 6.11). Тогда можно оправдать N' рабочих циклов циклическими испытаниями с числом циклов

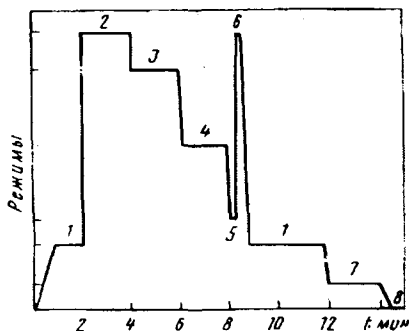


Рис. 6.10. Испытательный цикл ТРДД:

1—малый газ; 2—взлетный режим; 3—крейсерский режим; 4—режим снижения; 5—полетный малый газ; 6—реверсирование тяги; 7—промежуточный малый газ; 8—останов

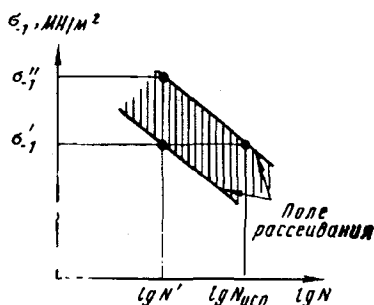


Рис. 6.11. График к учету рассеивания результатов малоцикловых испытаний при циклических испытаниях ГТД

$N_{исп} = N'$, но при напряжениях, превышающих рабочие в $\bar{\sigma} = \sigma_{-1}''/\sigma_{-1}'$ раз. Заметим, что в практике английской и американской авиапромышленности циклические испытания являются основной формой ускоренных испытаний авиационных ГТД, позволяющих быстро оценить долговечность роторов и ряда деталей горячей части двигателя.

Статистический подход к оценке эквивалентности режимов

В качестве статистической меры ресурса принимается [53] неубывающая¹ положительная функция, равная сумме интенсивностей отказов:

$$\varphi(t, R) = \int_0^t \lambda(t, R) dt, \quad (6.10)$$

где R — режим работы двигателя.

Если для двух режимов R_1 и R_2

$$\int_0^{t_1} \lambda(t, R_1) dt = \int_0^{t_2} \lambda(t, R_2) dt, \quad (6.11)$$

то это означает, что двигатели выработали одинаковую долю ресурса, т. е. время работы t_1 в режиме R_1 эквивалентно времени работы t_2 в режиме R_2 . Очевидно, учитывая зависимость (2.18),

¹ Предполагается, что ресурс по мере наработки обязательно расходуется, т. е. «упрочнения» не принимаются во внимание.

что выражение (6.11) означает равенство вероятностей безотказной работы

$$P(t_1, R_1) = P(t_2, R_2). \quad (6.12)$$

В случае использования среднестатистических показателей надежности функция $\Phi(t, R)$ может быть представлена как

$$\int_0^t \lambda(t, R) dt = \lambda_{\text{ср}}(R) t, \quad (6.13)$$

где $\lambda_{\text{ср}}(R)$ — среднее значение интенсивности отказов в интервале $(0; t)$. Учитывая равенство (6.13), запишем условие эквивалентности работы в разных режимах (6.11) как

$$\lambda_{\text{ср}}(R_1) t_1 = \lambda_{\text{ср}}(R_2) t_2 \quad (6.14)$$

или
$$t_1/T(R_1) = t_2/T(R_2), \quad (6.15)$$

где $T(R_i)$, $(i=1; 2)$ — наработка на отказ при работе в режиме R_i .

В гл. 3 были получены статистические зависимости наработки на отказ от режимов использования ГТД типа (3.42). Беря, например, зависимость для наработки на отказ, приводящий к досрочному съему двигателя (3.44), можем для одинакового периода эксплуатации ($t_d = \text{const}$) записать условие (6.15) как

$$t_1/t_{\text{пол}1}^{0.967} r_1^{-0.161} = t_2/t_{\text{пол}2}^{0.967} r_2^{-0.161}. \quad (6.16)$$

В выражениях (3.44) и (6.16) $t_{\text{пол}i}$ — длительность полетного цикла; r_i — доля максимальных режимов во всей ресурсной наработке. Пусть индекс «1» в равенстве (6.16) соответствует условиям ускоренных испытаний, а индекс «2» — эксплуатационным условиям. Тогда

$$t_{\text{экв}}/t_{\text{исп}}^{0.967} r_{\text{исп}}^{-0.161} = \tau/t_{\text{пол}}^{0.967} r^{-0.161}. \quad (6.16a)$$

и
$$t_{\text{экв}}/\tau = (t_{\text{исп}}/t_{\text{пол}})^{0.967} (r_{\text{исп}}/r)^{-0.161}, \quad (6.17)$$

где τ — ресурс двигателя, опробуемый ускоренными испытаниями.

Выражение (6.17) означает, что чем короче испытательный цикл и чем больше доля тяжелых режимов при испытаниях, тем меньше время ускоренных эквивалентных испытаний $t_{\text{экв}}$.

Таким образом, используя статистические модели типа (3.42) и условие типа (6.17), можно составлять те или иные планы эквивалентных испытаний. При этом надо иметь в виду, что применение статистических моделей надежности должно делаться с осторожностью, так как, строго говоря, величины $\lambda_{\text{ср}}(R_i)$ или $T(R_i)$, используемые в мере ресурса, должны относиться лишь к тем отказам, которые определяют ресурс, а не являются внезапными (случайными).

Заметим, что пренебрегая вторым отношением в правой части (6.17), имея в виду малую величину показателя степени при нем,

и, учитывая близость к единице показателя степени при отношении продолжительностей циклов, можем приближенно записать

$$t_{\text{экв}}/t_{\text{исп}} \approx \tau/t_{\text{пол}} \quad (6.18)$$

Нс $t_{\text{экв}}/t_{\text{исп}} = N_{\text{исп}}$, а $\tau/t_{\text{пол}} = N_{\text{пол}}$, где $N_{\text{исп}}$ и $N_{\text{пол}}$ — число испытательных циклов за время эквивалентных испытаний и полетных циклов за ресурс соответственно. Тогда из выражения (6.18) получаем условие эквивалентности режимов

$$N_{\text{исп}} \approx N_{\text{пол}} \quad (6.19)$$

показывающее доминирующую роль равенства числа циклов при ускоренных испытаниях и за ресурс, т. е. приходим к идее циклических испытаний.

Практические вопросы проведения эквивалентных испытаний

В результате обоснования принципов и разработки методов ускоренных эквивалентных испытаний¹ выработалась определенная практика их проведения. Строго говоря, современные испытания ГТД включают целый комплекс испытаний на образцах, деталях и полноразмерном двигателе. Ниже рассмотрен только пример испытаний двигателя.

Для ускоренной проверки влияния факторов, определяющих износ ресурса деталей ГТД, в программу ускоренных испытаний обычно включают, кроме наработки на максимальном режиме, также наработку при частотах вращения, на которых имеются резонансные колебания лопаток, а также наработку при критических (для валов) частотах вращения. Полностью воспроизводятся все переходные режимы за ресурс: запуски, в том числе холодные, с выходом на максимальный режим, приемистости и сбросы газа с выдержкой на максимальном режиме и малом газе реверсирование тяги.

В качестве примера приведем основные характеристики программы эквивалентных испытаний ТРДД общей продолжительностью 840 ч за ресурс 5000 ч [36]. В эксплуатации двигатель за каждые 1000 ч наработки на максимальном режиме работает около 20 ч, на номинальном — около 200 ч, остальное время — на крайних режимах. За эти 1000 ч делается в среднем 500 запусков и приемистостей и по 300 включений реверса и его переключений на малом газе. В табл. 6.1 показано распределение режимов эквивалентных испытаний этого двигателя, а на рис. 6.12 изображен типовый этап программы таких испытаний.

После проведения испытаний по указанной программе был

¹ В работах Н. Д. Кузнецова [35, 36], И. А. Биргера [14] и др.

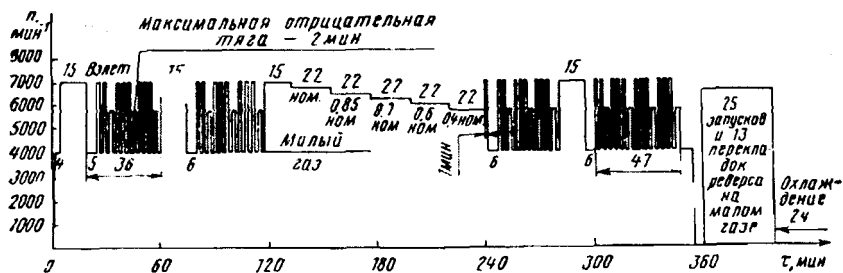


Рис. 6.12. Типовой этап программы эквивалентных испытаний ТРДД за ресурс 5000 ч

проведен сравнительный анализ дефектов, выявленных при этих испытаниях и при длительных испытаниях по эксплуатационной программе. Было установлено, что вероятность выявления дефектов практически одинакова для обоих видов испытаний.

Таблица 6.1

Режимы эквивалентного испытания ТРДД за 5000 ч

Режимы	1 этап	140 этапов	Режимы	1 этап	140 этапов
Максимальный	1 ч	140 ч	Запуски	26	3640
На резонансных площадках	По 22 мин	51 ч 20 мин	Переключки реверса на малом газе	13	1820
Приемистости	39	5460	Продолжительность испытаний	6 ч	840 ч
Выходы на максимальную отрицательную тягу	13	1820			

При эквивалентных испытаниях двигателей, у которых крейсерские режимы отличаются меньшей нагрузкой от максимального, за эквивалентный режим выбирают, как правило, максимальный. Но могут быть случаи, когда на режимах длительного использования нагрузки на двигатель практически максимальные, например, у двигателей для сверхзвуковых пассажирских самолетов. В подобных случаях для сокращения времени эквивалентных испытаний приходится увеличивать нагрузку на двигатель выше максимальной рабочей, в частности, повышать температуру газа.

Обеспечение надежности ГТД
при их производстве§ 7.1. ВЛИЯНИЕ ПРОИЗВОДСТВА НА НАДЕЖНОСТЬ
ДВИГАТЕЛЕЙ

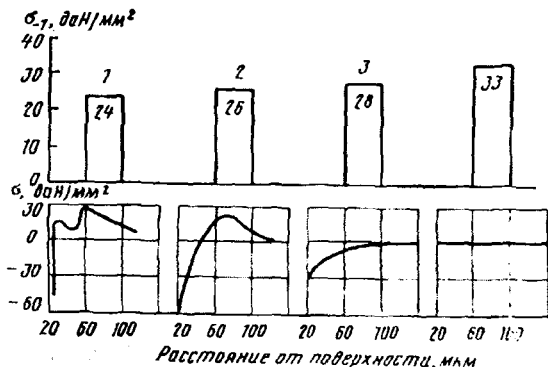
Высокий уровень проектно-конструкторской разработки двигателя, хорошие результаты его экспериментальной отработки еще не гарантируют надежной работы в эксплуатации, если при изготовлении двигателя не будет обеспечена его высокая надежность.

Доля отказов в эксплуатации машин различных типов по производственно-технологическим причинам составляет в среднем величину порядка 35%. Дж. Л. Маршик [56] называет даже цифры 40...85%. При производстве ГТД эта величина по оценке А. М. Чиканова составляет около 30%. Таким образом, в лучшем случае примерно третья часть всех отказов вызывается причинами производственного характера.

Выделим две группы вопросов, с которыми связано обеспечение надежности газотурбинных двигателей при их производстве. Во-первых, это вопросы совершенствования технологических процессов, в первую очередь в направлении получения высокой усталостной прочности и долговечности изготавливаемых деталей, особенно за счет оптимальных качеств поверхностного слоя, существенно влияющих на выносливость и другие прочностные характеристики деталей ГТД. Во-вторых, это вопросы повышения точности и стабильности на всех этапах процесса производства, в том числе методы контроля качества и регулирования стабильности технологических процессов.

Вопросы совершенствования технологических процессов в плане повышения прочностных характеристик деталей актуальны для газотурбинных двигателей в связи с тем, что значительная часть отказов ГТД, как указывалось в гл. 4, связана с поломками высоконагруженных элементов конструкции, в частности, с разрушениями лопаток осевых компрессоров и турбин, во многих случаях определяемыми особенностью их изготовления. Если не рассматривать грубые технологические дефекты (такие, например, как прижоги, заковы и т. п.), то анализ причин разрушения деталей ГТД, в первую очередь — лопаток, показывает, что доминирующую роль играют разрушения вследствие недостаточной усталостной прочности, а для турбинных лопаток — и термоциклической стойкости. В значительной мере эти свойства зависят от технологии изготовления деталей. При литье на эти свойства можно влиять, добиваясь нужной структуры материала. Решающее влияние на прочность, надежность и долговечность большинства высоконагруженных деталей оказывают характеристики поверхностного слоя. (Физико-химические свойства, микрогеометрия, остаточные напря-

Рис. 7.1. Предел выносливости образцов из сплава ЭИ617 и распределение в них остаточных напряжений после фрезерования изношенной фрезой и декоративного полирования (1), шлифования и полирования войлочным кругом (2), после полирования с последующим отжигом (3), после электрохимической обработки и электрополирования (4)



жения), которые формируются под действием тех или иных процессов обработки поверхностей.

Под поверхностным слоем понимают ту небольшую периферийную зону материала детали, в которой физико-химические и механические свойства отличаются от свойств остальной массы детали. Эта зона может иметь глубину от сотых долей миллиметра до одного-двух миллиметров, но главное влияние на поведение детали оказывают слои, непосредственно прилегающие к поверхности. Качества поверхностного слоя формируются на всем протяжении технологического процесса. Эти качества меняются под влиянием различных операций, но последовательное удаление при каждой из них слоев, сформировавшихся при предыдущих операциях, не полностью устраняет приобретенные при этом особенности.

Процессы упрочнения (наклепа) и образования остаточных напряжений в поверхностном слое, величина и характер микронеровностей поверхности определяются такими технологическими факторами, как величина припуска, геометрия инструмента, режим и кинематика процесса обработки. Но так как характеристики поверхностного слоя существенно влияют, например, на выносливость деталей, то она зависит, следовательно, от характера технологического процесса, под действием которого сформировался поверхностный слой. Это положение иллюстрировано материалами, представленными на рис. 7.1 (по данным М. С. Рахмаровой), где показано влияние технологии на усталостную прочность образца из жаропрочного сплава ХН70ВМТЮ (ЭИ 617) при температуре 750°C . Из графиков видно, что при использовании технологических процессов, не дающих растягивающих остаточных напряжений, предел выносливости увеличивается. Максимальное значение σ_1 соответствует образцам, обработанным электрохимическим способом с последующим электрополированием, при которых не происходит ни пластических, ни упругих деформаций в поверхностном слое.

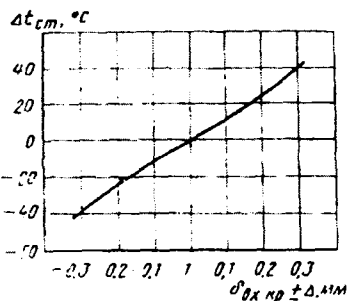


Рис. 7.2. Изменение температуры входной кромки охлаждаемой турбинной лопатки в зависимости от величины отклонения от ее номинальной толщины

В § 7.2 рассмотрено несколько технологических процессов, опыт практического применения которых обеспечил повышение прочностных свойств и надежность деталей ГТД.

Говоря о влиянии точности и стабильности процесса производства газотурбинных двигателей на их надежность, следует отметить многообразие проявлений этого влияния. Так, недостаточная точность изготовления элементов системы регулирования приведет к нарушениям ее функционирования; даже при небольшом разбросе частот собственных колебаний лопаток (из-за нестабильности их размеров и формы) на отдельных экземплярах двигателей могут возникнуть опасные

резонансные колебания этих лопаток; нестабильность механических свойств материала заготовок дисков чревата недопустимым снижением запасов их прочности; отклонения в форме и размерах деталей, образующих проточную часть компрессора, ведут к снижению запасов газодинамической устойчивости и т. д. Очевидно, что обеспечение точности и стабильности производства решающим образом влияет на надежность ГТД.

В качестве одного из примеров влияния точности изготовления деталей ГТД на их нагруженность на рис. 7.2 показано изменение температуры стенки литой охлаждаемой турбинной лопатки в зависимости от толщины стенки. Видно, что изменение толщины стенки входной кромки в пределах $\pm 0,2$ мм при исходной толщине 1 мм меняет ее температуру почти на 50°C . Поэтому требования к точности литья лопаток весьма велики. Например, стержни должны изготавливаться с допуском по контуру $\pm 0,05$ мм при минимальной толщине 0,4 мм.

Методы контроля и регулирования точности и стабильности производства ГТД должны учитывать особенности двигателей как объектов производства. Среди этих особенностей — относительно малые масштабы производства и большое количество геометрических параметров, обеспечиваемых методами неполной взаимозаменяемости. Эти особенности несколько ограничивают применение методов статистического контроля и статистического регулирования стабильности технологических процессов, широко используемых при массовом производстве.

Учитывая высокую сложность и большую трудоемкость деталей газотурбинного двигателя, важно обеспечивать контроль за ходом технологического процесса, чтобы иметь возможность воздействовать на этот процесс. Контроль же, осуществляемый после того, как деталь, узел, агрегат уже изготовлены, не может улучшить их качество, а лишь позволяет изъять дефектные элементы.

Не останавливаясь на всем комплексе методов контроля качества и стабильности, применяемых при производстве газотурбинных двигателей, выделим несколько важных для обеспечения надежности направлений: входной контроль; технологические запасы (запасы точности); неразрушающий контроль состояния ответственных деталей; управление разбросом выходных данных.

Входной контроль призван не допустить использования на двигателестроительном заводе некондиционных материалов, заготовок, готовых изделий, получаемых от поставщиков-омежников. Входной контроль не должен дублировать контроль на заводах-поставщиках, а должен быть направлен главным образом на выявление и контроль признаков качества, специфичных для частных условий применения. Наиболее характерным для двигателестроительных заводов является входной контроль материалов. При этом задачи входного контроля [22] сводятся, в основном, к следующим: периодическое подтверждение кондиционности материала и оценка стабильности качества; оценка свойств материала, отвечающих специфическим требованиям, например, выбор плавок для деталей, отличающихся условиями изготовления или применения; сопоставление характеристик исходного материала и готовых деталей; получение данных о необходимости предъявления дополнительных требований к качеству материала.

Главное значение входного контроля в том, что он позволяет воздействовать на процесс производства на самом раннем этапе, в том числе не допустить изготовления деталей из некондиционных материалов и заготовок.

Технологические запасы¹ призваны обеспечивать гарантированное получение в процессе производства заданных значений конструктивных параметров. Достигаются технологические запасы назначением производственных допусков, меньших, чем конструктивные допуски, и таким проектированием технологических процессов, при котором между возможным с учетом всех производственных погрешностей отклонением конструктивного параметра и его регламентированным значением оставался бы некоторый запас. В связи с возможными неточностями контроля, не всегда контролируемым снижением точности оборудования желательность технологических запасов очевидна. Однако здесь должен иметь место разумный компромисс в связи с ограниченными технологическими возможностями и снижением экономичности производства. Технологические запасы следует давать на наиболее важные геометрические параметры, отклонение которых за границы поля допуска влияет на надежность двигателя.

Неразрушающий контроль качества деталей нашел широкое применение при производстве газотурбинных двигателей в связи с невозможностью контроля выполнения ряда требований к ответственным деталям (лопаткам, диска и др.) только по результатам

¹ Применение технологических запасов в целях обеспечения надежности было обосновано исследованиями Н. Д. Кузнецова, Н. Я. Гуревича и др.

определения их размеров и формы. Для выявления поверхностных дефектов типа микротрещин (начиная с трещин шириной 0,001 мм и глубиной 0,01 мм), пор, рыхлот и т. п. используются так называемые капиллярные методы. Типичный метод такого рода — люминесцентный контроль, основанный на регистрации свечения флуоресцирующей индикаторной жидкости, проникающей в полости дефектов, при облучении ультрафиолетовыми лучами.

Для обнаружения раковин, рыхлот, неметаллических и шлаковых включений применяются радиационные методы контроля.

Многочисленные акустические методы, основанные на регистрации упругих колебаний, возникающих в контролируемых деталях, применяют для определения несплошностей, структурного анализа материала (например, размера зерен), измерения толщин при одностороннем доступе к деталям.

Находят применение также магнитные и электромагнитные (вихревых токов) методы неразрушающего контроля.

Использование широкого арсенала неразрушающих методов и средств контроля качества материала готовых деталей является важнейшим фактором обеспечения надежности ГТД при их производстве, позволяющим выявлять скрытые дефекты, снижающие работоспособность деталей двигателей.

Специфичными для ГТД являются методы обеспечения стабильности характеристик готовых двигателей, методы уменьшения разброса этих характеристик. В § 7.3 рассматриваются эти методы.

§ 7.2. ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ, СПОСОБСТВУЮЩИЕ ПОВЫШЕНИЮ НАДЕЖНОСТИ ГТД

При выборе методов изготовления деталей двигателя должно отдаваться предпочтение тем методам, которые способствуют получению хороших прочностных характеристик готовых деталей, а следовательно, и высокой надежности. Совершенствование технологических методов ведется постоянно; особенно важное значение имеет совершенствование методов изготовления высоконагруженных деталей, в первую очередь — лопаток турбин и компрессоров, трудоемкость изготовления которых составляет около 40% общей трудоемкости двигателя.

Ниже показаны некоторые типичные направления повышения прочностных характеристик деталей двигателей благодаря использованию прогрессивных технологических методов. При этом собственно технология (режимы обработки, оборудование и т. п.) практически не рассматриваются, так как этому посвящен специальный учебный курс технологии двигателестроения, а, главным образом, иллюстрируются возможности повышения прочности деталей технологическими методами.

Обеспечение высокой прочности литых лопаток турбин

Выше отмечалось, что случаи разрушения турбинных лопаток, в том числе изготовленных из литейных сплавов, чаще всего происходят из-за недостаточной усталостной прочности и термоциклической стойкости, а также пониженной пластичности. Для повышения прочностных свойств литых лопаток используются специальные методы литья. Рассмотрим два из них: литье лопаток с мелкозернистой структурой и с направленной кристаллизацией.

Литье лопаток с мелкозернистой структурой. Измельчением макрозерен может быть повышена динамическая прочность и термоциклическая стойкость деталей из литейных сплавов. При измельчении зерна повышается сопротивление пластического течения по зерну и поэтому возрастает напряжение, потребное для образования начальной усталостной трещины.

Измельчение зерна может достигаться введением в расплав так называемых модификаторов, которые образуют многочисленные центры кристаллизации. Однако при этом модификаторы остаются в сплаве и выделяются по границам зерен. Поэтому для обеспечения отсутствия влияния модификатора на структурное состояние металла всего тела лопаток используют поверхностный модификатор, не вводимый в расплав, а образующий центры кристаллизации только в месте поверхностного контакта с металлом. Такой модификатор эффективно действует на небольшую глубину. Модификатор вносится в первый слой облицовочной керамической краски при отливке лопаток в оболочковые формы. Получил распространение модификатор на кобальтовой основе.

Результаты испытаний лопаток, изготовленных с использованием поверхностного модифицирования, показывают, что наличие в поверхностном слое мелкого зерна положительно сказывается на ряде свойств материала. Пластичность сплава повышается на 40...50%, в 1,5—2 раза повышается сопротивление термоциклической усталости, на 20...25% динамическая прочность. Очевидно, что надежность и ресурс таких лопаток будут выше, чем отлитых без использования поверхностного модифицирования.

Литье лопаток с направленной кристаллизацией. Если организовать однонаправленный отвод тепла от формы с жидким металлом, то можно избежать границ зерен, перпендикулярных растягивающим напряжениям, а по таким границам зерен в первую очередь начинается образование микротрещин.

Особенностью установок для направленной кристаллизации является переменная скорость вытягивания блока лопаток из нагревательного муфеля. Правильный выбор скорости кристаллизации играет решающую роль для избежания дефектов при литье. При использовании специальных проходных печей производительность существенно выше, чем вакуумных порционных печей.

Исследования лопаток с направленной кристаллизацией показали, что пластичность у таких лопаток повышается в 2—3 раза, термоциклическая стойкость по числу циклов — в 1,5—2 раза. Как видно из графиков на рис. 7.3, существенно повышается и длительная прочность материала с направленной кристаллизацией по сравнению с материалом с равноосной структурой.

Наряду с отливкой лопаток с направленной кристаллизацией весьма перспективной является и отливка монокристаллических лопаток.

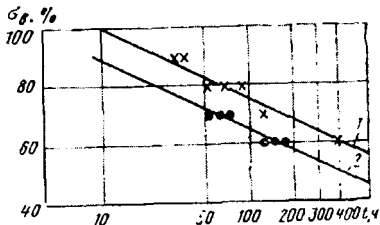


Рис. 7.3. Относительная величина длительной прочности образцов из пера лопаток, отлитых из жаропрочного сплава с направленной кристаллизацией (1) и с равноосной структурой (2)

Электрохимические методы обработки лопаток

Как видно из графиков на рис. 7.1, электрохимическая обработка обеспечивает высокие прочностные свойства изготавливаемых этим методом деталей. Предел выносливости образцов после электрохимической обработки на 18...33% выше, чем у других рассмотренных на рис. 7.1 образцов, изготовленных различными методами резания. Поэтому электрохимические методы обработки, основывающиеся на растворении поверхности анода (обрабатываемая деталь) при электролизе, широко используются при изготовлении лопаток компрессоров, особенно — из титановых сплавов и лопаток турбин из деформируемых сплавов. Электрохимическая обработка пера лопатки позволяет обеспечить в одной операции обработку профиля со стороны спинки и со стороны коры-

та, включая обработку прикомлевых и прибандажных участков при достаточно высокой производительности. Повышенные механические свойства материалов современных лопаток не влияют на производительность электрохимической обработки.

Точность электрохимического метода обработки зависит от равномерности припусков в различных точках пера лопатки. Поэтому применение окончательной электрохимической обработки возможно лишь при обеспечении равномерных припусков как в штампованных заготовках, так и после механической обработки базовых поверхностей заготовки для электрохимической обработки пера.

Практически величина припуска, удаляемого с пера после электрохимической обработки, зависит от материала лопатки и достигнутого технического уровня обработки электрохимическим методом. Так, при обработке лопаток из титановых сплавов величина припуска определяется глубиной поверхности наводороженного слоя, возникающего при электрохимической обработке этих сплавов, и величиной измененного слоя на границах зерен. Опыт показывает, что гарантированно удаляемый припуск после электрохимической обработки должен составлять не менее 0,06 мм для титановых сплавов и 0,04 мм для жаропрочных.

Так как электрохимический метод исключает возникновение трещин и внутренних напряжений, он находит применение для обработки выходных кромок охлаждаемых полых рабочих лопаток турбин.

Методы упрочняющей обработки деталей ГТД¹

Для повышения конструкционной прочности деталей ГТД широкое применение находят методы поверхностного пластического деформирования, которые часто называют способами упрочняющей обработки. Применяемая в качестве завершающей отделочной обработки поверхностная пластическая деформация является высокоэффективным средством повышения чистоты поверхности, создания остаточных сжимающих напряжений, повышения поверхностной твердости, усталостной прочности, контактной выносливости, износостойкости. Рассмотрим наиболее хорошо оправдавших себя методов упрочняющей обработки деталей ГТД.

Гидродробеструйное упрочнение. Упрочнение поверхности при этом способе обработки обеспечивается динамическим воздействием стальных дробиннок, выбрасываемых вместе со струей смазывающе-охлаждающей жидкости. Жидкость снижает температуру в контакте шарика с поверхностью детали и обеспечивает более равномерное распределение ударной нагрузки на поверхность, чем при обработке сухой дробью.

Гидродробеструйному упрочнению подвергаются детали с повышенными требованиями к чистоте поверхности. Этим методом обрабатываются лопатки и диски компрессоров, шестерни, трубопроводы и другие детали. Для больших и средних по размерам лопаток компрессора применяется гидродробеструйное упрочнение с последующим виброшлифованием. Для обработки больших лопаток на некоторых заводах применяются, например, шарики диаметром 2,4 мм при давлении жидкости 25 Н/см² в течение 22 мин, для средних — шарики диаметром 2 мм.

На рис. 7.4 показаны кривые сжимающих остаточных напряжений в поверхностном слое титановой лопатки после гидродробеструйной обработки.

Усталостные испытания круглых образцов из сплава ВТ9 показали, что гидродробеструйная обработка с последующим виброшлифованием обеспечила повышение усталостной прочности более чем на 30%.

Пневмодробеструйное упрочнение. В пневмодробеструйных установках дробь, увлекаемая струей сжатого воздуха, ударяется о поверхность детали и пластически деформирует ее. Пневмодробеструйному упрочнению обычно подвергаются детали, где требуется шероховатость поверхности не выше $R_a 1,25 \dots 2,5$ (V6). Оно используется для обработки таких, например, деталей, как корпуса статора компрессора, диски компрессора, стопорные кольца.

¹ Материал заимствован, в основном, из работ [36].

Пневмодробеструйная обработка стабилизирует состояние поверхностного слоя деталей и обеспечивает определенный уровень сжимающих остаточных напряжений. Исследования образцов из стали 12Х2Н4А, сварных образцов из сплава ОТ4 и некоторых других сплавов показали, что в результате пневмодробеструйного упрочнения их предел выносливости вырос более чем на 40%.

Вибрационная упрочняющая обработка. Вибрационная обработка основана на использовании колебаний и соударении частиц среды и поверхностей обрабатываемых деталей с частотой в несколько десятков герц. В результате происходит очистка, сглаживание шероховатостей и упрочнение поверхности детали. Вибрационный метод упрочнения подразделяется на три вида: виброгалтовку, виброшлифование и виброполирование.

Для вибрационной обработки используются установки, обеспечивающие принудительные колебания контейнера с деталями в трех взаимно перпендикулярных направлениях. В качестве рабочей среды используются наполнители — стальные шарики или другие твердые частицы с добавлением химически активных сред. Вибрационной обработке подвергаются лопатки турбин и компрессоров (после гидродробеструйного упрочнения), диски компрессоров, сепараторы подшипников, высоконагруженные шестерни и шлицы.

Виброгалтовка обеспечивает формирование в поверхностном слое остаточных напряжений сжатия, что повышает выносливость (на 25% и выше) и на класс улучшает шероховатость. Рабочая смесь содержит обычно шарики диаметром 2...3 мм и растровитель.

При виброшлифовании и виброполировании в качестве среды могут использоваться абразивные гранулы, пасты, фарфоровые шарики и т. п. и специальные жидкости. Виброшлифование обеспечивает отделку поверхностей с малой шероховатостью порядка 7 и даже 8 класса. При виброполировании обеспечивается шероховатость поверхности 8 класса и выше. Оно применяется как завершающая чистовая операция обработки.

Наилучшие результаты дает сочетание гидродробеструйной обработки с виброшлифованием, как это видно из зависимостей на рис. 7.5, где показаны результаты испытаний образцов из сплава ВТ9, применяемого для компрессорных лопаток.

Упрочнение микрошариками. При обработке микрошариками с диаметром 25...200 мкм обеспечивается упрочнение и отделка поверхности ажурных деталей (с тонкими кромками, малыми радиусами переходов) с высоким классом шероховатости. Уменьшение размера дробиннок способствует приближению подслоного максимума остаточных напряжений к поверхности. Уменьшение диаметра шариков и увеличение скорости их полета практически приводит к получению эпюры сжимающих остаточных напряжений без подслоного максимума.

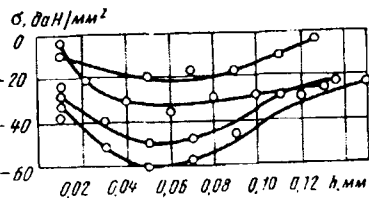


Рис. 7.4. Распределение остаточных напряжений в направляющей лопатке (сплав ВТ20) после гидродробеструйной обработки

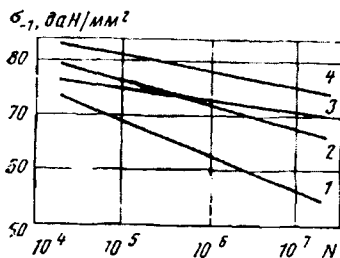


Рис. 7.5. Кривые усталости круглых образцов из сплава ВТ9 при $t=20^{\circ}\text{C}$:

1—полирование; 2—полирование + виброшлифование 90 мин; 3—полирование + виброшлифование 90 мин + виброупрочнение 30 мин; 4—полирование + гидродробеструйное упрочнение + виброшлифование 90 мин

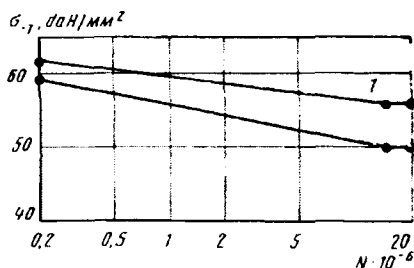


Рис. 7.6. Кривые усталости рабочих лопаток компрессора из стали ХН70МВТЮБ при $t=20^{\circ}\text{C}$ после упрочнения микрошариками (1) и гидродробеструйного упрочнения (2)

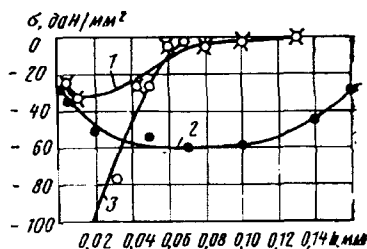


Рис. 7.7. Распределение остаточных напряжений в плоских образцах из сплава ВТ9 после точения (1), гидродробеструйного упрочнения (2) и после упрочнения микрошариками (3)

ма. При этом, чем меньше шарики, тем выше получается класс шероховатости псверхности.

Испытания на усталость резьб, обработанных микрошариками, показали повышение усталостной прочности на 50%. Упрочнение микрошариками компрессорной лопатки на 12% повысило ее усталостную прочность по сравнению с гидродробеструйной обработкой (рис. 7.6). При обработке микрошариками образцов из жаропрочных сплавов их выносливость оказалась на ~38% выше термообработки с последующим полированием.

На рис. 7.7 показаны эпюры распределения остаточных напряжений в образцах из сплава ВТ9 (для дисков компрессора) после обработки разными методами. Наилучшие результаты получены при обработке микрошариками. Хорошие результаты дает обработка микрошариками дисков турбины, хвостовиков турбинных лопаток. Выносливость елочных пазов дисков возрастает на ~50%, хвостовиков лопаток — на ~20%.

Упрочнение обкаткой роликами. Этот вид упрочнения нашел применение для пазов елочных замков турбинных лопаток. Упрочнение динамической обкаткой производится при натяге ролика 0,12...0,2 мм. Паз и ролик смазываются веретенным маслом. Скорость обкатки 25 м/с. После обработки хвостовика лопатки из сплава ХН62МВКЮ (ЭИ 867) динамической обкаткой роликами предел выносливости вырос (при 700°C и базе испытаний 150 ч) с 90 до 120 МН/мм². При статической обработке ролики диаметром 40...50 мм прижимаются к пазу с силой около 750 даН и перемещаются со скоростью 1,5...5 м/мин.

Обкатка роликами значительно улучшает эпюры распределения остаточных напряжений в поверхностном слое дна паза. Предел выносливости упрочненных хвостовиков повышается на ~30%, так же как и при динамическом упрочнении.

Алмазное выглаживание. Этот метод упрочнения заключается в пластическом деформировании поверхности скользящим по ней закрепленным в оправке кристаллом алмаза. Неровности поверхности сглаживаются, повышается ее твердость, в поверхностном слое создаются сжимающие напряжения. В результате повышаются износостойкость и усталостная прочность. Алмазному выглаживанию подвергают валы компрессоров и турбин, втулки, торцы ответственных гаек и другие детали.

Изменение усилия, с которым выглаживатель прижимается к обрабатываемой

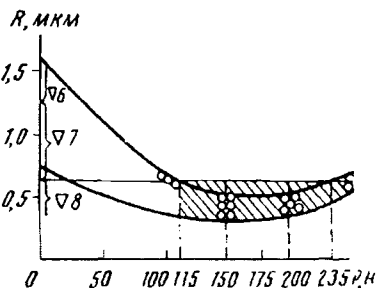


Рис. 7.8. Влияние усилия P алмазного выглаживания сплава ХН16Н2АМ на высоту микронеровностей R

детали, от 150 до 250 Н, как показал опыт, практически не влияют на величину остаточных сжимающих напряжений. Влияние этого усилия на высоту микронеровностей видно из графиков на рис. 7.8. На этих графиках показаны результаты выглаживания со скоростью $v=40$ м/мин при подаче инструмента $S=0.05$ мм алмазом со сферой $R_{сф}=2$ мм. При усилии $P_y=115 \dots 235$ Н, как видно из рис. 7.8, возможно получение поверхности с шероховатостью, соответствующей 8 классу.

§ 7.3. РАЗБРОС ВЫХОДНЫХ ДАННЫХ СЕРИЙНЫХ ГТД И ИХ ОТЛАДКА

При производстве газотурбинных двигателей как при изготовлении их деталей, так и при сборке узлов и двигателей в целом невозможно обеспечить полной тождественности от двигателя к двигателю всех одноименных геометрических характеристик — размеров деталей; величин зазоров; углов установки и других факторов, характеризующих положение регулируемых элементов. Нестабильность отклонений в пределах допусков размеров элементов проточной части и других элементов конструкции двигателя от их номинальных значений, неизбежные при сборке различия в зазорах, площадях проходных сечений, установочных углах лопаток направляющих аппаратов компрессоров приводят к рассеиванию значений выходных данных двигателей. Независимость рассеивания отдельных влияющих на разброс выходных данных факторов друг от друга и большое их число позволяют считать распределение выходных двигателей близким к нормальному

$$f(y) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_y} e^{-\frac{(y-Y)^2}{2\sigma_y^2}} \quad (7.1)$$

где y — случайная величина выходного параметра. На рис. 7.9 для примера показано эмпирическое распределение удельного расхода топлива ТРДФ, поступивших на испытания из сборочного цеха.

Допустимые отклонения выходных данных двигателя от их номинальных значений оговариваются техническими условиями. Очевидно, что связанные с разбросом превышения допускаемых техническими условиями значений уровня, например, вибраций, температуры газа, или уменьшение запасов газодинамической устойчивости, повышают вероятность отказов в эксплуатации, снижают надежность двигателей. Недобор на отдельных экземплярах двигателей основных параметров (тяги, удельного расхода топлива) в ряде случаев приводит к снижению параметрической надежности, как это было показано в § 2.4. Управлять разбросом выходных данных, недопуская их выхода за пределы технических норм, возможно, во-первых, воздействием на допуски, даваемые на факторы, которые определяют разброс данного параметра. Естественно, что лимитирующими в этом случае будут технические возможности и экономические показатели производства. Вторым направлением управления является ликвидация имеющегося недопустимого отклонения контролируемого выходного параметра перенастройкой характеристик какого-либо из элементов двигателя, т. е. компенсация опасного отклонения допустимым отклонением другого параметра. Этот процесс называют *отладкой* двигателя.

Применяемые способы отладки зависят от того, каким образом контролируется режим двигателя в эксплуатации. Если основным показателем режима является частота вращения ротора двигателя n , то при стендовой отладке должно быть обеспечено заданное протекание параметров по n . В этом случае отладка обычно обеспечивается трудоемким подбором проходных сечений выходного сопла, сопловых аппаратов турбины. Например, если у одновального ТРД температура газа за турбиной на 2...2,5% выше допустимой и запас устойчивости на 1...1,5% ниже минимального, оговоренного в ТУ, то компенсировать это можно увеличением площади сопла на 2...2,5%. При этом на

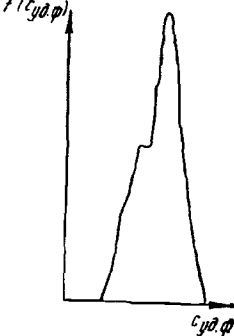


Рис. 7.9. Вид эмпирического распределения удельного расхода топлива ТРДФ

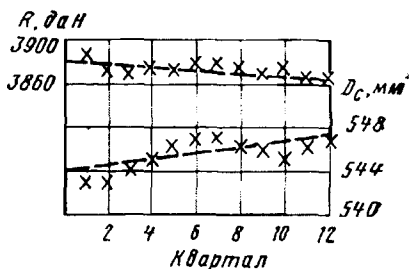


Рис. 7.10. Изменение тяги и диаметра реактивного сопла ТРД по кварталам выпуска [7]:

3...4% снижается тяга, т. е. этот путь в рассматриваемом случае приемлем лишь при условии, что превышение температуры газа у неотлаженного двигателя сопровождалось и большим уровнем тяги. Для двигателей сложных схем (двух- и трехвальных) трудоемкость отладки изменением геометрии возрастает. Если режим двигателя в эксплуатации задается и контролируется непосредственно по мощности (например, с использованием измерителя крутящего момента) или по тяге (с использованием измерителя отношения полного давления за турбиной к полному давлению перед компрессором), то могут применяться более гибкие методы отладки. Так, для рассмотренного выше примера можно снизить на 1...1,3% частоту вращения, не меняя размеров сопла. Если же при отладке надо компенсировать недобор тяги повышением n (и соответственно T_g^*), то это можно сделать, естественно, лишь при наличии соответствующих запасов по температуре газа и частоте вращения против их предельно допустимых значений. Отсюда очевидно, что наличие у серийных двигателей некоторых запасов, в первую очередь, — по температуре (порядка 20...40К) является фактором, существенно упрощающим отладку. Кроме того, такой запас может компенсировать уход параметров по мере выработки ресурса (описанный в § 2.4), влияющий на параметрическую надежность ГТД.

Важным фактором контроля стабильности производства и эффективности отладки является постоянный статистический анализ результатов контрольно-сдаточных испытаний. При автоматизированном сборе и обработке данных испытаний двигателей результаты накапливаются в ЭВМ, что позволяет легко вести постоянное сравнение результата каждого испытания со статистическими данными. Для оценки стабильности производства и отладки эффективными являются методы корреляционного и регрессионного анализов. Они позволяют, в частности, оценивать существенность отличий в характере закономерностей для различных партий двигателей, что, в свою очередь, помогает нахождению правильных решений при управлении процессом производства. В качестве примера статистического анализа на рис. 7.10 показано изменение средних за квартал значений уровня тяги и диаметра сопла ТРД после отладки за 3 года. Линии трендов показывают, в общем, на удовлетворительную стабильность производства, хотя некоторое снижение тяги, обусловленное ростом отладочного диаметра сопла, может свидетельствовать о вынужденной необходимости его увеличения в связи с постепенным возрастанием температуры газа от двигателя к двигателю. Заметим, что изменение тяги на 1 мм диаметра сопла по линии трендов на рис. 7.10 практически полностью соответствует величине изменения тяги на 1 мм D_c , определяемому методом малых отклонений. Поэтому можно говорить о жесткой корреляции в данном случае статистических величин R и D_c и однозначной связи их изменения по времени производства двигателя.

§ 7.4. КОНСЕРВАЦИЯ ГТД КАК СРЕДСТВО ПОВЫШЕНИЯ ЕГО СОХРАНЯЕМОСТИ

В случае необходимости должно допускаться хранение новых двигателей, выпущенных с завода, или двигателей, прошедших ремонт, в течение нескольких лет (до 6...7 лет). При этом какое-то время двигатели могут храниться и на открытых площадках. Конструкция двигателя, естественно, должна обеспечивать его сохраняемость. Это достигается и выбором конструкционных материалов (применение нержавеющей сталей и т. п.), и выбором материалов резино-технических изделий, и применением различных защитных покрытий и другими подобными рода средствами. Однако при длительном хранении двигателя воздействие атмосферных условий (особенно во влажном климате, например, в тропическом), а также попадание внутрь двигателя пыли, грязи могут оказать пагубное влияние на его надежность, в том числе на надежность таких систем, как система регулирования и топливпитания и система смазки, элементы которых изготавливаются с очень высокой точностью. Поэтому обязательной операцией на заводе-изготовителе перед отправкой двигателя потребителю является его консервация, которая призвана обеспечить защиту двигателя от внешних воздействий при его хранении. Инженерной практикой выработаны определенные правила и технология консервации ГТД. Ниже изложен типовой порядок консервации.

Обычная полная внутренняя консервация двигателя проводится не позднее 24 ч после окончания его контрольного испытания. Начинают консервацию, как правило, с консервации маслосистемы. Отработанное масло после контрольного испытания сливается и в маслосистему заливается свежее обезвоженное масло, после чего двигатель запускают и дают ему проработать несколько минут на холостом ходу.

Консервацию агрегатов топливной системы также производят обезвоженным маслом (например, трансформаторным марки ТК), нагретым до 60...70°C. Из всех топливных агрегатов и трубопроводов сливается топливо и стравливается воздух, после чего в систему под давлением подается масло. После этого делается несколько холодных прокруток двигателя.

Наружная консервация двигателя может быть сделана в течение нескольких суток после консервации его систем. Наружные поверхности деталей и узлов, изготовленных из металлических материалов, не имеющие лакокрасочных покрытий, покрываются специальными смазками (обычно подогретыми до 110...115°C). Детали крепежа могут покрываться взамен смазки лаком. Детали из нержавеющей сталей, жаропрочных и титановых сплавов можно не смазывать.

Перед консервацией детали, подлежащие смазке, обезжиривают бензином. Внутренняя полость двигателя через вход в компрессор продувается горячим воздухом; обдуваются сухим воздухом и наружные детали, подлежащие смазке. После нанесения смазки все внутренние полости двигателя, сообщающиеся с атмосферой, заглушаются специальными заглушками; снаружи двигатель желательно обернуть парафинированной бумагой.

Очень существенна для сохраняемости двигателя герметичная улаковка его, например, в полиэтиленовый чехол, под который закладывается несколько мешочков с силикагелем (осушителем) для обеспечения минимального уровня влажности внутри чехла. При выполнении указанных условий разрешается хранить двигатель в течение нескольких лет (в транспортировочном ящике на открытой площадке до 3 лет; в складских помещениях — 6...7 лет).

Опыт показал, что законсервированные двигатели могут длительно храниться без ухудшения своих свойств. Специально проведенный статистический анализ результатов эксплуатаций большой выборки турбовинтовых двигателей, часть из которых хранилась несколько лет до начала эксплуатации, подтвердил отсутствие статистически значимого влияния сроков хранения на количественные показатели надежности двигателей.

Поддержание надежности двигателей
в процессе их эксплуатации§ 8.1. ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОЦЕССОВ ОБСЛУЖИВАНИЯ
И РЕМОНТА

При условии выполнения очевидного требования соблюдения установленных для данного изделия правил эксплуатации основными факторами, обеспечивающими поддержание надежности изделий в процессе эксплуатации, являются обслуживание и ремонт. В общей постановке, рассматривая обслуживание как средство приведения изделия в работоспособное состояние, ремонт также можно считать формой обслуживания, обычно, — наиболее крупной формой.

Восстанавливаемые изделия периодически требуют обслуживания. Все виды обслуживания можно разделить на *плановые* и *внеплановые*. Первые (профилактические виды обслуживания) направлены на поддержание изделий в состоянии, обеспечивающем требуемую надежность, а в ряде случаев, например, в авиации — требуемую безопасность. Вторые необходимы для восстановления функций изделия в связи с отказами и неисправностями. Рассмотрим некоторые общие характеристики процесса обслуживания восстанавливаемых изделий, сначала не делая различия между восстановительными и профилактическими работами, имеющими одну цель — обеспечение работоспособного состояния изделия.

В § 2.3 принималось, что время восстановления равно нулю, так как при анализе надежности восстанавливаемых изделий рассматривались закономерности изменения одной случайной величины — наработки между отказами. Введем теперь в рассмотрение время восстановления (обслуживания) τ_v . Предполагается, что время простоев равно нулю, т. е. рассматриваются только время работы изделия и время его восстановления. Время восстановления зависит от приспособленности изделия (системы, ее элементов) к восстановлению, от квалификации обслуживающего персонала, от состояния изделия в момент обслуживания и других факторов. В связи с указанными обстоятельствами во многих случаях можно считать τ_v случайной величиной, принимая в качестве основной количественной характеристики *восстанавливаемости*¹ изделия *вероятность восстановления* за время меньше заданного промежутка времени t_v :

$$F(t_v) = \text{Вер} \{ \tau_v < t_v \}, \quad (8.1)$$

где $F(t_v)$ — функция распределения времени восстановления.

¹ Понимая под восстанавливаемостью способность восстанавливать свойства в результате обслуживания.

Пусть изделие находится в процессе восстановления. Определим безусловную вероятность окончания восстановления в бесконечно малом интервале времени $(t_в, t_в + dt_в)$ $dF(t_в) = f(t_в) dt_в$. Условную вероятность окончания восстановления в интервале $(t_в, t_в + dt_в)$ при условии, что изделие восстанавливалось некоторое время $(0, t_в)$, назовем $P_в$. Тогда $dF(t_в)$ найдется как вероятность сложного события согласно правилу умножения вероятностей:

$$dF(t_в) = [1 - F(t_в)] P_в. \quad (8.2)$$

Условная вероятность $P_в$ представляет собой элементарную вероятность того, что восстановление завершится в пределах бесконечно малого интервала времени $dt_в$, примыкающего к моменту $t_в$, если известно, что к началу этого интервала восстановление не окончилось. Проводя рассуждения, аналогичные использованным при введении понятия интенсивности отказов (см. § 2.1), обозначим $P_в = \mu(t_в) dt_в$ и величину $\mu(t_в)$ будем называть *интенсивностью восстановления*. Тогда

$$dF(t_в) = [1 - F(t_в)] \mu(t_в) dt_в. \quad (8.2a)$$

Решение уравнения (8.2a) при начальном условии $F(0) = 0$ дает выражение

$$F(t_в) = 1 - e^{-\int_0^{t_в} \mu(t_в) dt_в}, \quad (8.3)$$

связывающее вероятность и интенсивность восстановления.

При экспоненциальном распределении времени восстановления ($\mu = \text{const}$)

$$F(t_в) = 1 - e^{-\mu t_в}. \quad (8.4)$$

Статистически, наблюдая восстановление однотипных изделий, определить интенсивность восстановления при произвольном законе распределения можно, подсчитывая $\mu(t_в)$ в отдельных интервалах $(t_в, t_в + \Delta t_в)$:

$$\mu(t_в) \approx \frac{\Delta N_в(t_в, t_в + \Delta t_в) / \bar{N}_в(t_в)}{\Delta t_в}, \quad (8.5)$$

где $\Delta N_в(t_в, t_в + \Delta t_в)$ — число изделий, восстановление которых закончилось в небольшом интервале $(t_в, t_в + \Delta t_в)$; $\bar{N}_в(t_в)$ — число изделий, восстановление которых не закончилось к концу интервала $(0, t_в)$.

Аналогично среднему времени наработки на отказ T (2.20) находится *среднее время восстановления*:

$$T_в = \int_0^{\infty} [1 - F(t_в)] dt. \quad (8.6)$$

При условии (8.4)

$$T_в = 1/\mu. \quad (8.7)$$

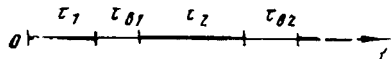


Рис. 8.1. К понятию потока возобновлений

Выведем понятие *готовности* изделия к применению. Выше было принято, что рассматриваются только два состояния изделия — работа изделия или его восстановление (обслуживание). При

этом условии ординарный поток возобновлений работы изделия будет складываться (рис. 8.1) из моментов отказов и моментов окончания восстановлений. В любой момент t изделие может находиться в исправном состоянии при следующих возможных событиях:

- за время $(0, t)$ изделие не отказывало;
- изделие отказывало, но было восстановлено.

Вероятность того, что изделие в момент t работоспособно,

$$p_r(t) = P(t) + P_1(t), \quad (8.8)$$

где $P(t)$ — вероятность безотказной работы изделия за время $(0, t)$; $P_1(t)$ — вероятность того, что отказавшее в интервале $(0, t)$ изделие было восстановлено к концу этого интервала.

Рассматривая поток возобновлений работы изделия, можно показать, что при $t \rightarrow \infty$ вероятность $p_r(t)$ стремится к стационарному значению (аналогично тому, как было показано в § 2.3 для параметра потока отказов), не зависящему от законов распределения случайных величин τ и τ_B :

$$\lim_{t \rightarrow \infty} p_r(t) = k_r = T / (T + T_B). \quad (8.9)$$

Стационарную величину k_r называют *коэффициентом готовности*. Он характеризует долю времени, в течение которого изделие работоспособно, от общего времени работы и восстановлений.

При постоянных интенсивностях отказов и восстановлений

$$k_r = \mu / (\lambda + \mu). \quad (8.10)$$

Обозначая $q = \lambda / \mu = T_B / T$, получим

$$k_r = 1 / (1 + q). \quad (8.11)$$

При большой величине q ($\lambda \gg \mu$) величина k_r мала и изделие большую часть времени неработоспособно; при $q = 1$ ($k_r = 0,5$) вероятности того, что изделие восстанавливается или исправно работает одинаковы; при малых q ($\lambda \ll \mu$) изделие основную часть времени исправно работает ($k_r \rightarrow 1$).

Статистически величина k_r может быть определена как

$$k_r = \sum_{j=1}^m t_j / \left(\sum_{j=1}^m t_j + \sum_{j=1}^m t_{Bj} \right), \quad (8.12)$$

где t_j — время безотказной работы между $(j-1)$ -м и j -м возобновлениями работы; t_{Bj} — время восстановления при j -м обслуживании; m — суммарное число восстановительных работ (обслуживаний) за рассматриваемый период эксплуатации.

Очевидно, что если рассматриваются только работы, связанные с восстановлением работоспособности изделия после отказов (внеплановое обслуживание), то m в выражении (8.12) равно числу отказов. В этом случае величина коэффициента готовности непосредственно связана с уровнем безотказности изделия. Так, для любого времени t работы изделия общее среднее число внеплановых обслуживаний определится как $m=t/T$, а для системы из n элементов как

$$m=t/T_1+t/T_2+\dots=t\sum_{i=1}^n(1/T_i), \quad (8.13)$$

где T_i — средняя наработка на отказ i -го элемента. Время же восстановления $t_{в}$ при обслуживании в значительной мере будет зависеть от таких свойств изделия, как его эксплуатационная технологичность и ремонтпригодность. Эти свойства применительно к газотурбинным двигателям рассматриваются в § 8.3.

Наработка изделия между плановыми обслуживаниями ($T_{об}$) также зависит от его надежности. Если между обслуживаниями не происходило износных в надежном смысле отказов (а регламенты обслуживания и должны быть так построены, чтобы не допускать износных отказов), то вероятность безотказной работы за время $T_{об}$

$$P(T_{об})=e^{-T_{об}/T}. \quad (8.14)$$

Но так как при $T_{об} \neq 0$ $P(T_{об}) \neq 1$, то часть изделий откажет за время $T_{об}$. Эти изделия потребуют внеплановых обслуживаний. Таким образом, среднее время между обслуживаниями $T_{ср} < T_{об}$ и

$$T_{ср} = \int_0^{T_{об}} P(t) dt, \quad (8.15)$$

а для экспоненциального закона надежности

$$T_{ср} = \int_0^{T_{об}} e^{-t/T} dt = T Q(T_{об}). \quad (8.16)$$

При малых значениях отношения $T_{об}/T$ (высокая надежность, частые обслуживания), $T_{ср}$ и $T_{об}$ близки друг к другу. Пусть, например, наработка на отказ, приводящий к невыполнению задания, $T_{о.н.з.} = 10^4$ ч, время выполнения задания 10 ч и профилактическое обслуживание производится перед каждым заданием, т. е. $T_{об} = 10$ ч. Тогда в соответствии с приближенной формулой (3.23) $Q(T_{об}) \approx 10/10^4$ и $T_{ср} = 10^4 \cdot 10/10^4 = 10$ ч, т. е. $T_{ср} = T_{об}$.

Иначе обстоит дело при сопоставимых значениях $T_{об}$ и T . Если наработка на отказ равна 5000 ч, а время между плановыми обслуживаниями 1000 ч, то $P(T_{об}) \approx 0,82$ и $T_{ср} \approx 5000 \cdot 0,18 = 900$ ч. Но это не означает, что надо непременно стремиться к увеличению частоты обслуживания. Если не допускать износных отказов, что, в частности, должно достигаться методами раннего обнару-

жения неисправностей и диагностики состояния изделия, то можно увеличивать интервалы между обслуживаниями. Процент изделий, отказавших между обслуживаниями, будет при этом возрастать. Но общее число обслуживаний за время эксплуатации будет снижаться. Обоснованные компромиссные решения в подобных случаях позволяют найти оптимальную стратегию обслуживания. Важным исходным материалом при этом являются характеристики надежности по наработке типа рассмотренных в § 3.2, так как их анализ позволяет, как уже отмечалось, объективно оценить требуемую наработку, при которой необходимо проводить обслуживание, и его эффективность.

§ 8.2. ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТ ПО ОБСЛУЖИВАНИЮ И РЕМОНТУ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

По своим целям все виды работ при обслуживании, включая ремонты, можно разделить на следующие группы.

1. Регулярное обслуживание нормально работающих двигателей, т. е. заправки ГСМ, регулировки (например, автомата запуска при изменении температуры окружающего воздуха и т. п.), проверки правильности функционирования некоторых систем (например, проверка времени приемистости при даче газа) и другие подобного рода работы.

2. Контроль состояния элементов конструкции и систем двигателя для выявления отказов и неисправностей, в том числе в ранней стадии развития, и устранение их последствий.

3. Профилактические замены элементов и агрегатов для предотвращения износных отказов.

4. Восстановление работоспособности двигателей, вышедших из строя в результате отказов.

5. Введение в двигатель улучшающих мероприятий, разработанных на основе опыта его производства и использования.

Кроме работ первой группы, производимых всегда эксплуатирующими двигателями организациями непосредственно на объектах, на которых двигатели установлены, остальные виды работ могут проводиться в зависимости от их сложности или эксплуатирующими организациями, или на ремонтных заводах.

Так, если при контроле состояния лопаток компрессора (работы второй группы) обнаружены недопустимые забоины лопаток промежуточных ступеней, то их устранение или замена лопаток возможны, как правило, лишь в заводских условиях. Если обнаружены незначительные забоины на I ступени, то они во многих случаях могут быть выведены без разборки двигателя и снятия его с объекта.

Если требуется профилактическая замена (третья группа работ), например, подшипников трансмиссии двигателя, то она возможна лишь при заводском ремонте; если нужно заменить какой-либо из агрегатов, смонтированных на двигателе, в связи с ограниченным ресурсом этого агрегата, это возможно сделать в эксплуатации.

Аналогично обстоит дело и с работами четвертой группы. Так, восстановление работоспособности двигателя после заклинивания плунжера насоса-регулятора осуществляется заменой на двигателе насоса-регулятора; восстановительный же ремонт после обрыва лопатки турбины возможен только на заводе.

Также в зависимости от характера вводимого мероприятия и работы пятой группы могут проводиться либо на ремонтном заводе (например, изменение материала диска), либо в эксплуатации (например, установка более мощной свечи зажигания). Заметим, что отмеченная в § 3.4 (см. рис. 3.17) закономерность роста надежности

двигателей по мере увеличения суммарной наработки парка в связи с вводимыми усовершенствованиями подтверждается анализом надежности ремонтных авиационных двигателей ряда типов, которая оказывается на определенных этапах жизненного цикла двигателей выше, чем у этих же двигателей в период их эксплуатации до первого ремонта. На рис. 8.2 показано, как повысилась надежность ремонтных ТВД благодаря введению при ремонте мероприятий, разработанных для предупреждения отказов, которые выявлены в начальный период эксплуатации, и увеличения ресурса двигателя.

Содержание восстановительных работ, а также в значительной мере профилактических замен и в ряде случаев работ по контролю состояния двигателя имеет для каждого типа ГТД (и даже периода его эксплуатации) индивидуальный характер, определяемый его надежностью, типами отказов, назначением, особенностями конструкции, ресурсом отдельных элементов двигателя.

Регламенты плановых обслуживаний предусматривают работы, многие из которых аналогичны для различных газотурбинных двигателей. Эти работы можно классифицировать на вспомогательные, работы по очистке и промывке, дефектацию, смазочно-заправочные, работы по устранению обнаруженных неисправностей.

Вспомогательные работы сводятся к обеспечению доступа к обслуживаемым элементам и агрегатам, принятию предохранительных мер к защите открытых при обслуживании полостей двигателя от попадания в них посторонних предметов (например, установка заглушек) и т. п.

Операции очистки и промывки распространяются как на элементы топливной и масляной систем (промывка фильтрующих элементов специальными моющими жидкостями и др.), так и на газовоздушный тракт двигателя. Проточная часть загрязняется

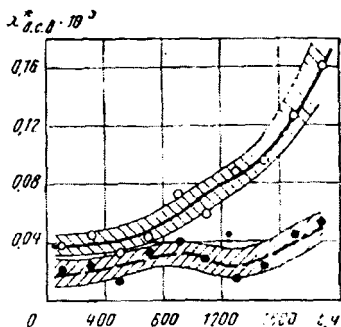


Рис. 8.2. λ -характеристики новых (○) и ремонтных (●) ТВД одного типа (штрихованы доверительные интервалы для $\gamma=0,8$)

маслами, пылью, солью и другими веществами, содержащимися в поступающем в двигатель воздухе. Промывочные составы, обычно в смеси с водой, подаются под давлением в проточную часть ГТД. Эти составы не должны реагировать с материалами деталей двигателя, обеспечивая лишь растворение загрязняющих веществ.

Работы по дефектации включают большое число операций контроля состояния деталей и систем двигателя путем визуальных осмотров и с применением разнообразных инструментальных средств контроля, а также проверку параметров двигателя и его систем в действии. Дефектацию обычно начинают с осмотра входных устройств и первых ступеней компрессора, особенно тщательно контролируя состояние рабочих лопаток. Особое внимание при дефектации ГТД уделяют состоянию лопаток турбин как наиболее нагруженных элементов двигателя. Состояние лопаток последней ступени турбины во многом свидетельствует об исправности всей проточной части ГТД, так как повреждения деталей проточной части приводят и к повреждениям лопаток турбины. Так, при разрушении лопаток компрессора в выходном затурбинном канале и на лопатках турбины почти всегда обнаруживаются следы металлизации (вследствие прохождения через горячую часть двигателя и оплавления в ней материала компрессорных лопаток).

При смазочно-заправочных работах проверяется состояние масла и смазок, производится их замена (или дозаправка). При заправке топливом должно обеспечиваться отсутствие в нем примесей, воды, кристаллов льда. Так как качество горюче-смазочных материалов непосредственно влияет на работоспособность двигателя, каждую партию ГСМ следует подвергать лабораторному анализу на определение соответствия паспортным данным.

Устранение обнаруженных при обслуживании неисправностей, если оно не требует съема двигателя с эксплуатации, сводится к заменам отдельных агрегатов, затяжке крепежных соединений, регулировкам. В отдельных случаях по заранее отработанной технологии могут производиться некоторые ремонтные работы типа выведения забоин на лопатках компрессора.

Конкретное содержание работ при плановых обслуживаниях и их частота существенно зависят от условий применения двигателя. В гл. 4 было показано сильное влияние внешних условий (климатических условий, запыленности воздуха и т. п.), а также режимов использования ГТД на их надежность, что должно учитываться при разработке регламентов обслуживания двигателей.

Время обслуживания зависит как от основных и вспомогательных работ, описанных выше, так и от ряда других факторов, в частности, организационных. Полное время обслуживания

$$t_{\text{обсл}} = t_{\text{осп}} + t_{\text{всп}} + t_{\text{кон}} + t_{\text{зак}} + t_{\text{и.о.}} \quad (8.17)$$

где $t_{\text{осп}}$ и $t_{\text{всп}}$ — время выполнения основных и вспомогательных работ; $t_{\text{кон}}$ — время на технический контроль; $t_{\text{зак}}$ — время на заключительные операции обслуживания, например, консервацию,

если после обслуживания предполагается перерыв в использовании двигателя; $t_{\text{пер}}$ — время перерывов в работах по обслуживанию, например, из-за отсутствия требуемых запасных частей.

Сокращение времени обслуживания и повышение коэффициента готовности, как следует из выражения (8.17), возможно, в частности, путем совмещения контрольных операций с основными, а также обоснованным планированием потребностей в запасных частях на основе анализа характеристик надежности двигателя и его элементов. Объем и содержание работ по обслуживанию, как и их частота, должны претерпевать изменения по мере освоения двигателя в производстве и эксплуатации и введения мероприятий, повышающих его надежность.

Содержание работ при ремонте двигателей. В начале настоящего параграфа перечислены основные группы работ, содержание которых (кроме работ первой группы) определяет и работы при ремонте двигателей в заводских условиях. Объем же и глубина этих работ при ремонте значительно больше, чем при обслуживании в эксплуатации. Так, контроль состояния деталей двигателя при ремонте производится с использованием широкого арсенала средств неразрушающего контроля, часть из которых перечислена в § 7.1. После разборки двигателя контролю подвергаются все его детали, что позволяет полностью выявить их дефекты. Профилактические замены при ремонте могут распространяться на любые детали двигателя, вплоть до дисков отдельных ступеней компрессора и турбины.

Восстановление различными методами поврежденных деталей в заводских условиях используется очень широко. Даже такие, например, нагруженные сложные и ответственные элементы двигателя, как рабочие лопатки вентиляторных ступеней ТРДД из титановых сплавов, при ряде серьезных повреждений из-за забоин посторонними предметами могут быть восстановлены. Восстановление производится путем применения плазменно-дуговой сварки постоянным и импульсным токами. Сварка ведется в среде инертного газа; швы контролируются рентгенографическим и ультразвуковым методами. Испытания показывают, что такие свойства швов, как высокочастотная усталость, распространение трещин, сопротивление растяжению, не отличаются от таковых в исходном материале. В более простых случаях восстановление осуществляется методами металлопокрытий (например, хромирование стальных деталей), шлифования, алмазного выглаживания (восстановление заданных свойств поверхности деталей) и др.

Введение улучшающих мероприятий в двигатель при ремонте может распространяться практически на любые его элементы и агрегаты. Естественно, что эти мероприятия должны пройти всестороннюю проверку перед внедрением и осуществляться по технологии конструкторской организации, разработавшей двигатель, и завода-изготовителя; если же мероприятия разработаны ремонтным заводом, они должны быть согласованы с ними.

Отремонтированные двигатели после сборки проходят контрольно-сдаточные испытания и подвергаются отладке, не отличающейся от описанной в § 7.3.

Преобладающей формой ремонта ГТД является индивидуальный ремонт из-за ограниченной взаимозаменяемости большинства деталей. Обезличенная форма используется лишь для некоторых агрегатов, например, отдельных типов топливных насосов.

Внеплановые ремонты производятся при необходимости восстановления двигателя после отказа; планово-профилактические ремонты делаются через фиксированные интервалы наработки двигателя. Назначение межремонтных сроков обуславливается наиболее «слабыми» элементами конструкции, имеющими наименьший ресурс, замена которых в эксплуатации не возможна. При системе ремонтов по техническому состоянию двигателя (см. § 8.4 и 9.2) величина межремонтной наработки заранее не регламентируется.

§ 8.3. ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ И РЕМОНТОПРИГОДНОСТЬ ГТД

Используя предложенный в работе [51] подход, структуру эксплуатационно-ремонтных свойств двигателей, как и многих других машин, можно представить в виде схемы, показанной на рис. 8.3. Рассмотрим основные составляющие понятий эксплуатационной технологичности и ремонтпригодности, представленные на этой схеме.

Технологичность при эксплуатации двигателя определяется свойствами конструкции, обеспечивающими простоту и удобство выполнения штатных работ, связанных с нормальным использованием двигателя. К таким работам относятся, например, подключение к источникам энергоснабжения пускового устройства, дозаправка ГСМ, манипуляции с органами управления двигателем

при необходимости изменения его режима и т. д. Поятно, например, что необходимость сложных манипуляций оператора при возникновении потребности экстренной остановки двигателя в конечном счете снижает его надежность. Так как в процессе проектирования не всегда удается в полной мере оценить подобные свойства двигателя, то для их правильной оценки и обеспечения должен использоваться такой этап в создании двигателя, как моделирование его на объекте, для



Рис. 8.3. Структурная схема эксплуатационно-ремонтных свойств двигателей

которого он предназначен. Практика авиационного двигателестроения показывает, что при установке на самолет макета двигателя уточняются многие требования к эксплуатационной его технологичности, в том числе к технологичности при техническом обслуживании и к технологичности при эксплуатации двигателя.

Доступность и легкоосъемность элементов двигателя имеют важное значение для сокращения времени и трудовых затрат при обслуживании и ремонте. Легкоосъемность элемента, агрегата, узла можно характеризовать количеством человеко-часов $t_{д(м)}$, потребным на демонтаж (монтаж) при идеальном доступе («на верстаке»). Легкоосъемность во многом определяется системой крепления, конструкцией разъемов, необходимым для монтажных работ инструментом. В частности, предпочтительнее крепеж без проволоочной контровки, а с применением самоконтращихся гаек; желательно использование универсального инструмента и в минимальной номенклатуре и т. п. Конструкция должна обеспечивать минимальную вероятность ошибки при монтажных работах, например, гарантируя возможность состыковки элементов в единственном положении. Доступность определяется соотношением основных трудовых затрат при монтажных или других работах ($t_{осн}$) и трудоемкостью дополнительных работ ($t_{доп}$), без которых невозможно приступить к необходимым работам с данным элементом (вскрытие лючков, демонтаж и монтаж рядом стоящих и не подлежащих съему элементов и т. п.). Для сравнения доступности компоновки какого-то однотипного элемента или же разнотипных элементов, имеющих одинаковую величину $t_{осн}$, можно использовать коэффициент доступности

$$k_d = t_{осн} / (t_{осн} + t_{доп}) = 1 / (1 + t_{доп} / t_{осн}). \quad (8.18)$$

Чем меньше потребные дополнительные трудозатраты, тем ближе k_d к единице. Одним из эффективных путей повышения доступности является группирование в одном блоке элементов и агрегатов, нуждающихся в частом обслуживании (фильтры, топливный регулятор и др.).

Контролепригодность — это свойство конструкции обеспечивать возможность прямого и косвенного профилактического контроля технического состояния и параметров агрегатов, элементов и систем двигателя различными объективными средствами и методами. Это важное свойство двигателя обсуждается более подробно в § 8.5.

Модульность. Одним из наиболее эффективных средств повышения технологичности при обслуживании и ремонте является модульность (или блочность) конструкции ГТД. Под модульной конструкцией понимается такая конструкция, которая позволяет разобрать двигатель на отдельные модули (блоки), каждый из которых может независимо от других ремонтироваться и использоваться для укомплектования любого из двигателей данного типа. Каждый модуль имеет свой формуляр, где учитывается его наработка. Применение модулей уменьшает стоимость обслуживания

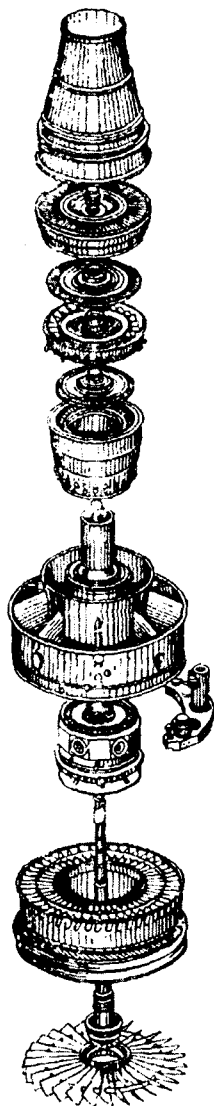


Рис. 8.4. Модули ТРДД

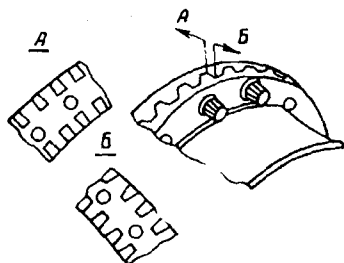


Рис. 8.5. Схема спрофилированного торцового соединения валов

и ремонта и материально-технические затраты на создание парка двигателей, так как позволяет дифференцировать в зависимости от надежности и ресурса число выпускаемых модулей. Так, потребное число модулей горячей части ГТД, как правило больше, чем число модулей компрессора, имеющих большой срок службы. Обычно число независимых модулей ГТД колеблется от 4 до 12 (рис. 8.4). Типичные модули авиационного ТРДД: вентилятор, компрессор высокого (и, при трехвальной схеме, среднего) давления, блок камеры сгорания и турбины высокого давления, блоки турбин среднего и низкого давлений, блок коробики приводов и вспомогательных агрегатов. Для того чтобы обеспечить минимальные отклонения в характеристиках отдельных модулей, требуются специальные конструктивные мероприятия. Роторы отдельных каскадов должны быть возможно более жесткими и короткими, чтобы в каждом из блоков обеспечивались минимальные и стабильные зазоры между рабочими лопатками и корпусами. Поверхности торцовых соединений роторов должны быть специально спрофилированы (рис. 8.5), чтобы предварительно отбалансированные при изготовлении модули могли устанавливаться на двигателе без дополнительной перебалансировки. С повышенной точностью должны выполняться и места сочленений корпусов, так как совместная обработка их при модульной конструкции практически исключается.

Легко показать, как влияет модульность конструкции ГТД на повышение коэффициента готовности. В соответствии с формулой

(3.23) интенсивность отказов, приводящих к досрочному съему двигателя, будет одинакова при модульной и немодульной конструкции, если интенсивности отказов узлов одинаковы в обоих случаях:

$$\lambda_{\text{д.с.д}}(t) = \sum_{i=1}^n \lambda_{\text{д.с.д}i}(t),$$

где n — число модулей.

Время же разборки и ремонта одного модуля по опыту эксплуатации модульных ГТД в 3—4 раза меньше, чем разборки и ремонта немодульных двигателей¹. Следовательно, если при отказе разбирается и ремонтируется лишь один модуль, а не весь двига-

тель, то интенсивность восстановления двигателя будет в 3—4 раза выше, чем при разборке и ремонте немодульного двигателя. Поэтому при модульной конструкции величина ρ в формуле (8.11) всегда ниже, чем при немодульной конструкции. Влияние на k_r отношения интенсивности восстановления двигателя при модульной и немодульной конструкциях показано на рис. 8.6. Чем выше исходная величина ρ (низкая надежность, большой цикл восстановления), тем выше эффективность применения модульной конструкции.

Применение модульных конструкций позволяет примерно на 25% сократить общий объем запасных двигателей и модулей, необходимых для обеспечения бесперебойной эксплуатации, по сравнению с объемом запасов при немодульной конструкции.

Взаимозаменяемость. Как показано на схеме (см. рис. 8.3), одним из свойств, обеспечивающих технологичность при обслуживании и ремонте ГТД, является взаимозаменяемость элементов конструкции, т. е. такое свойство конструкции, при котором из множества одноименных элементов любой может быть установлен на данном двигателе без специальных операций подгонки. Преимущества, обеспечиваемые взаимозаменяемостью деталей при ремонте и обслуживании, очевидны. Особенно полно проявляются они в сочетании со стандартизацией и унификацией, например, при применении полностью обезличенных стандартных крепежных деталей. Однако, к сожалению, многие основные элементы конструкции современных ГТД во многих случаях невзаимозаменяемы. Например, для выравнивания температурного поля по окружности форсунки часто используются с неодинаковой производительностью; для уменьшения дисбаланса лопатки в роторе при

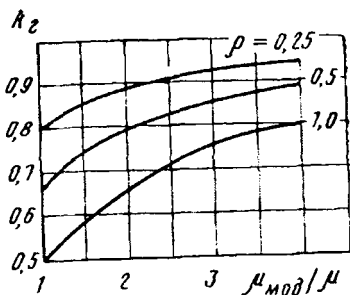


Рис. 8.6. Зависимость коэффициента готовности модульного ГТД от отношения интенсивностей восстановления модульного ($\mu_{\text{мод}}$) и немодульного (μ) двигателей

¹ Стоимость ремонта типичного модуля составляет около 20% стоимости ремонта двигателя (с учетом накладных и транспортных расходов эта величина доходит до ~50%).

ремонтте стараются не менять местами и т. п. Основным средством повышения взаимозаменяемости в ГТД является обеспечение конструктивных и технологических запасов, о необходимости которых говорилось в гл. 5 и 7. Для указанных примеров такими запасами являются запас по температуре газа, допустимой для нормальной работы турбины (наличие запаса по температуре позволяло бы менее строго контролировать ее неравномерность, отказаться от индивидуальной подгонки производительности форсунок), и технологические запасы точности и стабильности изготовления лопаток, обеспечивающие их высокую идентичность по массе.

Восстанавливаемость. Понятие восстанавливаемости применительно к поврежденным элементам конструкции в сильной степени зависит от достигнутого уровня технологических процессов при производстве и ремонте двигателей. Описанное в § 8.2 восстановление поврежденных титановых лопаток было бы невозможно без применения плазменно-дуговой сварки в среде инертного газа. До освоения относительно дешевых методов литья сложных высоконагруженных деталей изготовление неразъемных рабочих колес, у которых лопатки выполнены зацело с диском, было бы не рациональным из-за невозможности такой конструкции. Однако в современных ГТД встречаются рабочие колеса турбин и компрессоров подобной конструкции, так как в случае повреждения лопатки замена всего колеса при невысокой его стоимости оказывается рациональной. В свете приведенных примеров следует подчеркнуть, что при проектировании двигателя удовлетворение требованию восстанавливаемости элементов его конструкции должно осуществляться с учетом достигнутого технологического уровня и ожидаемой ремонтной технологии.

В заключение отметим, что все рассмотренные в настоящем параграфе свойства обеспечиваются в процессе создания двигателя. Следовательно, эффективность обслуживания и ремонта и, в конечном счете, поддержание надежности двигателя в эксплуатации в большой мере будут зависеть от того, как двигатель сконструирован.

§ 8.4. ОБСЛУЖИВАНИЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ СОСТОЯНИЮ

Опыт эксплуатации ряда технических устройств, в том числе авиационных ГТД, показал, что система технического обслуживания с заранее обусловленными фиксированными величинами наработки между планово-профилактическими работами (включая замены элементов и ремонты) обладает определенными недостатками и не является экономически оптимальной. При такой системе обслуживания профилактические мероприятия выполняются независимо от фактического состояния двигателя в конкретных условиях его использования, что приводит к неоправданным затратам, а с другой стороны, не исключает появления отказов в межпрофилактический период. При этой системе недоиспользуются

индивидуальные ресурсы многих элементов конструкции, заменяемых через фиксированные промежутки наработки, а не в связи с фактическим израсходованием их ресурса. Наконец, возникают приработочные отказы, неизбежные после ремонтно-профилактических работ, которых могло бы быть меньше при сокращении числа этих работ.

Отмеченные недостатки привели к внедрению более совершенной системы технического обслуживания — по состоянию объекта обслуживания. Обслуживание двигателей по техническому состоянию позволяет максимально использовать индивидуальные технические возможности их элементов при обеспечении требуемого уровня надежности. Сущность системы обслуживания по состоянию сводится к тому, что те или иные работы на двигателе (замены его агрегатов и деталей, ремонтные работы и т. п.) производятся не через регламентированные сроки наработки, а при возникновении необходимости, обусловленной техническим состоянием конкретного экземпляра двигателя и его элементов. Метод обслуживания по состоянию основан на постоянном контроле технического состояния двигателя и эффективен лишь при наличии развитой системы раннего обнаружения его неисправностей. Газотурбинный двигатель обладает свойствами, обеспечивающими контроль его состояния. Во-первых, сравнительно легко, особенно при модульной конструкции, может производиться его частичная разборка, что делает доступным для замен и контроля его детали и узлы. Во-вторых, конструкция основных узлов ГТД позволяет осуществлять широкий контроль их состояния различными неразрушающими методами. В-третьих, изменение ряда важных эксплуатационных параметров достаточно легко контролируется в процессе использования двигателя. Эти особенности способствовали, в частности, широкому внедрению обслуживания по состоянию авиационных ГТД.

Рассмотрим, следуя [62], модели обслуживания по состоянию. Пусть $\eta(t)$ — монотонная случайная функция времени, соответствующая какому-то параметру изделия, а $\eta_{от}$ — предельный уровень параметра, пересечение которого реализацией случайного процесса $\eta(t)$ приводит к отказу. Такими параметрами для ГТД могут быть, например, содержание металлических частиц в масле, величина развивающейся усталостной трещины на лопатке, уровень температуры газа, уровень вибраций и т. д. Пусть, далее, $\eta_{пр.от}$ — предкритический уровень контролируемого параметра, а $\eta_{от} - \eta_{пр.от}$ — допуск, упреждающий отказ. Стратегия обслуживания по техническому состоянию в большинстве случаев строится так, чтобы момент контроля и обслуживания $T_{об}$ отвечал бы условию

$$\eta_{пр.от} \leq \eta(T_{об}) < \eta_{от}, \quad (8.19)$$

хотя в некоторых частных случаях допускается и условие

$$\eta(T_{об}) = \eta_{от}, \quad (8.20)$$

т. е. работа до отказа.

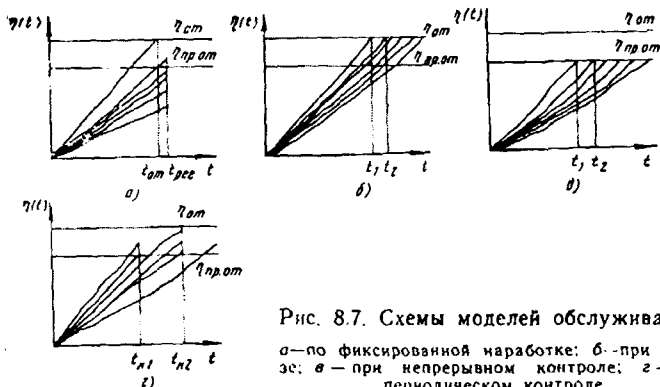


Рис. 8.7. Схемы моделей обслуживания:

а — по фиксированной наработке; б — при отказе; в — при непрерывном контроле; г — при периодическом контроле

На рис. 8.7 показано несколько моделей обслуживания. Схема на рис. 8.7, а отражает обслуживание через регламентированные интервалы наработки $t_{\text{пер}} = T_{\text{об}}$. Если, например, имеется в виду профилактическая замена какого-то агрегата, то в соответствии с рис. 8.7, а пять агрегатов независимо от их состояния будут заменены в момент $t_{\text{пер}}$, один откажет до регламентных работ при наработке $t_{\text{от}}$. Остальные модели на рис. 8.7 соответствуют обслуживанию по состоянию. Схема на рис. 8.7, б отвечает условию (8.20), т. е. обслуживание происходит только после отказов при наработках t_1, t_2 . Такой подход допустим к обслуживанию неотвественных элементов двигателя, отказ которых не приводит к серьезным последствиям; например, термолары контроля температуры выходящих газов могут в ряде случаев заменяться лишь при выходе их из строя. Рис. 8.7, в соответствует обслуживанию с постоянным контролем состояния. Пусть регулярно проверяется масло на содержание металлических примесей и уровень $\eta_{\text{пр.от}}$ соответствует началу опасного износа шестерен коробки приводов. В моменты $t_1, t_2, \dots$, т. е. при достижении уровня $\eta_{\text{пр.от}}$, шестерни заменяются. И, наконец, рис. 8.7, г отвечает обслуживанию с периодическим контролем. Если, например, периодически осматриваются (в моменты контроля $t_{к1}, t_{к2}$) лопатки компрессора с помощью бороскопа (см. § 8.6), то при обнаружении опасных трещин, забоин соответствующие двигатели, а при модульной конструкции — модули компрессора снимаются с эксплуатации для ремонта.

Из рассмотренных примеров видно, что контроль состояния двигателей, которому посвящены следующие параграфы настоящей главы, является неотъемлемой частью системы обслуживания по техническому состоянию. Важным условием обеспечения высокой надежности ГТД при обслуживании их по состоянию является также установление обоснованных ограничений сроков службы наиболее ответственных элементов конструкции, в первую очередь — дисков турбин и компрессоров, в пределах которых и

должна реализоваться система обслуживания двигателей по состоянию. При достижении указанных ограничений, как правило, должны производиться переборки двигателей. Более подробно этот вопрос обсуждается в гл. 9.

Следует отметить, что индивидуализация содержания и сроков обслуживания каждого экземпляра двигателя и даже его отдельных элементов, свойственная обслуживанию по состоянию, усложняет управление этой системой, особенно при больших парках двигателей. Поэтому планирование и контроль работ, учет наработки двигателей и отдельных агрегатов, планирование и учет запасных частей и множество других функций управления системой обслуживания по состоянию требуют обязательного использования ЭВМ.

Опыт обслуживания авиационных ГТД по состоянию в крупнейших авиакомпаниях ряда стран показал, что получаемый экономический эффект очень значителен. Так, на $\sim 20\%$ сокращается число запасных частей; число запасных двигателей сокращается с $30...35\%$ до $15...18\%$ плюс $4...5\%$ запасных модулей. Общая стоимость обслуживаний и ремонтов сокращается примерно на 25% . Получаемый экономический эффект безусловно перекрывает некоторое усложнение организации и управления системой обслуживания по состоянию.

§ 8.5. ЦЕЛИ И МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Методы контроля состояния газотурбинного двигателя отличаются от методов контроля его режима главным образом тем, что должны обеспечивать обнаружение возникающих в эксплуатации отказов и неисправностей в возможно более ранней стадии их развития. Приборы контроля режима (обычно — тахометр, термометры для измерения температуры выходящих газов и два-три манометра) в лучшем случае могут помочь установить, что произошел отказ, и при этом — далеко не всякий. Такие, например, дефекты, как трещины и прогары стенок камеры сгорания, износ лабиринтных уплотнений, ранние стадии разрушения подшипников, обрыв уголка пера лопатки компрессора или турбины, типа показанного на рис. 4.1 и многие другие, не могут быть обнаружены указанными средствами, пока не приведут к серьезным вторичным разрушениям. В связи с этим получили распространение разнообразные формы контроля состояния ГТД с развитой диагностической функцией.

Контроль состояния двигателя призван обеспечивать решение следующих основных задач.

1. Получение оперативной информации о состоянии каждого экземпляра двигателя для обоснованного принятия решения о его дальнейшем использовании в эксплуатации, или отправке в ремонт, или проведении частичной разборки и замен деталей и т. п.

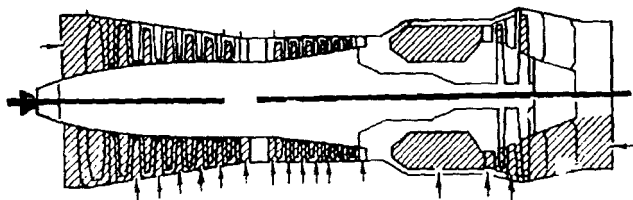


Рис. 8.8. Обеспечиваемые конструкцией двигателя возможности осмотра внутренних полостей ТРД

2. Прогнозирование и предупреждение развития отказов в целях максимально возможного сокращения числа отказов при выполнении двигателем своих функций и снижения стоимости восстановительных ремонтов.

3. Локализация отказов и идентификация их причин и признаков с целью минимизации объема работ по поиску и устранению дефектов.

4. Выработка решений, связанных с планированием обслуживания (контроля, замен, ремонтов и т. п.).

Контроль состояния двигателей не должен представлять собой случайный набор измерений, устройств контроля, методов диагностики. Этот контроль должен образовывать систему взаимодополняющих методов, тесно связанных с конструкцией двигателя, его назначением и характером использования. Такая система должна контролировать технические характеристики двигателя, обнаруживать повреждение и разрушение механических элементов, опасные дефекты конструкции. Для обеспечения максимальной эффективности системы контроля (диагностической системы) ее проектирование должно начинаться вместе с проектированием двигателя. При проектировании и доводке двигателя необходимо обеспечить его контролепригодность, которая достигается конструктивными решениями, выбором диагностических устройств и проведением специальных испытаний для оценки и отработки отдельных диагностических средств и методов.

Примером конструктивного обеспечения контролепригодности может служить выполнение лючков на корпусах ГТД для визуального контроля состояния проточной части. На рис. 8.8 стрелками показаны места введения эндоскопов и заштрихованы элементы конструкции ГТД, доступные для визуального контроля. В ходе проектирования и доводки выбираются количество и места диагностических датчиков и их номенклатура, причем целесообразность такого выбора с точки зрения обеспечения максимальной информативности проверяется экспериментом. Специальными испытаниями должна быть подтверждена не только диагностическая ценность выбранных средств контроля, но и определены пороговые значения контролируемых параметров и критериев неисправности путем введения при испытаниях ряда неисправностей двигателя (подача стружки в масло, дисбаланс, дефекты подшипников и

т. д.). Соответствующие рекомендации по признакам неисправностей, по критическим уровням параметров вносятся в инструкцию по эксплуатации двигателя.

При разработке системы контроля состояния ГТД должны учитываться степень опасности и динамика развития отказов, ранее обнаружение которых такая система призвана обеспечить, ибо указанные факторы решающим образом влияют на выбор методов обнаружения предотказного состояния и предупреждения развития отказа. Так, например, для авиационного ГТД можно разбить все отказы на следующие три группы в зависимости от динамики их развития.

Во-первых, очень быстро (в течение нескольких секунд или даже долей секунд) развивающиеся отказы: опасный заброс температуры газа, помпаж и некоторые другие. Очевидно, что применительно к таким отказам датчики контроля (например, датчик помпажа, реагирующий на приближение к помпажу) должны давать сигнал в систему аварийной защиты, включенной в автоматику двигателя. Некоторые примеры аварийной защиты были рассмотрены в § 5.2.

Во-вторых, отказы, способные привести к аварийному состоянию двигателя за время, не превышающее время полета (например, масляное голодание, вызывающее интенсивный износ и перегрев подшипников; нарастающие вибрации двигателя и т. п.). В подобных случаях необходима сигнализация экипажу о появлении дефекта. При этом важно учитывать факторы инженерной психологии в интересах того, чтобы индикация критических параметров, с одной стороны, наиболее эффективно воспринималась экипажем, а с другой, — не перегружала его излишней информацией. Так, установлено, что аварийная сигнализация наиболее эффективно воспринимается летчиком при использовании речевого сигнала или загорания мерцающей сигнальной лампочки. Существенное значение имеет выбор шкал приборов индикации параметров двигателя. Вертикальные профильные шкалы, у которых столбики, индицирующие параметры при нормальной работе двигателя, находятся на одной прямой, а при выходе параметров за норму прямая линия столбиков нарушается, воспринимаются лучше, чем круговые стрелочные шкалы. В сложных условиях полета летчик за одно и то же время по профильной шкале обнаруживает примерно в два раза больший процент отклонений, чем по стрелочной. С развитием автоматических бортовых систем контроля состояния двигателей следует стремиться к максимальному освобождению экипажа от принятия решений в связи с возникновением в процессе полета неисправностей.

В-третьих, медленно развивающиеся отказы, опасное развитие которых за время полета практически исключено (износ зубьев шестерен и рессор, некоторые случаи износа подшипников и др.). Для этой категории отказов должны применяться, в основном, две группы методов обнаружения: периодический контроль состояния элементов конструкции неработающего двигателя и непрерыв-

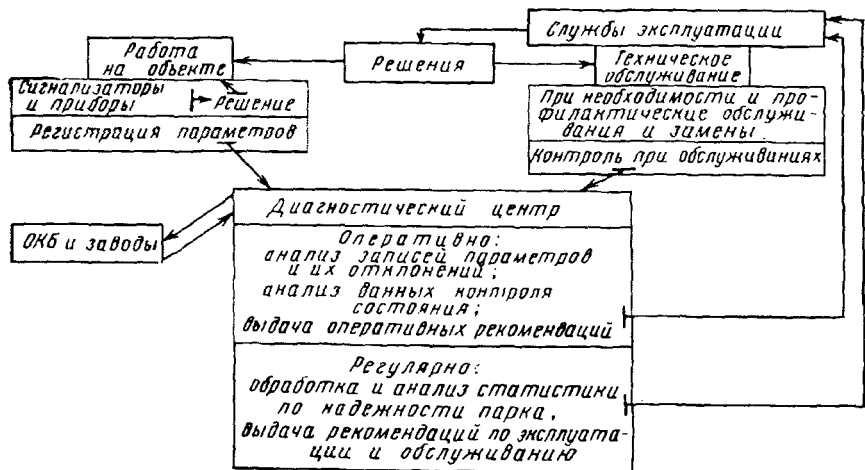


Рис. 8.9. Примерная схема потоков диагностической информации

ная (бортовая) запись параметров с периодическим, например, между полетами, их анализом.

Для того чтобы полученная тем или иным способом информация о состоянии двигателя способствовала поддержанию в эксплуатации требуемой его надежности, необходимо эффективно использовать эту информацию для принятия практических инженерных решений. Примерная схема потоков диагностической информации о состоянии двигателей показана на рис. 8.9. На основе информации, получаемой от аварийных сигнализаторов, приборов, установленных на объекте, на котором используется ГТД (самолете, корабле и др.), решение должно приниматься экипажем (выключить двигатель, изменить режим и т. п.). Регистрируемая при работе двигателя информация передается для анализа в диагностический центр. Такой центр должен также анализировать регулярную информацию о состоянии элементов и систем двигателей, получаемую при контроле их в процессе обслуживания. На основе анализа получаемой информации диагностический центр дает оперативные рекомендации о снятии двигателей, заменах их элементов, усиленном контроле и т. п. Периодически обрабатывая статистическую информацию о надежности парка двигателей и их элементов, диагностический центр вырабатывает рекомендации по выбору стратегии обслуживания, ограничениям ресурса отдельных элементов двигателей и т. п. Эти рекомендации ложатся в основу решений эксплуатирующих служб. Работа диагностического центра должна вестись при постоянных оперативных контактах с двигателестроительными ОКБ и заводами, что отражено на рис. 8.9.

Диагностический центр, обслуживающий достаточно большой парк двигателей, должен быть оснащен вычислительной и лабора-

торной (для проведения собственных исследований, например, для анализа проб масла — см. § 8.6) техникой и иметь квалифицированных специалистов, подготовленных к работам по анализу диагностической информации.

§ 8.6. СРЕДСТВА РАННЕГО ОБНАРУЖЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ГТД

Опыт эксплуатации ГТД показывает, что большинство неисправностей может быть в достаточно ранней стадии развития обнаружено с помощью немногих средств контроля состояния двигателей. Наибольшую диагностическую ценность имеют четыре группы средств и методов контроля: контроль масла; контроль вибраций; оптические и другие методы контроля целостности поверхностей деталей, образующих проточную часть двигателя; регистрация и регулярный анализ термогазодинамических параметров двигателя. Из схемы на рис. 8.10 видно, дефекты каких основных элементов конструкций ГТД могут быть обнаружены с помощью перечисленных и других распространенных в настоящее время средств. При выборе средств ранней диагностики нельзя исходить только из частоты появления той или иной неисправности. На отдельных типах двигателей могут иметь место редко

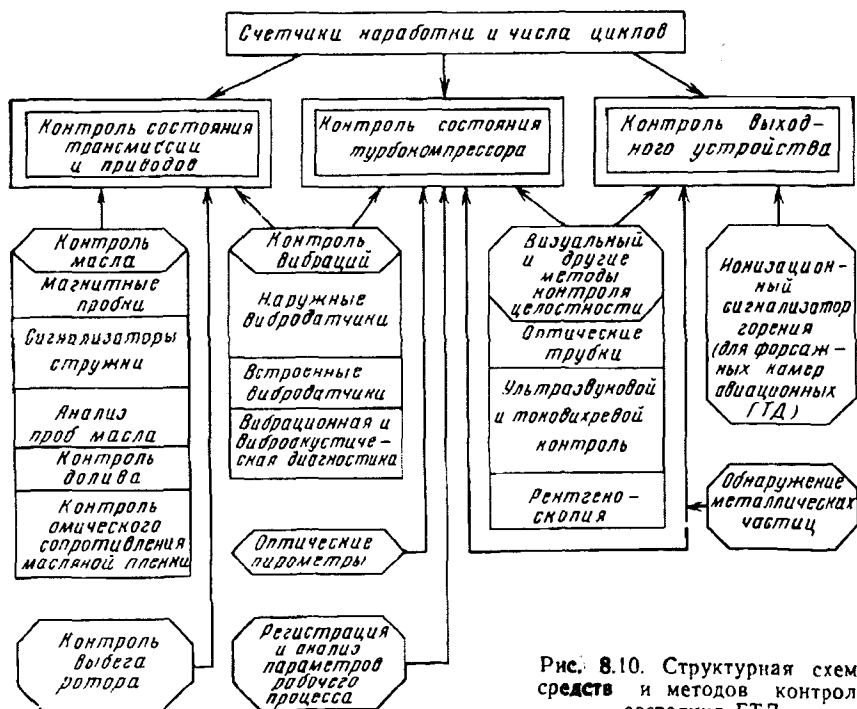


Рис. 8.10. Структурная схема средств и методов контроля состояния ГТД

встречающиеся, но опасные дефекты, для раннего обнаружения которых может потребоваться разработка каких-то индивидуальных специализированных средств.

Особое место занимают средства и методы исследования причин отказов ГТД. Здесь важную роль играет непрерывная запись параметров двигателя, позволяющая установить характер их изменения вплоть до момента отказа, даже если он сопровождался тяжелыми разрушениями. Регистрирующие устройства различного рода, записывающие до нескольких десятков параметров ГТД, получили распространение в современной авиационной технике. Они используются как в целях диагностики, так и для установления причин отказов.

Ниже дается краткое рассмотрение указанных на схеме, приведенной на рис. 8.10, средств контроля.

Контроль масла

Смазочное масло является носителем информации о состоянии элементов двигателя, омываемых им. Поэтому для контроля систем смазки применяется целый ряд методов и устройств.

Магнитные пробки (детекторы стружки) позволяют при обслуживании двигателя проконтролировать наличие в масле не задерживаемых фильтрами мелких частиц магнитных материалов, являющихся продуктами износа. Пробка с постоянным магнитом 1 (рис. 8.11) вводится в штуцер 2 и фиксируется поворотом штифта в прорези. Штуцер 2 монтируется в стенке любой полости, где циркулирует масло. Масло проходит через окна 3 и частички железа, находящиеся в масле, удерживаются магнитом. Клапан 4 при вынимании пробки садится на седло 5, препятствуя вытеканию масла. При установлении нескольких пробок в различных линиях маслосистемы возможна локализация места износа.

Сигнализаторы стружки являются приборами, сигнализирующими о появлении стружки в масле в процессе работы двигателя, и полезны для обнаружения быстроразвивающихся дефектов. Простейший сигнализатор может быть сделан по тому же принципу, что и магнитная пробка, только магнит должен состоять из двух изолированных частей с некоторым зазором. При перекрытии зазора осевшей стружкой замыкается электрическая цепь сигнализатора. Такой сигнализатор не реагирует на немагнитную стружку и срабатывает лишь после накопления определенного количества частиц. От этих недостатков свободен индуктивный датчик, в котором вокруг маслопровода располагается индуктивная катушка, реагирующая на прохождение частиц из любого металла.

Анализ проб масла на содержание в нем продуктов износа — чрезвычайно чувствительный метод, с помощью которого износ может быть обнаружен за десятки и даже сотни часов до того, как разрушение достигнет опасной стадии. Периодически отбираемые небольшие порции масла подвергаются в диагностическом центре исследованию на содержание металлов обычно спектро-

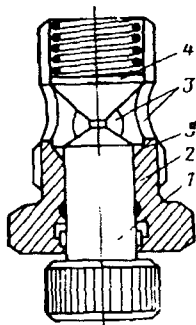


Рис. 8.11. Магнитная пробка

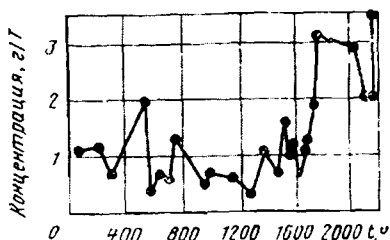


Рис. 8.12. Изменение концентрации железа в масле ТВД в зависимости от наработки (обнаружен аварийный износ подшипникового узла сателлита редуктора)

графическими (реже — химическими) методами. Из рис. 8.12, где показан пример результатов анализов, следует, что рост концентрации железа в масле при износе подшипникового узла начался за ~ 400 ч до наступления аварийного состояния. Одновременно росла концентрация меди и алюминия.

Для определения допустимых количеств металла в масле целесообразно проводить специальные испытания, имитируя разные стадии дефектов трущихся элементов.

Контроль долива масла позволяет оценивать тенденции в изменении расхода масла. Рост расхода в большинстве случаев свидетельствует либо о дефекте уплотнений подшипниковых узлов, либо об уходе масла через систему суфлирования. Такой метод контроля предельно прост, но отличается высокой диагностической ценностью.

Контроль омического сопротивления масляной пленки основан на том, что масляный слой между трущимися деталями является диэлектриком и обладает большим омическим сопротивлением даже при очень малой толщине. При работе смазываемого механизма масляный слой периодически разрушается и под действием масляного клина вновь восстанавливается. В нормальных условиях работы средняя по времени величина омического сопротивления остается весьма высокой. При наличии дефекта трущейся пары частота и интенсивность разрушения масляного слоя увеличивается и средняя величина омического сопротивления резко падает, что и является признаком появления дефекта. Принципиальная схема измерения проста: к вращающемуся валу прижимается медно-графитная щетка, другой контакт электрической цепи выводится на корпус двигателя; между ними включается омметр. Опыт использования рассматриваемого способа показал, что он позволяет выявить дефекты шестерен и подшипников на несколько часов раньше, чем на них реагирует сигнализатор стружки накопительного типа.

Газотурбинный двигатель при работе излучает большое количество вибрационных и акустических сигналов в широком частотном спектре. Эти сигналы являются комбинацией различных частот: характерных частот вращающихся элементов, частот механических колебаний и аэродинамических резонансов и т. п. Так как многие неисправности и отклонения в работе ГТД меняют характер излучаемых виброакустических сигналов, то анализ этих сигналов является эффективным средством контроля состояния двигателей. Различные методы такого анализа получили широкое распространение.

Наружные вибродатчики устанавливаются на двигателях с целью контроля уровня вибраций с роторной частотой. Очевидно, что любые разрушения и деформации элементов роторов ГТД непременно приводят к росту вибраций (см. § 4.1). При этом могут обнаруживаться не только быстротечные отказы, но и весьма медленно развивающиеся, как это следует, например, из рис. 8.13. Вибродатчики (индукционные, пьезоэлектрические) устанавливаются на корпусе двигателя, причем целесообразные места их установки определяются специальными испытаниями при доводке. Допустимый уровень вибраций конкретных двигателей также определяется по результатам испытаний.

Встроенные вибродатчики устанавливаются непосредственно на тех элементах конструкции ГТД, состояния которых контролируются, например, на опоре подшипникового узла. В отличие от выходного сигнала внешнего вибропреобразователя сигнал внутреннего вибропреобразователя имеет большее отношение полезного сигнала к помехе. Поэтому упрощается обработка поступающего сигнала и повышается надежность распознавания повреждений. К термостойкости и габаритным размерам встроенных датчиков предъявляются, естественно, повышенные требования.

Вибрационная и виброакустическая диагностика объединяют целый ряд методов обнаружения неисправностей двигателей, связанных с вибрациями и колебаниями. Строго говоря, и описанные выше сигнализаторы вибраций можно рассматривать как средства вибродиагностики. Однако под вибродиагностикой (и виброакустической диагностикой) чаще понимают более тонкие методы анализа, связанные с общими методами технической диагностики (см. § 8.7). При этом используется большой комплекс способов измерений, анализа и обработки сигналов, а также способов распознавания и оценки состояний и параметров. Одним из наиболее универсальных способов виброакустической диагностики является спектральный анализ с помощью анализаторов, имеющих высокую разрешающую способность по частоте и позволяющих получать спектрограммы в реальном масштабе времени.

Проведенные исследования по анализу дефектов ряда элементов ГТД показали перспективность методов вибрационной и виброакустической диагностики. Например, дефекты подшипников вы-

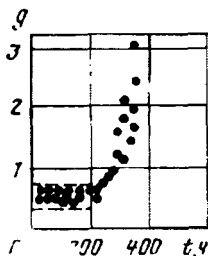


Рис. 8.13. Изменение коэффициента виброперегрузки ТВД по наработке при развитии дефекта (деформации и разрушения) лабиринтного уплотнения компрессора

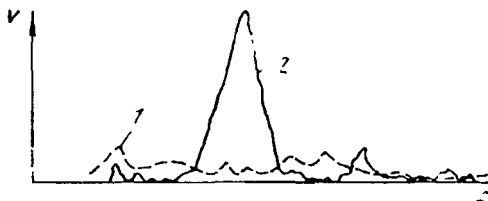


Рис. 8.14. Спектрограммы вибраций подшипника:

1—частота; v —виброскорость; 1—исправный подшипник; 2—подшипник с дефектом

зывают, кроме роста уровня вибраций, изменение спектрального состава (рис. 8.14) и периодичности модуляции на различных частотах. Указанные параметры могут быть использованы для контроля состояния подшипников.

Визуальные и другие методы контроля целостности

Контроль целостности доступных для осмотра элементов конструкции ГТД не представляет труда. Развитие же относительно простых методов сделало возможным высокоэффективный контроль в эксплуатации состояния поверхностей практически всех деталей проточной части двигателей. Наибольшее распространение получил контроль с помощью оптических трубок.

Оптические трубки (эндоскопы или бороскопы) представляют собой оптические приборы со встроенным источником света, позволяющие при относительно большом увеличении рассматривать внутренние поверхности двигателя. Важными характеристиками эндоскопов являются поле зрения и разрешающая способность. При больших углах поля зрения увеличение невелико. С помощью лючков в корпусе двигателя эндоскоп вводится в проточную часть (рис. 8.15), причем осмотр может осуществляться либо через окуляр, либо с выводением изображения на телевизионный экран. Для осмотра труднодоступных мест применяются гибкие эндоскопы со стекловолоконной оптикой (рис. 8.16). Разрешающая способность современных эндоскопов доходит до нескольких десятков линий на 1 мм, что обеспечивает обнаружение даже весьма малых повреждений поверхностей деталей, в первую очередь — трещин и забоя лопаток. Периодические осмотры позволяют контролировать развитие дефектов.

Ультразвуковой и токовихревой контроль иногда применяют для обнаружения трещин в деталях ГТД при техническом обслуживании. Однако использование этих методов требует хорошей доступности обследуемых деталей для обеспечения контакта с ними

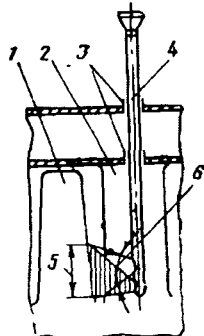


Рис. 8.15. Схема осмотра с помощью линзового эндоскопа рабочих лопаток компрессора:

1 — рабочая лопатка; 2 — спрямляющая лопатка; 3 — лючки; 4 — эндоскоп; 5 — освещенный участок; 6 — угол поля зрения

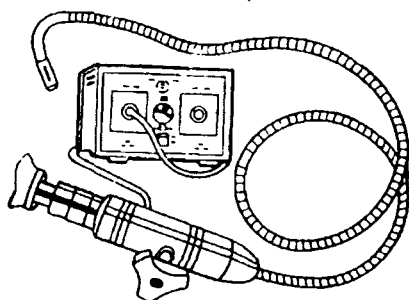


Рис. 8.16. Гибкий эндоскоп с блоком питания

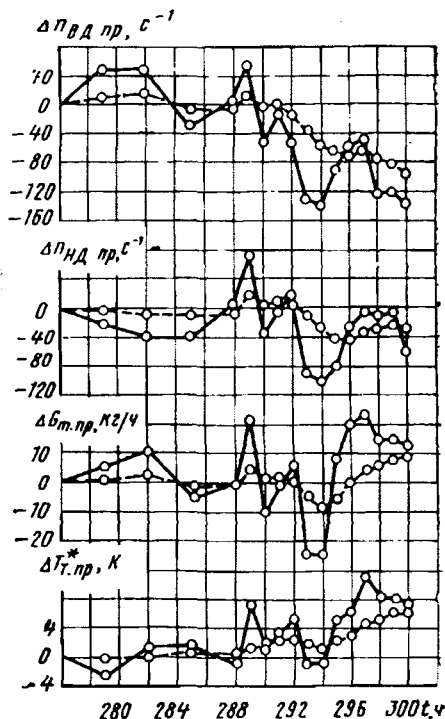


Рис. 8.17. Изменение отклонений термодинамических параметров ТРДД по наработке:

— измеренные отклонения;
- - - - - сглаженные отклонения

дефектоскопов («искательных головок»), что во многих случаях вызывает трудности. Поэтому основное применение эти виды контроля нашли, как указывалось в § 7.1, при производстве, а также при заводском ремонте ГТД.

Рентгеноскопия нашла использование для контроля ряда внутренних элементов конструкции ГТД — сопловых аппаратов турбин, камер сгорания и некоторых других. Рентгеноскопия применяется при периодических осмотрах ГТД тогда, когда есть основания подозревать наличие повреждений. Обычно используется метод, при котором в полый вал двигателя (полый вал, как правило, необходимое условие для применения рентгеноскопии) вводится на штанге источник излучения. Рентгеновская пленка помещается снаружи двигателя. Снимки позволяют обнаружить коробления и прогары сопловых аппаратов и камер сгорания и другие дефекты.

Метод анализа параметров ГТД, регистрируемых в процессе его работы, является эффективным диагностическим методом, позволяющим распознавать ряд неисправностей, таких, как прогары, износ уплотнений и др. Сущность метода обработки зарегистрированных параметров состоит в определении отклонений приведенных к стандартным атмосферным условиям термогазодинамических параметров от их исходного уровня на определенном режиме работы. Чтобы уменьшить влияние случайных факторов и выявить главные тенденции в протекании зависимостей, применяется статистическое сглаживание. На рис. 8.17 в качестве примера показаны сглаженные и несглаженные отклонения частот вращения роторов высокого и низкого давления $\Delta n_{вдпр}$ и $\Delta n_{ндпр}$, расхода топлива $\Delta G_{т.пр}$ и температуры за турбиной $\Delta T_{т.пр}$ ТРДД по наработке (заимствовано из работы [43]). Через 300 ч двигатель был разобран и обнаружено разрушение внутреннего кольца соплового аппарата I ступени турбины. Как видно из рис. 8.17, устойчивые тенденции изменения сглаженных отклонений появились по $\Delta n_{вдпр}$ за 8 ч до конца работы, по $\Delta n_{ндпр}$ — за 7 ч, по $\Delta T_{т.пр}$ — за 4 ч, по $\Delta G_{т.пр}$ — за 3 ч.

Для установления диагноза по выявленным отклонениям требуется специальный анализ. Одним из методов такого диагностического анализа является сравнение обнаруженного набора отклонений с наборами отклонений для ряда возможных неисправностей, определенными расчетным путем. В приведенном примере относительные отклонения параметров от их значений до 288 ч работы равны: $\delta n_{вдпр} = -0,55\%$, $\delta n_{ндпр} = -0,18\%$, $\delta G_{т.пр} = 0,83\%$, $\delta T_{т.пр} = 0,69\%$. Согласно таблице расчетных коэффициентов для рассматриваемого двигателя такой набор отклонений может быть связан только с ухудшением состояния каскада высокого давления, причем наиболее близкая совокупность соответствует ухудшению к.п.д. турбины высокого давления на 1,27%.

Более универсальным диагностическим методом является использование специальной термогазодинамической модели двигателя, когда диагноз устанавливается в результате решения системы уравнений для определенного набора измеренных отклонений параметров.

Некоторые другие средства контроля состояния

ГТД

Счетчики наработки и числа циклов призваны обеспечить возможность хотя бы косвенного контроля фактически израсходованного ресурса двигателя. В § 3.4 было показано, что надежность ГТД тесно связана с числом рабочих циклов и количеством тяжелых режимов работы. Особенно существенно эти факторы влияют на повреждаемость элементов горячей части двигателя. Поэтому важным является регистрация выработанных двигателем

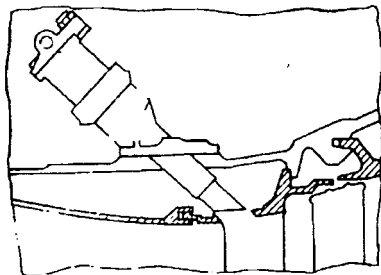


Рис. 8.18. Схема установки пирометра (1) в турбине

циклов и наработки на различных по напряженности режимах. Простейшие счетчики состоят из нескольких электрочасов, учитывающих наработку на разных режимах; более сложные вычисляют наработку с учетом напряженности режимов (по температуре газа за турбиной).

Оптические пирометры, измеряющие бесконтактным методом температуру рабочих лопаток турбины, являются перспективным средством контроля охлаждаемых лопаток.

Наиболее простая форма использования пирометра — получение оценки средней температуры лопаток. Но с помощью сканирующего приспособления пирометром, имеющим малую постоянную времени, можно измерить температуру каждой лопатки в рабочем колесе. Это существенно для контроля надежности охлаждаемых лопаток, отдельные экземпляры которых могут различаться по температурному состоянию. Схема установки пирометра в турбине показана на рис. 8.18.

Контроль выбега ротора, т. е. времени его вращения после выключения двигателя, при всей своей простоте в ряде случаев может служить хорошим диагностическим средством, выявляющим наличие дефектов в трансмиссии двигателя.

Обнаружение металлических частиц в потоке в выходном устройстве в диагностическом смысле играет такую же роль для контроля состояния элементов проточной части, как анализ масла на содержание металлов для контроля омываемых маслом поверхностей. Для этой цели могут использоваться электростатические зонды, устанавливаемые в потоке. Металлические частицы, попавшие в поток, заряжаются; при ударе о зонд они отдают ему свою электрическую энергию, что и фиксируется осциллографом. Проведенные исследования показали перспективность этого средства контроля.

Ионизационные сигнализаторы горения нашли применение в авиационных ГТД с форсажными камерами. Отсутствие горения при включении форсажа свидетельствует о каких-то неисправностях в системе запуска форсажной камеры. Если экипаж не обратит на них во время внимание, возможен опасный перерасход топлива при неудачных запусках. Может оказаться перспективным датчик горения типа оптического пирометра, реагирующий непосредственно на появление пламени в форсажной камере.

Разнообразие средств контроля состояния ГТД требует рационального отбора их при решении задач раннего обнаружения неисправностей двигателей различных типов. Анализ тенденций развития проблемы контроля состояния авиационных ГТД позволяет выделить несколько этапов ее развития, которые в той или иной мере могут быть характерны и для других типов ГТД.

На раннем этапе диагностическая информация снималась с непригодных для этого двигателей с использованием не специализированных, а универсальных средств. В частности, регулярно контролировался долив масла и отбирались пробы на содержание металлов; использовалась рентгеноскопия, а где возможно — осмотр оптическими трубками; была введена ручная запись ряда параметров экипажем в полете и др.

На втором этапе появились автоматические бортовые регистраторы параметров, записи которых после полета оперативно обрабатываются на ЭВМ. Новые двигатели обладают высокой контролепригодностью, имеют модульную конструкцию, позволяют осуществлять осмотр оптическими трубками всей проточной части. Используются разнообразные встроенные датчики контроля, в том числе такие совершенные, как оптические пирометры.

В перспективе следует ожидать использования только модульных конструкций ГТД; внедрения тонких методов контроля двигателей и их систем на основе математических моделей с помощью ЭВМ, в том числе бортовых; широкого применения теоретических методов технической диагностики, позволяющих строить алгоритмы, обеспечивающие получение от ЭВМ практических рекомендаций. При этом на всех этапах развития систем контроля важным их элементом являются диагностические службы в эксплуатирующих организациях.

§ 8.7. МЕТОДЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ ДЛЯ АНАЛИЗА СОСТОЯНИЯ ГТД

В последние годы при анализе состояния газотурбинных двигателей находят использование методы *технической диагностики*, под которой понимают научное направление, связанное с *распознаванием состояния* технических объектов. Состояние объекта описывается совокупностью *признаков* (параметров), используя которые, можно с помощью тех или иных методов технической диагностики отнести данное состояние к одному из классов (диагнозов). Возможные диагнозы D_i считаются известными. Нахождение эффективных диагностических признаков состояния составляет одну из главных задач диагностики. Совокупность последовательных действий с целью установления диагноза называют *алгоритмом распознавания* или алгоритмом диагностирования.

Для решения задач распознавания состояний применяют как *детерминистские*, так и *вероятностные* методы¹. При использовании детерминистских методов распознавания обычно описывают состояния объекта системой параметров x_j , образующих v -мерный вектор $\bar{X}$. При этом любое состояние объекта представляет собой точку в v -мерном пространстве параметров (признаков). Предполагается, что диагноз D_i соответствует некоторой области пространства признаков. Обычные области различных диагнозов при использовании детерминистских алгоритмов распознавания считаются непересекающимися,

¹ Иногда говорят и о «физических методах» технической диагностики, понимая под ними прямое использование для диагноза информации о физических явлениях, характеризующих состояние объекта. К таким методам можно отнести многие из методов (вместе с соответствующими средствами) контроля состояния ГТД, описанных в § 8.6. Например, обнаружение с помощью оптической трубки опасной трещины на лопатке позволяет диагностировать состояние этой лопатки без использования каких-либо алгоритмов распознавания.

т. е. вероятность одного диагноза, в область которого попала точка, характеризующая состояние, равна единице, вероятность всех других равна нулю.

При детерминистском подходе к диагностике состояния ГТД признакам, характеризующим диагноз, могут являться термогазодинамические параметры двигателя. Примером такого подхода к диагнозу состояния ГТД в определенной мере является рассмотренный в § 8.6 анализ записей термогазодинамических параметров, при котором с обнаруженными отклонениями сравниваются расчетные отклонения, полученные для определенных условий из математической модели двигателя. Одной из основных проблем детерминистских методов диагностики ГТД является построение адекватных математических моделей объектов диагностики.

При использовании вероятностных алгоритмов распознавания состояние объекта чаще всего описывается с помощью комплекса признаков $(k_1, k_2, \dots, k_j, \dots, k_v)$, имеющих дискретные значения. Постановка задачи распознавания может быть сформулирована следующим образом. Имеется объект, находящийся в одном из n случайных состояний D_i . Известна совокупность признаков, каждый из которых с определенной вероятностью характеризует состояние объекта. Требуется построить алгоритм, с помощью которого предъявленная совокупность признаков была бы отнесена к одному из вероятных состояний объекта.

Разработан целый ряд алгоритмов для детерминистских и вероятностных методов распознавания, которым посвящены специальные монографии (см., например, работу [15]). В качестве примера остановимся на одном из эффективных вероятностных методов распознавания — методе Байеса.

Метод Байеса. Пусть имеется одно из состояний объекта D_i и признак k_j , встречающийся при этом состоянии. Тогда вероятность совместного появления событий (наличия у объекта состояния D_i и признака k_j) равна произведению вероятности состояния D_i на условную вероятность появления признака k_j при этом состоянии $P(D_i)P(k_j/D_i)$. Так если признак k_j всегда проявляется при состоянии D_i , то вероятность появления обоих событий $P(D_i) \cdot 1 = P(D_i)$. С другой стороны, вероятность совместного появления событий равна произведению вероятности появления признака на условную вероятность наличия состояния D_i при появлении признака k_j $P(k_j)P(D_i/k_j)$. Тогда

$$P(k_j)P(D_i/k_j) = P(D_i)P(k_j/D_i), \quad (8.21)$$

откуда получаем формулу Байеса

$$P(D_i/k_j) = P(D_i)P(k_j/D_i)/P(k_j). \quad (8.22)$$

В выражении (8.22) $P(D_i)$ — априорная вероятность состояния D_i ; $P(k_j)$ — вероятность появления признака k_j у всех объектов независимо от их состояния; $P(k_j/D_i)$ — вероятность появления признака k_j у объектов с состоянием D_i ; $P(D_i/k_j)$ — апостериорная вероятность состояния D_i , т. е. вероятность диагноза D_i после того, как стало известно появление признака k_j .

Если обследование проводится по комплексу признаков K , включающему признаки $k_1, k_2, \dots, k_v$, то при реализации этого комплекса признаков (реализацию будем отмечать индексом $*$) формулой Байеса примет вид

$$P(D_i/K^*) = P(D_i)P(K^*/D_i)/P(K^*). \quad (8.23)$$

Вероятность появления комплекса признаков у всех объектов равна сумме произведений вероятностей всех состояний на вероятность реализации комплекса признаков при каждом из этих состояний:

$$P(K^*) = \sum_{i=1}^n P(D_i)P(K^*/D_i). \quad (8.24)$$

С использованием выражения (8.24) можем записать обобщенную формулу Байеса:

$$P(D_i/K^*) = \frac{P(D_i) P(K^*/D_i)}{\sum_{i=1}^n P(D_i) P(K^*/D_i)} \quad (8.25)$$

Для диагностически независимых признаков вероятность реализации при состоянии D_i комплекса K^* равна

$$P(K^*/D_i) = P(k_1^*/D_i) P(k_2^*/D_i) \dots P(k_n^*/D_i). \quad (8.26)$$

Решение о диагнозе в методе Байеса сводится к тому, что объект с реализацией комплекса K^* относится к состоянию, для которого оказывается наибольшей вероятностью $P(D_i/K^*)$, найденная из выражения (8.25). При этом вводится пороговое значение для вероятности диагноза:

$$P(D_i/K^*) \geq P_i, \quad (8.27)$$

где P_i — выбранный уровень распознавания диагноза D_i . При невыполнении неравенства (8.27) требуется дополнительная информация для принятия решения о диагнозе.

Рассмотрим применение метода Байеса на простом условном примере. Пусть газотурбинному двигателю определенного типа присущи три характерных отказа: врезание воздушного лабиринта компрессора (состояние D_1); выполивание рабочих лопаток турбины из пазов в связи с разрушением осевого фиксатора и, как следствие, цепляние торцов замков за кольцо соплового аппарата (D_2); дефекты подшипниковых узлов (D_3). Исправное состояние обозначим D_4 . Из опыта эксплуатации парка этих двигателей определены статистически априорные вероятности: $P(D_1)=0,05$; $P(D_2)=0,02$; $P(D_3)=0,23$; $P(D_4)=0,7$. Это означает, что, например, на 23% двигателей встречаются при эксплуатации дефекты опор, а 70% двигателей отрабатывают ресурс без всяких отказов. Допустим теперь, что отмечены три диагностических признака, в разной мере присущие перечисленным состояниям: уменьшение времени выбега (признак k_1); заброс температуры газа при запуске и увеличение времени запуска (k_2), стружка в масле (k_3). Статистически определено, что при врезании лабиринтов в 60% случаев уменьшается время выбега, в 50% — ухудшается запуск, стружка в масле никогда не появляется; при цеплении лопаток стружки также не бывает, в 30% случаев уменьшается время выбега, в 20% — ухудшается запуск; при дефектах опор признак k_3 проявляется всегда, k_1 — в 35%, а k_2 — в 15% случаев; у исправных двигателей никогда не ухудшается выбег и не появляется стружка, но у 20% двигателей бывают случаи запуска с забросами температуры.¹

Пуск на каком-то экземпляре двигателя обнаружено ухудшение выбега (признак k_1) и запуска (k_2), а признак k_3 не обнаружен. Обозначим отсутствие признака k_3 как $\bar{k}_3$ и заметим, что $P(\bar{k}_3/D_i) = 1 - P(k_3/D_i)$. Отсутствие признака k_3 будем считать одним из признаков в реализации K^* , т. е. $K^*(k_1, k_2, \bar{k}_3)$. Теперь можем составить диагностическую таблицу из статистических данных для рассматриваемого случая (табл. 8.1).

Определим значения $P(D_i/K^*)$. Очевидно, что вероятности диагнозов D_2 и D_3 равны нулю, так как $P(k_1/D_2)=0$ и $P(\bar{k}_3/D_3)=0$. Вероятность диагноза D_4 равна

$$P(D_4/K^*) = \frac{0,05 \cdot 0,6 \cdot 0,5 \cdot 1}{0,05 \cdot 0,6 \cdot 0,5 \cdot 1 + 0,02 \cdot 0,3 \cdot 0,2 \cdot 1 + 0 + 0} = 0,926.$$

¹ Перечисленные статистические данные необходимы для вероятностной постановки диагноза. Это обстоятельство характеризует главную трудность применения вероятностных алгоритмов распознавания — большой объем требуемой предварительной информации.

Диагностическая таблица
(по статистическим данным)

D_i	$P(k_1/D_i)$	$P(k_2/D_{2i})$	$P(\bar{k}_2/D_i)$	$P(D_i)$
D_1	0,6	0,5	1	0,05
D_2	0,3	0,2	1	0,02
D_3	0,35	0,15	0	0,23
D_4	0	0,2	1	0,7

Соответственно, вероятность диагноза D_2

$$P(D_2/K^*) = \frac{0,02 \cdot 0,3 \cdot 0,2 \cdot 1}{0,05 \cdot 0,6 \cdot 0,5 \cdot 1 + 0,02 \cdot 0,3 \cdot 0,2 \cdot 1} = 0,074.$$

Мы видим, что даже, если задать в неравенстве (8.27) уровень распознавания $P_i = 0,9$, то величина $P(D_1/K^*) = 0,926$ окажется статистически значимой. Следовательно, можно утверждать, что $K^* \in D_1$, т. е. предъявленная реализация признаков принадлежит состоянию D_1 . Иначе говоря, наиболее вероятно, что на двигателе имеет место врезание лабиринтов компрессора.

Легко подсчитать, что при обнаружении только одного признака — уменьшения времени выбега — для реализации $K^* = (k_1, \bar{k}_2, \bar{k}_3)$ наиболее вероятным остается диагноз D_1 , хотя с меньшей вероятностью $P(D_1/K^*) = 0,76$. Для реализации $K^* = (\bar{k}_1, k_2, \bar{k}_3)$ положение резко меняется и наиболее вероятным оказывается исправное состояние: $P(D_4/K^*) = 0,915$. При $K^* = (\bar{k}_1, \bar{k}_2, \bar{k}_3)$ вероятность исправного состояния составляет 0,966.

Не останавливаясь более на методе Байеса, заметим, что во многих случаях в технической диагностике требуется принимать решение о диагнозе исходя из тех или иных условий оптимальности, учитывая экономические факторы или требования безопасности и т. п. Для этой цели используются методы статистических решений.

Пример метода статистических решений. Поясним идею одного из таких методов (метода Неймана — Пирсона) на простом примере для одного диагностического параметра. Пусть имеются распределения плотностей вероятности $f(x/D_i)$ диагностического параметра x для двух групп объектов (рис. 8.19). Для исправных и для неисправных объектов параметр x изменяется в соответ-

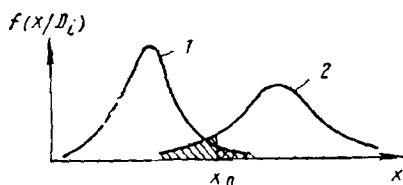


Рис. 8.19. Плотности вероятностей диагностического параметра x :

1 — для исправного состояния D_1 ; 2 — для неисправного состояния D_2

ствии с этими распределениями так, что его значения для обеих групп могут перекрываться. Типичные примеры таких параметров для ГТД — уровень вибраций или содержание металлов в масле, значения которых для некоторых исправных двигателей могут быть больше, чем для отдельных дефектных. Требуется выбрать такой уровень диагностического параметра x_0 , чтобы при условии $x > x_0$ можно было считать объект дефектным, а при $x < x_0$ — исправным. Из рис. 8.19 следует, что нельзя задать такое значение x_0 , которое никогда не давало бы ошибочных решений (пропусков дефектов или снятий с эксплуатации исправных объектов, т. е. ложной тревоги). В этих условиях необходимо из тех или иных соображений оптимизировать выбор x_0 . В рассматриваемом методе это делается путем минимизации вероятности пропуска дефекта при выбранном допустимом уровне вероятности ложной тревоги.

Вероятность ложной тревоги как вероятность сложного события равна произведению априорной (статистически определенной) вероятности исправного состояния $P(D_1)$ на вероятность того, что величина x при этом состоянии будет больше x_0 . Эта последняя вероятность равна густо заштрихованной площадке под кривой 1 правее $x = x_0$ на рис. 8.19. Таким образом, вероятность ложной тревоги

$$P_{л.т} = P(D_1) \int_{x_0}^{\infty} f(x/D_1) dx, \quad (8.28)$$

При сформулированном выше условии минимизации пропуска дефекта величина $P_{л.т}$ должна отвечать требованию

$$P_{л.т} \leq (P_{л.т})_{пред}, \quad (8.29)$$

где $(P_{л.т})_{пред}$ — выбранная предельно допустимая вероятность ложной тревоги.

Увеличение вероятности ложной тревоги, соответствующее уменьшению значения x_0 (см. рис. 8.19), приводит к уменьшению условной вероятности пропуска дефекта при условии, что объект относится к состоянию D_2 (заштрихованная площадка под кривой 2 левее x_0), минимальное значение которой соответствует знаку равенства в соотношении (8.29). Отсюда получаем окончательное условие

$$P(D_1) \int_{x_0}^{\infty} f(x/D_1) dx = (P_{л.т})_{пред}, \quad (8.30)$$

которое и определяет рубежную величину диагностического параметра x_0 . Для практических задач диагностики состояния ГТД величину $(P_{л.т})_{пред}$ следует задавать с помощью коэффициента избыточности $k_{изб}$

$$(P_{л.т})_{пред} = P(D_2) k_{изб}, \quad (9.31)$$

где $P(D_2)$ — априорная вероятность состояния D_2 .

Величина $k_{изб}$ должна назначаться с учетом тяжести последствий вероятного отказа и экономических соображений. Она может изменяться при этом в широких пределах от $k_{изб} = 1$ до 10, а в отдельных случаях особо опасных отказов может назначаться даже еще больший коэффициент избыточности.

В заключение отметим, что применение методов технической диагностики, особенно вероятностных, требует постоянного накопления и обработки обширной статистической информации. Однако при эксплуатации больших парков двигателей и наличии в эксплуатирующих организациях диагностических центров, оснащенных мощными ЭВМ, решение этой задачи не встречает каких-либо принципиальных трудностей.

Методы установления ресурса двигателя

§ 9.1. РЕСУРС ДВИГАТЕЛЯ КАК ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ КАТЕГОРИЯ

Ресурс элемента, например лопатки или диска, как наработку до предельного состояния можно более или менее удовлетворительно описать физическими или статистическими моделями. Эти модели могут отражать истощение его долговечности и учитывать характер нагружения, рассеивание свойств элемента и некоторые другие факторы. Известны модели истощения долговечности, построенные для различных физических процессов: длительного статического разрушения [см. формулу (6.1)], износа и т. п. Универсальностью отличается статистическая модель Седякина (6.10), описывающая процесс истощения ресурса с использованием функции интенсивности отказов, но и она, строго говоря, наиболее корректна применительно к элементу. Когда же мы переходим от элемента к сложной системе, включающей многие элементы с разнообразными процессами их нагружений, то понятие ресурса становится менее однозначным и менее определенным. Ресурс ГТД, являющегося такой системой, можно определить как время работы до ремонта, в течение которого целесообразно и допустимо использовать двигатель в конкретных условиях эксплуатации. Сама оценка целесообразности и допустимости определяется выполнением требований максимального экономического эффекта в эксплуатации (целесообразность) и обеспечения функционирования двигателя с необходимым уровнем надежности (допустимость). Таким образом, очевидно технико-экономическое содержание понятия ресурса ГТД, правильное назначение которого требует учета многих факторов, в том числе физических, определяющих изменение свойств двигателя во времени, и экономических, определяющих целесообразность дальнейшего увеличения ресурса при конкретных условиях эксплуатации, обслуживания и ремонта.

Важнейшим моментом при установлении ресурса является правильный учет связи ресурса и надежности. Схематически эта связь представлена на рис. 9.1. Отказы, относящиеся к категории о.н.з., определяют требуемый уровень обеспечения основных функций двигателя (например, отказы в полете авиационных ГТД определяют уровень безопасности полетов); они приводят или к сему двигателей, или к работам по устранению неисправностей. И д.с.д. и о.у.э. ведут к дополнительным затратам, независимо от того, проявились ли отказы при работе двигателя, или были обнаружены при обслуживании. Критерии, характеризующие выполнение двигателем основных функций и эксплуатационные затраты, будут определять эффективность системы установления ресурса. Как показано на рис. 9.1, величина ресурса, в свою очередь, будет влиять на уровень отказов двигателя.

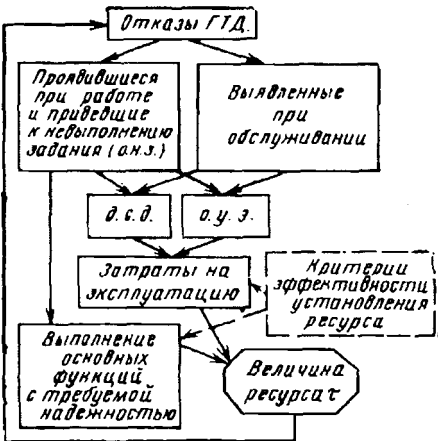


Рис. 9.1. Принципиальная схема связи ресурса и надежности ГТД

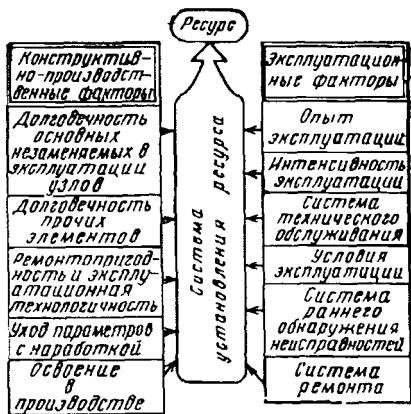


Рис. 9.2. Факторы, определяющие величину ресурса ГТД

Обозначим критерий, характеризующий выполнение ГТД своих функций с требуемой надежностью через S_1 , а критерий экономической эффективности увеличения ресурса — через S_2 . Тогда модель процесса увеличения ресурса в самом общем виде может быть представлена следующим образом:

$$S_2(\tau, \lambda, \omega) \rightarrow \max \text{ при } S_1(\tau) \geq S_0. \quad (9.1)$$

где τ — величина ресурса, являющаяся зависимой переменной или управляемым параметром; λ и ω — интенсивность и параметр потока отказов (независимые переменные); S_0 — предельно допустимый уровень критерия S_1 (например, безопасности полетов).

В свою очередь $\lambda = \lambda(\tau, R)$ и $\omega = \omega(\tau, R)$, где $R = \{R_1, R_2, \dots, R_m\}$, а R_i — i -й воздействующий фактор (условия эксплуатации, режимы).

В силу связей, показанных на рис. 9.1, функция S_2 может быть выражена через стоимостные показатели. Оптимальный ресурс будет соответствовать ее максимуму при условии ограничений, наложенных на функцию S_1 . Однако многообразие и сложность связей, определяющих систему установления ресурса (рис. 9.2), делает чрезвычайно трудной задачу объективного определения оптимального ресурса, отвечающего условию (9.1). На практике в зависимости от ряда факторов применяют различные подходы к установлению ресурса ГТД, стремясь, в конечном счете, к выполнению условия (9.1).

На ранних этапах эксплуатации ГТД при небольших его ресурсах, когда суммарная наработка в эксплуатации I_2 и соответственно надежность еще невелики (см. рис. 3.17), во многих случаях применяется система установления ресурса двигателя по ресурсу наиболее слабого элемента в самых напряженных условиях использования. Такую систему назовем системой установле-

ния *фиксированного ресурса*, ибо она предусматривает ремонт двигателя через фиксированные промежутки времени вне зависимости от его состояния. Экономически такая система не является оптимальной, но имеет то преимущество, что позволяет тщательно контролировать состояние всех деталей двигателя в заводских условиях после межремонтной наработки и на этой основе вырабатывать мероприятия по повышению его надежности и ресурса.

При дальнейшем наращивании ресурса двигателя по мере освоения его в производстве и эксплуатации следует стремиться к возможно более полному приближению к условию (9.1). Этому требованию в большой мере отвечает система установления *дифференцированного ресурса*. Эта система основывается на учете таких факторов, как разная долговечность отдельных узлов и элементов двигателей, влияние на надежность конкретных условий эксплуатации, эффективность системы технического обслуживания, опыт эксплуатирующей организации и др. (см. рис. 9.2). Выявленные при ресурсных испытаниях и в процессе эксплуатации долговечности отдельных элементов двигателя позволяют дифференцировать его ресурс по узлам. При модульной конструкции реализация разного ресурса модулей не представляет трудностей, при немодульной конструкции для замены ограничивающих ресурс элементов могут применяться частичные разборки двигателя. При дифференцированном ресурсе узлов обычно назначаются фиксированные сроки контроля (с частичной разборкой, или без нее — при наличии развитых средств диагностики) «слабых» узлов, к каковым в большинстве случаев относятся элементы горячей части двигателя, которые или обязательно, или при необходимости заменяются. Эта альтернатива связана с надежностью контроля состояния узла. Вот один из известных из практики примеров дифференциации ресурса элементов ГТД: при ресурсе дисков от 16 000 до 24 000 ч ресурс лопаток разных венцов турбины составлял от 4000 до 11 000 ч, а жаровых труб камеры сгорания — 7000 ч.

Используя подходы, аналогичные примененным в § 6.3 к оценке эквивалентности режимов при разных условиях работы ГТД, можно получить количественные требования к дифференциации ресурса по условиям применения двигателя. Пусть в одних условиях работы двигателя при его ресурсе τ_1 вероятность работы без досрочного съема за ресурс $P_{д.с.д1}(\tau_1)$. Если требуется сохранить процент досрочного съема за ресурс в других условиях эксплуатации двигателей, т. е. обеспечить равенство $P_{д.с.д1}(\tau_1) = P_{д.с.д2}(\tau_2)$, то получаем условие, аналогичное (6.14):

$$\lambda_{д.с.д1cp} \tau_1 = \lambda_{д.с.д2cp} \tau_2, \quad (9.2)$$

из которого определяется величина ресурса τ_2 в новых условиях эксплуатации. Очевидно, что выражение (9.2) означает равенство площадей под кривыми интенсивностей отказов

$$\int_0^{\tau_1} \lambda_{д.с.д1}(t) dt = \int_0^{\tau_2} \lambda_{д.с.д2}(t) dt,$$

изображенных на рис. 9.3.

Ярким практическим примером дифференцирования ресурса ГТД по условиям применения являются в несколько раз большие величины ресурсов авиационных ГТД, конвертированных в приводные двигатели пиковых электростанций, по сравнению с их ресурсами при использовании на самолетах, где условия работы существенно тяжелее.

Предельной формой дифференциации ресурса является эксплуатация ГТД по состоянию. При эксплуатации по состоянию и различные формы технического обслуживания, описанные в гл. 8, и замены узлов и деталей, и ремонты, включая капитальные, проводятся в зависимости от фактического состояния каждого экземпляра двигателя. Следовательно, и ресурс каждого конкретного двигателя определяется по его фактическому состоянию. Эта форма эксплуатации наиболее полно отвечает условию (9.1), так как обеспечивает максимальное использование в конкретных условиях применения заложенных в конструкцию двигателя возможностей. При больших величинах ресурса ГТД практически единственной формой эксплуатации является эксплуатация по состоянию с индивидуальными сроками ремонтов конкретных экземпляров двигателей. Это следует из графиков на рис. 9.4. Нарботка $T_{д.с.д}^*$ на отказ, приводящий к досрочному съему, равная $\sim 10^4$ ч, характерна для хороших современных ГТД. На рис. 9.4 видно, что при такой величине $T_{д.с.д}^*$ и ресурсе $\tau = (10 \dots 12) \cdot 10^3$ ч около 70% двигателей не выработают ресурса и попадут в ремонт из-за отказов досрочно. При $T_{д.с.д}^* = 5 \cdot 10^3$ ч досрочно будут сняты $\sim 90\%$ двигателей. При наличии износных отказов и отличном от экспоненциального распределении снижение $P_{д.с.д}(\tau)$ будет еще интенсивнее. Следовательно, при больших величинах ресурса понятие фиксированных интервалов межремонтной наработки теряет смысл, так как подавляющее большинство двигателей будет ремонтироваться раньше в зависимости от их фактического состояния. Как уже отмечалось в гл. 8, необходимым звеном эксплуатации ГТД по состоянию должна быть развитая система раннего обнаружения неисправностей. Подробнее вопросы установления двигателям ресурса по состоянию рассмотрены в § 9.2.

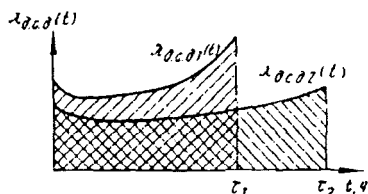


Рис. 9.3. График к установлению дифференцированной по условиям применения величины ресурса

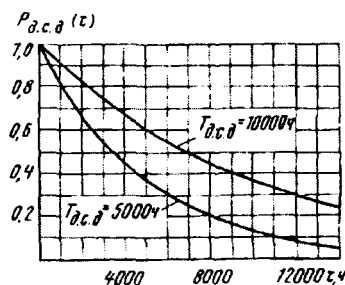


Рис. 9.4. Зависимость вероятности работы двигателя без досрочного съема за ресурс от величины ресурса и наработки на отказ (при экспоненциальном распределении)

Как показывают расчеты и опыт эксплуатации ГТД по состоянию, отказ от обязательных ремонтов через фиксированные сроки наработки в целом приводит к весьма значительной экономии стоимости эксплуатации (до 30% от стоимости парка двигателей). Выше в § 8.4 уже приводились некоторые оценки отдельных составляющих экономии при техническом обслуживании двигателей по состоянию.

§ 9.2. УСТАНОВЛЕНИЕ И УВЕЛИЧЕНИЕ РЕСУРСА ГТД

При любой системе установления ресурса (фиксированного, дифференцированного, по состоянию) должны быть надежно обоснованы предельно допустимые величины наработки ответственных элементов конструкции ГТД, в первую очередь — дисков турбин и компрессоров. Поэтому первоначальной основой для оценки необходимых ограничений величины ресурса является расчетная долговечность дисков, лопаток и других ответственных деталей двигателя. Как отмечалось в гл. 5, прочностные расчеты по определению долговечности деталей ГТД должны проводиться с возможно более полным учетом ожидаемого в эксплуатации характера нагружений. Должна учитываться также предполагаемая технология изготовления. Заметим, что расчетная долговечность дисков многих современных ГТД составляет десятки тысяч часов.

С целью получения экспериментальных обоснований предельных ограничений по наработке проводятся циклические или эквивалентные (или смешанные эквивалентно-циклические) ускоренные испытания, описанные в гл. 6. Важная для оценки долговечности информация может быть также получена в результате проведения циклических испытаний роторов и отдельных дисков в разгонных камерах с имитацией их температурного состояния.

Материалы по расчетной долговечности и результаты ускоренных испытаний являются основой определения (с учетом вероятного рассеивания свойств деталей и условий нагружения) назначенного ресурса ГТД, т. е. ресурса до предельного состояния. В ряде случаев назначенный ресурс устанавливается не для двигателя в целом, а лишь для дисков турбин и компрессоров. Установление и наращивание межремонтных ресурсов двигателя, как и эксплуатация по состоянию, проводятся в пределах назначенного ресурса, величина которого для большинства типов ГТД в конечном счете определяется требованиями безопасности при эксплуатации. Ряд современных ГТД имеет назначенный ресурс, равный 20 000...30 000 ч.

На первых этапах эксплуатации новых двигателей целесообразно устанавливать им фиксированный ресурс в связи с указанным выше преимуществом — возможностью тщательного контроля в заводских условиях состояния двигателей после выработки ими первого ресурса. Обычно величина первого ресурса колеблется от сотен часов до двух тысяч часов. Методика установления первоначального фиксированного ресурса, величина которого лежит в ука-

занных пределах, предусматривает, как правило, апробацию двигателя ресурсными испытаниями в натуральном масштабе времени (т. е. на полную величину устанавливаемого ресурса). Для ряда типов двигателей при этом проводятся не только стендовые¹ испытания по эксплуатационной программе, имитирующей типичные эксплуатационные режимы, но и испытания на объекте, для которого двигатель предназначен. Так, авиационные ГТД проходят эксплуатационные (или лидерные — т. е. на самолете-лидере без пассажиров) летные испытания для проверки длительной работы двигателя в натурных условиях. Необходимость таких испытаний новых двигателей связана с тем, что на стенде, как уже указывалось в гл. 6, не полностью выявляются все особенности работы ГТД в эксплуатационных условиях. Авиационные двигатели, например, имеют в полете отличные от стендовых поля скоростей и давление перед компрессором, иные условия работы системы суфлирования при низком давлении окружающего воздуха и т. д. Некоторые примеры специфического воздействия условий применения на надежность ГТД были рассмотрены в гл. 4, такие, в частности, как влияние брызг морской воды, песка, климатических условий, условий установки авиационного двигателя на самолете и др. Эксплуатационные испытания призваны показать, как сказываются те или иные условия на работоспособность двигателя при длительной его работе в этих условиях.

После успешного прохождения длительных стендовых и эксплуатационных испытаний двигателям устанавливается первоначальный ресурс. При этом возможна так называемая опережающая наработка, позволяющая начинать эксплуатацию до окончания испытаний, т. е. допускается эксплуатация двигателя с ресурсом, например, на 200...300 ч меньшим, чем уже апробировано в данный момент испытаниями, которые еще продолжаются.

Дальнейшее увеличение ресурса (в пределах назначенного) после выработки двигателями первой установленной его величины производят ступеньками, опираясь, главным образом, на опыт эксплуатации. Одна из возможных схем увеличения ресурса такова: если надежность парка двигателей при действующем ресурсе τ удовлетворительная и один-два двигателя («головные» двигатели) успешно отработали в эксплуатации ресурс, превышающий на $\Delta\tau$ ч действующий, то всему парку устанавливается ресурс $\tau_1 = (\tau + \Delta\tau)$ ч. При этом возможна дифференциация ресурса, т. е. для некоторых условий эксплуатации, а также для каких-то элементов двигателя величины приращения ресурса $\Delta\tau$ могут быть иными, чем для других. Из примера, показанного на рис. 9.5, видно, как может различаться ресурс одного авиационного двигателя

¹ В определенных случаях эти стендовые испытания требуют обязательной имитации эксплуатационных условий. Так, ГТД для сверхзвукового пассажирского самолета необходимо испытывать при повышенных по сравнению со стандартными атмосферными условиями температурах и давлениях воздуха на входе. В противном случае стендовые нагрузки будут ниже эксплуатационных.

г, ч

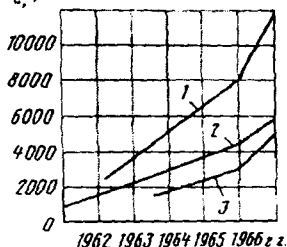


Рис. 9.5. Ресурсы ТРДД JT3D-3B фирмы «Пратт-Уитни» в первые годы его эксплуатации (до перехода к эксплуатации по состоянию) в авиакомпаниях «Air Canada», (1), «Air France» (2), «Air India» (3)

в разных авиакомпаниях, в частности, в связи с разным накопленным ими опытом эксплуатации этого двигателя.

Следующим шагом при условии положительного опыта эксплуатации двигателей данного типа и высокой долговечности основных узлов и деталей может являться переход к эксплуатации по состоянию. Кроме упомянутых условий переход к эксплуатации по состоянию требует достаточной контролепригодности и эксплуатационной технологичности конструкции двигателя, наличия системы диагностики и контроля состояния двигателей, организации сбора и оперативной обработки диагностической информации. На первом этапе эксплуатации по состоянию возможна периодическая отбра-

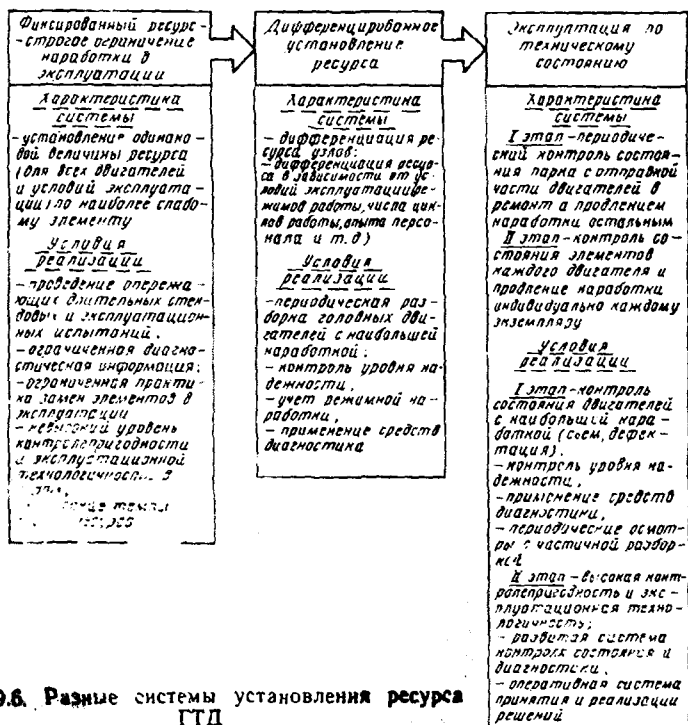


Рис. 9.6. Разные системы установления ресурса ГТД

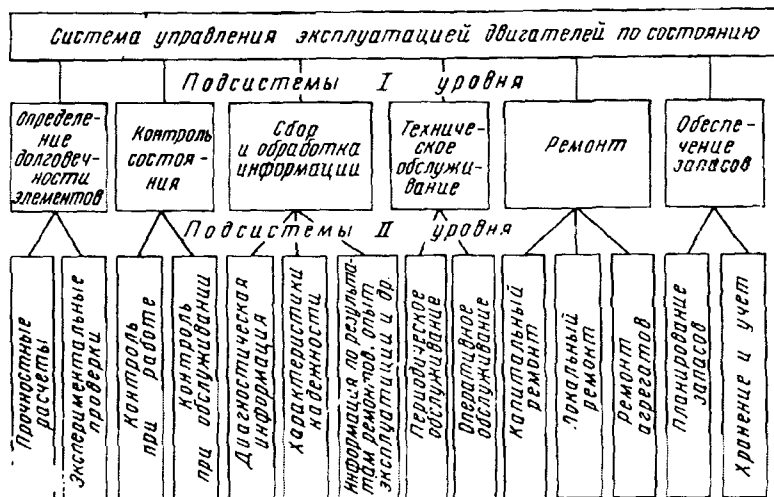


Рис. 9.7. Примерная структура системы управления эксплуатацией двигателей по состоянию

ковка части двигателей после определенной наработки с продлением ресурса остальным. На втором этапе — переход к индивидуальному определению возможности продолжения эксплуатации без ремонта каждого экземпляра двигателя. На рис. 9.6 приведена схема, в обобщенном виде иллюстрирующая все три описанных выше подхода к установлению ресурса.

Процесс увеличения ресурса двигателя какого-то типа всегда является процессом переработки разнообразной многоплановой информации и принятия на этой основе решения, т. е. является по существу процессом управления. При больших ресурсах и эксплуатации по состоянию этот процесс становится существенно сложнее в связи с необходимостью принятия решения по каждому экземпляру двигателя. Статистической информации об отказах в эксплуатации и исходной информации о долговечности элементов двигателя при этом уже недостаточно. Управление эксплуатацией двигателей по состоянию требует организации четкой разветвленной системы, состоящей из ряда подсистем различного уровня, действующих согласованно, и взаимосвязанных. Примерное представление о такой системе дает схема на рис. 9.7. Задачи и характер функционирования большинства подсистем этой системы управления (систем определения долговечности, контроля состояния, сбора и обработки информации, технического обслуживания) выше уже рассматривались в ряде глав. Очевидно, что и система ремонтов при эксплуатации по состоянию претерпевает существенные изменения, так как каждый двигатель попадает в ремонт в связи с какими-то индивидуальными причинами и не может быть

отремонтирован по единой стандартной технологии. Естественно, что усложняется и система планирования, учета и использования запасных двигателей и запасных частей при эксплуатации по состоянию. Не останавливаясь на такой системе, как система экономического стимулирования, заметим лишь, что эксплуатация по состоянию требует решения ряда экономических вопросов и выработки специфических взаимных гарантийных обязательств промышленности и эксплуатирующих организаций. Но практически любое усложнение системы управления эксплуатацией парка двигателей по состоянию полностью оправдывается в связи с указанным выше экономическим эффектом.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Акимов В. М. Некоторые вопросы испытания ВРД. М.: Изд. МАИ, 1956. 56 с.
2. Акимов В. М. Повышение надежности изделий в процессе эксплуатации. — Вестник машиностроения, 1971, № 4, с. 19—22.
3. Акимов В. М. Современные тенденции в области испытаний авиационных газотурбинных двигателей. — В сб.: Испытания авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, 1972, 1, с. 3—19.
4. Акимов В. М., Мирзоян С. А. Вопросы повышения надежности и ресурса авиадвигателей. М.: Изд. МАИ, 1970. 180 с.
5. Акимов В. М., Мокроус М. Ф. Об отладке и контроле авиационных ГТД с использованием параметра p_t^*/p_a^* . — ИВУЗ, Авиационная техника. Казань: Изд. КАИ, 1973, № 1, с. 103—105.
6. Акимов В. М., Старик Д. Э., Морозов А. А. Экономическая эффективность повышения ресурса и надежности ГТД. М.: Машиностроение, 1972. 172 с.
7. Алабин М. А., Ройтман А. Б. Корреляционно-регрессионный анализ статистических данных в двигателестроении. М.: Машиностроение, 1974. 124 с.
8. Алексеев К. П. Эксплуатационная надежность авиационных силовых установок. М.: Транспорт, 1976. 160 с.
9. Ахмедзянов А. М. Современное состояние вопросов, связанных с управлением разбросом эксплуатационных характеристик серийных ВРД. — В сб.: Испытания авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, 1975, № 3, с. 93—100.
10. Ахмедзянов А. М., Юлдыбаев Л. Х. Вопросы технической диагностики состояния авиационных двигателей. — В сб.: Испытания авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, 1977, № 5, с. 17—28.
11. Базовский И. Надежность. Теория и практика. М.: Мир, 1965. 374 с.
12. Березкина А. А. Среднестатистические показатели доводки зарубежных авиационных газотурбинных двигателей. — В сб.: Испытания авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, 1975, № 3, с. 50—64.
13. Биргер И. А. Основы автоматизированного проектирования. — ИВУЗ, Машиностроение, М.: Изд. МВТУ им. Баумана, 1977, № 8, с. 5—15.
14. Биргер И. А. Ресурс и эквивалентные испытания авиационных двигателей. — В сб.: Испытания авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, 1976, № 4, с. 17—48.
15. Биргер И. А. Техническая диагностика. М.: Машиностроение, 1978. 239 с.
16. Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Шнейдерович Р. И. Расчет на прочность деталей машин. М.: Машиностроение, 1968. 616 с.
17. Бруевич Н. Г. Количественные оценки надежности изделий. — В кн.: Основные вопросы теории и практики надежности. М.: Советское радио, 1971, с. 5—25.
18. Ван дер Варден Б. Л. Математическая статистика. М.: ИЛ, 1960. 434 с.
19. Волков Л. И., Шишкевич А. М. Надежность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975. 296 с.
20. Герцбах И. Б., Кордонский Х. Б. Модели отказов. М.: Советское радио, 1966. 166 с.

21. Гнеденко Б. В., Беляев Ю. К., Соловьев Л. Д. Математические методы в теории надежности. М.: Наука, 1965. 524 с.
22. Дарчинов Э. Н. Специфика входного контроля и вопросы его стандартизации. — Стандарты и качество, 1973, № 8, с. 24—26.
23. Дедков Н. А., Северцев Н. А. Основные вопросы эксплуатации сложных систем. М.: Высшая школа, 1976. 406 с.
24. Дружинин Г. В. Надежность систем автоматики. М.: Энергия, 1967. 528 с.
25. Дубравский Н. Г. Система диагностического контроля при стендовых испытаниях авиадвигателей. — В сб.: Испытание авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, 1977, № 5, с. 3—16.
26. Елифанов А. Д. Надежность систем управления. М.: Машиностроение, 1975. 180 с.
27. Желудков А. П. Уточнение количественных характеристик доступности и легкосъемности. — В сб.: Наука и техника гражданской авиации. Сер. Надежность, долговечность, ресурс, техническое обслуживание и ремонт. М.: Изд. ЦНТИ ГА, 1978, № 1, с. 3—8.
28. Заболотский Ю. К., Сигалов В. П., Игнатьев В. Н. Устройство для очистки соплового аппарата турбины газотурбинного двигателя от пылевых отложений. — А. с. 452669 (СССР). Оpubл. в Б. И., 1974, № 45, с. 86.
29. Ивченко Д. Ф., Шатагин Л. Н. Некоторые образцы и сравнительные характеристики отечественных и зарубежных оптических и телевизионных средств контроля газозоудного тракта авиадвигателей. — В сб.: Испытания авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, 1977, № 5, с. 44—54.
30. Изготовление основных деталей ГТД/Под ред. д-ра техн. наук, проф. А. В. Подзее. М.: Машиностроение, 1972. 478 с.
31. Карасев В. А., Максимов В. Л., Сидоренко М. К. Вибрационная диагностика газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1978. 132 с.
32. Косточкин В. В. Надежность авиационных двигателей и силовых установок. М.: Машиностроение, 1976. 248 с.
33. Крыжанский А. П., Саркисян А. А. Устройство для контроля состояния подшипников. — А. с. 195179 (СССР). Оpubл. в Б. И., 1967, № 9.
34. Кузнецов Н. Д. Обеспечение надежности двигателей для гражданской авиации. — В кн. Основные вопросы теории и практики надежности. М.: Советское радио, 1975, с. 27—41.
35. Кузнецов Н. Д. Ускоренные испытания авиационных двигателей. — В сб.: Испытания авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, 1976, № 4, с. 3—16.
36. Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 216 с.
37. Ллойд Д., Липов М. Надежность. Организация исследования, методы, математический аппарат. М.: Советское радио, 1964. 686 с.
38. Макаров Н. В., Киреев А. В. Статистический анализ отказов опор турбин ГТД. — В сб.: Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей. Рига: Изд. РКИИГА, 1975, вып. 1, с. 112—116.
39. Мартин Ф. Моделирование на вычислительных машинах. М.: Советское радио, 1972. 228 с.
40. Методика и практика стандартизации. 3-е изд., перераб. и доп./Под ред. Ткаченко В. В. М.: Изд-во стандартов, 1975. 586 с.
41. Методы определения надежности изделий. Сер. «Обмен передовым опытом в приборостроении». М.: Изд. ЦНИИТЭИ приборостроения, 1975. Вып. 8, 52 с.
42. Мирзоян С. А., Старик Д. Э., Морозов А. А. К обоснованию уровня надежности авиационных газотурбинных двигателей. — Стандарты и качество, 1967, № 4, с. 43—47.
43. Мокроус М. Ф. Применение методов диагностической обработки и анализа термодинамических параметров при стендовых испытаниях авиационных ГТД. — В сб.: Испытания авиационных двигателей. Уфа: Изд. УАИ, № 5, с. 29—34.
44. Морозов А. А., Никонова И. А. Экономическая оценка замены элементов технических систем по состоянию. — Вестник машиностроения, 1974, № 5, с. 81—83.

45. Надежность в технике. Термины. ГОСТ 13377—67. М.: Изд-во стандартов, 1968. 15 с.
46. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР. Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР. 1974.
47. Орманов П. И. Оценка оптимального эксплуатационного ресурса газотурбинного двигателя. — Вестник машиностроения, 1975, № 3, с. 3—6.
48. Проников А. С. Оценка надежности и долговечности машин. М.: Изд-во стандартов, 1969. 160 с.
49. Рахморова М. С., Мирер Я. Г. Влияние технологических факторов на надежность лопаток газовых турбин. М.: Машиностроение, 1966. 223 с.
50. Ремонт летательных аппаратов/Под ред. д-ра техн. наук, проф. Н. Л. Голего М.: Транспорт, 1977. 424 с.
51. Ремонтопригодность машин/Под ред. д-ра техн. наук, проф. Волкова П. Н. М.: Машиностроение, 1975. 968 с.
52. Ройтман А. Б. Оценка надежности и ресурса авиационных двигателей с применением аппарата дифференциальных уравнений. — В сб.: Надежность и долговечность авиационных газотурбинных двигателей. Киев: Изд. КИИГА, 1976, с. 32—36.
53. Седякин Н. М. Об одном физическом принципе теории надежности. — Изв. АН СССР. Сер. Техническая кибернетика, 1966, № 3, с. 35—40.
54. Смирнов Н. Н., Мулкиджанов И. К. Эксплуатационная технологичность транспортных самолетов. М.: Транспорт, 1972. 208 с.
55. Солохин Э. Л. Испытания авиационных воздушно-реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1975. 356 с.
56. Справочник по надежности/Пер. с англ.; Под ред. Б. Е. Бердичевского. М.: Мир, 1969, т. 1, 329 с.; 1970, т. 2, 304 с.; 1970, т. 3, 376 с.
57. Теория воздушно-реактивных двигателей/Под ред. д-ра техн. наук С. М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1975. 568 с.
58. Техническая эксплуатация летательных аппаратов/Под ред. проф. А. И. Пугачева. М.: Транспорт, 1977. 440 с.
59. Техническое руководство по летной годности. — В сб.: Комитет летной годности ИКАО. Одиннадцатое совещание. Монреаль, 1976.
60. Шор Я. Б., Кузьмин Ф. И. Таблицы для анализа и контроля надежности. М.: Советское радио, 1968, 284 с.
61. Шор Я. Б. Статистические методы контроля качества и надежности. М.: Советское радио, 1962, 552 с.
62. Эксплуатационная надежность и режимы технического обслуживания самолетов. М.: Транспорт, 1974. 304 с.
63. Янко А. К., Комаров А. А., Давыденко М. Ф. Техническая эксплуатация авиационной техники по состоянию. Киев: Знание, 1977. 21 с.
64. Aviation Week, 1965, No. 3, p. 35.
65. British civil airworthiness requirements. Section C. Engines and propellers. ARB, 1971.
66. Crawford W. J. The T 700—GE—700 turboshaft engine program.—SAE Preprint, 1973, No. 730917, p. 1—12.
67. Gregory E. New technology and organisation of maintenance.—Tech. Air 1975, 31, No. 6, p. 6—11.
68. Federal aviation regulations. Part 33. Airworthiness standards: Aircraft engines. FAA, 1971.
69. Feulner Albert. Gasturbinenantriebe bei der Deutschen Bundesbahn. AITZ, 1975, 36, No. 6, s. 161—167.
70. Newirth David M., Muller Henry G. Engine reliability with electronic controllers. Annual reliability and maintainability symposium. Washington, 1975, p. 102—104.
71. Nowlan F. S. Planning and operational aspects of «on condition» philosophies. Aircraft Engineering, 1972, vol. 44, No. 3, p. 26—28.
72. Piscopo Paul F. Integrated engine diagnostics and displays for NAVY aircraft of the 1980's.—AIAA Paper No. 72-1034, 1972, p. 5.
73. Towers J. Engine condition monitoring.—Tech. Air, 1971, vol. 27, No. 11, p. 2—9.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

- Аварийная ситуация 61
- Автоматизированное (машинное) проектирование 90
- Алмазное выглаживание 150
- Антивибрационные перемычки 101

Б

- Байеса метод 182
- формула 114, 182
- Бандажные толки 101
- Безопасность полётов 12, 187
- Безотказность 6
- Блочность (модульность) конструкции 163
- Бороскопы 177
- Булева алгебра 119

В

- Вальдовские планы 67
- Вероятностная бумага 53
- — нормального распределения 54
- — распределения Вейбулла 54
- — экспоненциального распределения 54
- Вероятность аварийной ситуации 61
- безотказной работы 19, 48, 51
- — —, расчет 116
- восстановления 154
- отказа 19
- — апостериорная (условная) 22
- — априорная 22
- разрушения 94
- Взаимозаменяемость 165
- Вибрации двигателя 72
- Виброталтовка 149
- Вибродатчики 176

Виброполировка 149
Виброшлифование 149
Водность воздуха 131
Воздухоочистители 102
Восстанавливаемость 154, 166
Восстанавливаемые (изделия, элементы, системы) 18, 32
Вращающийся срыв 74
Время восстановления 154
— обслуживания 154, 160
— работы до отказа 19
— среднее восстановления 155
— — безотказной работы (наработка на отказ) 23
Выборка 42
Выборочные характеристики 42

Г

Газогенератор 108
— базовый 110
Горение вибрационное 73
Готовность 12, 156

Д

Демпфирование колебаний 101
— — лопаток 101
Дефектация ГТД 160
Диагностика вибрационная 176
— виброакустическая 176
— техническая 176, 181
Диагностические признаки 181
— таблицы 184
— центры 172
Доверительная (ые) вероятность 44
— границы 45
— интервалы 44
Доводка ГТД экспериментальная 123
Долговечность 6, 190
Досрочный съем агрегатов 48
— — двигателей 40
Доступность 163
Дублирование 114

З

Замены профилактические 158
Замки лопаток разрезные 101
Запас газодинамической устойчивости 90
— прочности 94

- — статической 94, 136
- — — турбинной лопатки, определение 94
- — усталостной 94
- работоспособности 89
- технологический 145
- Защитно-ограничительные схемно-конструктивные решения 103

И

- Избыточность весовая 89
- габаритная 89
- конструктивная 101
- схемная 112
- Изделие 18
- Интенсивность восстановления 155
- отказов 21
- Испытания, план 67
- под давлением 131
- по определению вибрационных характеристик ГТД 129
- — проверке запасов газодинамической устойчивости 130
- — — работоспособности ГТД при попадании птиц 132
- — — эффективности противообледенительной системы 131
- резонансные 133
- ресурсные 134, 191
- — лидерные 191
- специальные по проверке надежности 127
- — — — —, выбор номенклатуры 128
- — — — —, комплекс 128
- — — — —, методы проведения 129
- — — — —, оценка результатов 132
- ускоренные 134, 140
- циклические 137, 190
- эквивалентно-циклические 190
- эквивалентные 135, 140, 190
- эксплуатационные 191

К

- Камера сгорания 97
- —, выбор гидравлических характеристик 91
- Качество 5
- Комбинация нормального и экспоненциального распределений 30
- Консервация ГТД 153
- Контролепригодность 163, 170
- Контроль вибраций 176
- вихревыми токами 146, 177
- входной 145
- выбега 180

- долива масла 175
- люминисцентный 146
- неразрушающий 145
- омического сопротивления 175
- состояния ГТД 168
- — —, средства и методы 173
- токовихревой 146, 177
- ультразвуковой 173, 177
- Кривая убыли 20
- Критерий согласия «хи-квадрат» **Пирсона 43**
- устойчивости 90
- Коэффициент вариации 29
- готовности 156
- отказов на 1000 ч наработки 40, 60
- применяемости конструктивных элементов 107
- унификации 107

Л

- Легкосъемность 163
- Летной годности нормы 108, 128
- — сертификат 128
- Лопаток забойны 72
- литых модифицирование поверхностное 147
- поломки 69
- удлиненная ножка 101
- эрозия 75

М

- Магнитные пробки 174
- Математическое ожидание 23
- Машинное (автоматизированное) проектирование 90
- Мера ресурса 134
- — статистическая 138
- эквивалентности режимов 135
- Метод логических схем 119
- Монте-Карло (статистическое моделирование) 120
- Неймана—Пирсона 184
- последовательного анализа 67
- статистических решений 184
- Методы контроля акустические 146
- — капиллярные 146
- — магнитные 146
- — радиационные 146
- — электромагнитные 146
- длительного статического разрушения 135
- Модели (ы) надежности регрессионные 65

- лнейная суммирование повреждений 135
- обслуживания 168
- по техническому состоянию 168
- Модульность (блочность) конструкции 163

Н

- Нагарообразование 73
- Надежность 5, 6
 - в узком смысле 6
 - , количественные характеристики 18
 - , нормирование 63
 - , оптимальная 14
 - параметрическая 36, 120
 - , потребный уровень 62
 - , расчет 115
 - схемная (структурная) 16, 110
 - , теория 16.
- Направленная кристаллизация 147
- Наработка на отказ (среднее время безотказной работы)
 - опережающая 191
- Невосстанавливаемые (изделия, элементы, системы) 18
- Невыполнение задания 12
- Незапуск двигателя 76
- Неисправность 6

О

- Обработка вибрационная упрочняющая 149
 - упрочняющая 148
- Обратная связь эксплуатации с производством 63
- Обслуживание внеплановое 154
 - плановое (профилактическое) 154
 - по техническому состоянию 166
 - — —, стратегия 167
 - , стратегия 158
- Оптические трубки (бороскопы, эндоскопы) 177
- Отказ(ы, ов) 6
 - , ведущий к невыполнению задания 41
 - в полете 40
 - , изменчивость причин 79
 - интенсивность 21
 - , приводящий к досрочному съему двигателя 40
 - суммарный поток 40
 - трансмиссии 76
 - , устраняемый в эксплуатации 40
 - частота 40
- Отладка двигателя 151.

П

- Параметр потока отказов (плотность восстановления) 32
- Период износа 24
 - нормальной эксплуатации 24
- Пирометр оптический 180
- Плотность вероятности отказов (плотность распределения времени безотказной работы) 20
 - восстановления (параметр потока отказов) 32
- Поверхностный слой 142
- Покрытия жаростойкие 102
- Помпаж 74
 - , граница 90
- Попадание в двигатель посторонних предметов 72
 - — — птиц 132
- Поток без последствия 34
 - восстановлений (возобновлений) 32
 - ординарный 33
 - отказов 32
 - простейший 34
 - с ограниченным последствием 33
 - стационарный 34
- Преимственность конструкции 107
- Приработка 24
- Проб масла анализ 174
- Проверка противообледенительной сист
 - статистических гипотез 43
- Простои 12
- Псевдослучайные числа 123
- Пусковое устройство, выбор мощности

Р

- Разброс выходных данных ГТД 151
- Разрушения зубьев шестерен 71
 - и трещины дисков 70
 - — прогары жаровых труб 73
 - подшипников 10, 76
 - уплотнений 76
- Распознавание состояния 181
 - —, алгоритм 181
 - —, вероятностные методы 182
 - —, детерминистские методы 181
- Распределение биномиальное 61
 - Вейбулла 26, 28
 - нормальное (гауссово) 26, 29
 - — усеченное 29
 - нормально-экспоненциальное 31
 - Пуассона 35, 62, 115

- экспоненциальное (показательное) 26
- Регистрация параметров 179
- Регламент обслуживания 159
- Регулярность движения 12
- Резервирование 112
 - постоянное (с нагруженным резервом) 112
 - с ненагруженным резервом 115
- Ремонт ГТД 158, 161
 - — по техническому состоянию 162
- Ремонтопригодность 7, 162
- Рентгеноскопия 178
- Ресурс ГТД 186
 - — дифференцированный 188
 - — оптимальный 187
 - —, система установления 186, 190
 - — фиксированный 188
 - межремонтный 7, 190
 - назначенный 6, 190
 - элемента 186
- Риск заказчика 67
 - поставщика 67

- Сглаживание гистерезиса
- Сигнализатор горения
 - стружки в масле
- Система(ы) 18, 110
 - расчетных случаев 87
 - регулирования отказы 77
- Случайные числа 122
- Соединение параллельное 16, 112
 - параллельно-последовательное 114
 - последовательное 25, 110
 - последовательно-параллельное 114
- Сохраняемость 7, 153
- Стандартизация 107
 - и унификация методов расчетов и испытаний ГТД 108
 - и элементов ГТД 108
- Структуры смешанные 114
- Счетчики наработки 179

Т

- Температура газа перед турбиной 98
 - — —, неравномерность 98
 - — —, выбор в малоразмерном ГТД 99
- Тензометрирование 130
- Трудоемкость обслуживания 12

Унификация 107
Управление процессом повышения надежности 64
— эксплуатацией двигателей по состоянию 193
Упрочнение гидродробеструйное 148
— микрошариками 149
— обкаткой роликами 150
Упруго-демпферное кольцо 102
Уравнение восстановления 33
Устойчивость газодинамическая 90
— —, потеря 74
— —, проверка 130

Ф

Функция восстановления 32
— надежности 19
Флюгирование воздушного винта 104

Х

Хранение двигателя 153

Ч

Частота 54

Э

Экономическая оптимизация величины надежности 15
— эффективность увеличения надежности и ресурса 13
Эксплуатационная технологичность 7, 157, 162
Эксплуатация по техническому состоянию 53, 189
Электрохимическая обработка лопаток 147
— — —, точность 148
Элемент 18, 186
Эндоскопы (бороскопы, оптические трубки) 177
Эрозия лопаток 75
— пылевая 75

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр

Предисловие	
Введение	
<i>Часть I. Надежность газотурбинных двигателей и закономерности, ее характеризующие</i>	
Глава 1. Проблема надежности как комплексная научно-техническая и технико-экономическая проблема	9
§ 1.1 Комплексный характер проблемы надежности	9
§ 1.2. Надежность и экономическая эффективность	12
§ 1.3. Вероятностно-статистические и инженерные методы в задачах надежности ГТД	15
Глава 2. Количественные характеристики надежности	18
§ 2.1. Понятие об основных характеристиках надежности	18
§ 2.2. Изменение надежности по времени наработки и модели распределения времени безотказной работы	24
§ 2.3. Надежность восстанавливаемых изделий	32
§ 2.4. О параметрической надежности	36
Глава 3. Определение характеристик надежности ГТД по результатам их эксплуатации и испытаний	39
§ 3.1. Методические особенности статистической оценки показателей надежности ГТД	39
§ 3.2. Построение характеристик надежности двигателей по данным об отказах в эксплуатации	45
§ 3.3. Среднестатистические показатели надежности ГТД	58
§ 3.4. Влияние условий эксплуатации на надежность газотурбинных двигателей	63
§ 3.5. Оценка показателей надежности ГТД по результатам испытаний	66
Глава 4. Отказы ГТД и пути повышения надежности двигателей	68
§ 4.1. Причины отказов ГТД	68
§ 4.2. Распределение причин отказов между основными узлами и системами двигателей	78
§ 4.3. Изменчивость причин отказов ГТД	79
§ 4.4. Основные пути обеспечения надежности ГТД	84
<i>Часть II. Обеспечение надежности двигателей при их создании, производстве и эксплуатации</i>	89
Глава 5. Обеспечение надежности ГТД при их проектировании	89
§ 5.1. Учет условий применения двигателя и выбор запасов работоспособности	89

§ 5.2. Примеры конструктивных решений, повышающих надежность и ресурс ГТД	101
§ 5.3. Стандартизация и унификация как фактор повышения надежности двигателей	106
§ 5.4. Оценка надежности проектируемого двигателя	110
Глава 6. Экспериментальная доводка ГТД и испытания по проверке их надежности и долговечности	123
§ 6.1. Экспериментальная доводка опытных двигателей	123
§ 6.2. Специальные испытания по проверке надежности ГТД	127
§ 6.3. Ускоренные эквивалентные и циклические испытания	134
Глава 7. Обеспечение надежности ГТД при их производстве	142
§ 7.1. Влияние производства на надежность двигателей	142
§ 7.2. Технологические процессы, способствующие повышению надежности ГТД	146
§ 7.3. Разброс выходных данных серийных ГТД и их отладка	151
§ 7.4. Консервация ГТД как средство повышения его сохраняемости	153
Глава 8. Поддержание надежности двигателей в процессе их эксплуатации	154
§ 8.1. Характеристики процессов обслуживания и ремонта	154
§ 8.2. Основное содержание работ по обслуживанию и ремонту газотурбинных двигателей	158
§ 8.3. Эксплуатационная технологичность и ремонтпригодность ГТД	162
§ 8.4. Обслуживание двигателей по техническому состоянию	166
§ 8.5. Цели и методы контроля состояния двигателей в эксплуатации	169
§ 8.6. Средства раннего обнаружения неисправностей ГТД	173
§ 8.7. Методы технической диагностики и их применение для анализа состояния ГТД	181
Глава 9. Методы установления ресурса двигателя	186
§ 9.1. Ресурс двигателя как технико-экономическая категория	186
§ 9.2. Установление и увеличение ресурса ГТД	190
Список литературы	195
Предметный указатель	198