

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО
ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ
ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ
ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ
АВИАЦИОННЫХ ГТД

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2006

УДК 621.431.75 (075)
ББК 39.55
Э 413



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геоинформационных технологий"**

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. *Б.А. Пономарев*;
д-р техн. наук, проф. *И.А. Кривошеев*.

В.А. Григорьев

Э 413 **Экспериментальные методы определения основных технических данных авиационных ГТД**: учеб. пособие / В.А. Григорьев, С.К. Бочкарев, В.Г. Маслов, И.И. Морозов – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2006. – 104 с.: ил.

ISBN 5–7883–0433–4

Рассмотрено влияние атмосферных условий на экспериментальные характеристики. Проанализированы методы определения основных технических данных. Дана характеристика ресурсных испытаний. Рассмотрены некоторые виды специальных испытаний. Изложены виды испытаний авиационных ГТД.

Учебное пособие предназначено для студентов, обучающихся по курсу «Испытания ВРД» по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки».

УДК 621.431.75 (075)
ББК 39.55

ISBN 5–7883–0433–4

© Григорьев В.А., Бочкарев С.К.,
Маслов В.Г., Морозов И.И., 2006

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2006

ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	5
Введение. Виды и средства испытаний авиационных ГТД	6
ГЛАВА 1. Влияние атмосферных условий на экспериментальные характеристики авиационных газотурбинных двигателей	22
1.1. Влияние атмосферной температуры.....	22
1.2. Влияние атмосферного давления.....	28
1.3. Влияние атмосферной влажности.....	31
1.4. Влияние законов управления ГТД на их характеристики	34
1.5. Использование формул теории подобия газовых потоков при анализе экспериментов с ГТД	38
Вопросы	41
ГЛАВА 2. Экспериментальные методы определения основных технических данных авиационных ГТД	42
2.1. Способ определения НЗП путем испытаний ГТД на режимах, подобных его работе в САУ	45
2.2. Способ определения НЗП с помощью специальных коэффициентов пересчета.....	45
2.2.1. Экспериментальный метод определения нормализующих коэффициентов для ТРД.....	47
2.2.2. Особенности определения НЗП ТРДД.....	50
2.2.3 Особенности экспериментального определения нормальных значений параметров ТВД.....	53
2.2.4. Методика экспериментального определения косвенным способом нормализующих коэффициентов для параметров ТВД.....	56
2.3. Экспериментальное определение НЗП ГТД путем поддержания стендовыми системами заданных значений t_n^* , p_n^* , M_n	58
Вопросы	62
ГЛАВА 3. Экспериментальные методы определения ресурса и надежности авиационных ГТД	64
3.1. Эксплуатационные критерии надежности авиационных ГТД..	64
3.2. Ресурсные испытания авиационных ГТД	66
3.3. Экспериментальная доводка опытных ГТД до 150-часового ресурса (τ_0)	67
3.4. Особенности проведения длительных испытаний на начальный ресурс ГТД сверхзвуковых ЛА	70
3.5. Длительные эксплуатационные испытания ГТД на повышенный ресурс	70

3.5.1. Эксплуатационные испытания с опережающей наработкой ресурса на самолетах лидерах	72
3.5.2. Метод повышения ресурса ГТД на основе статистических данных об отказах двигателей в условиях эксплуатации на ЛА	73
3.5.3. Стендовые ускоренные испытания по доводке и проверке ресурса ГТД [1, 2, 5]	75
3.5.4. Эксплуатация ГТД по «состоянию» как длительное испытание на исчерпание назначенного ресурса двигателя	82
Вопросы.....	84
ГЛАВА 4. Методы доводочных специспытаний ГТД.....	85
4.1. Специспытания по проверке запасов газодинамической устойчивости ГТД.....	85
4.1.1. Экспериментальное определение запасов устойчивости путем подъема линии рабочих режимов.....	87
4.1.2. Экспериментальное определение запасов устойчивости путем создания предельных возмущений в потоке на входе в ГТД	88
4.2. Методы экспериментального определения акустических характеристик ГТД	92
Вопросы.....	99
Список литературы.....	100
Предметный указатель	101

ПРЕДИСЛОВИЕ

Определение основных технических данных (ОТД) ГТД является главной целью испытаний двигателей. В настоящем учебном пособии кратко излагаются экспериментальные методы определения ОТД авиационных ГТД, что является важным дополнением к курсу «Испытания ВРД*».

Учебное пособие состоит из введения и четырех глав. Приводимые материалы позволяют студенту решить ряд характерных задач по определению ОТД авиационных ГТД при их испытаниях.

Авторы благодарят Вавилова Д.Л., Курганову В.Н., Филинову Е.Г., Хрищенкову Е.Н. за оказанную помощь в оформлении компьютерной версии, а также рецензентов, высказавших ряд полезных замечаний.

* Данное название также отражает и курсы «Технология испытаний ВРД», «Испытания и подтверждение надежности авиационных двигателей и энергетических установок»

ВВЕДЕНИЕ. ВИДЫ И СРЕДСТВА ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Каждый авиационный двигатель пройдя этапы проектирования, конструирования и изготовления подвергается испытанию.

С помощью газотурбинных двигателей авиация в настоящее время достигла высокой степени совершенства. При этом, как в гражданской, так и в военной авиации на первый план выдвигаются требования надежной работы и обеспечение тех параметров, которые были заложены при проектировании. Единственная возможность убедиться в этом – это провести испытание двигателя.

Таким образом испытания – это экспериментальное определение (оценивание) и контроль количественных и качественных характеристик свойств объекта испытаний, как результат воздействия на него при его функционировании. Результаты испытаний зависят от условий – совокупности воздействующих факторов и режимов функционирования объекта при испытаниях.

Испытание авиационного двигателя преследует три цели.

1. Проверка соответствия основных технических данных двигателя (ОТД) параметрам заданным в технических условиях (ТУ).

2. Определение ресурса, проверка работоспособности и надежности двигателя.

3. Определение фактического состояния рабочего процесса и напряжений в конструкции двигателя.

В зависимости от характера проводимых экспериментов различают:

- научно-исследовательские испытания (научно-исследовательский эксперимент);

- испытания отдельных узлов создаваемого двигателя;
- доводочные и специальные испытания опытного двигателя;
- государственные испытания двигателя;
- испытания серийных двигателей.

Научно-исследовательские эксперименты

Проводятся на стадии подготовки к разработке двигателя.

Главная задача – изучение и анализ происходящих в двигателе процессов, определение характеристик элементов и возможных средств их улучшения. Конечная цель НИР – разработка рациональных методов расчета, конструирования и производства двигателя, накопление справочного материала применительно к условиям использования в будущих проектах и конструкциях. Надо заметить, что отношение к НИР складывается в разных странах по разному.

Например, коэффициент $K_{\text{НИР}}$, учитывающий относительную стоимость НИР в общей стоимости опытно-конструкторских работ,

$$K_{\text{НИР}} = S_{\text{НИР}} / S_{\text{окр}} ,$$

характеризуется следующими количественными значениями:

СССР, РФ – $K_{\text{НИР}} \approx 0,2$; США – $K_{\text{НИР}} \approx 0,2 \dots 0,5$.

Заметно, что американская школа традиционно строится на основе эксперимента.

Советская и российская школа и в какой-то мере немецкая базируют свои разработки на более глубокой теоретической проработке.

Еще один пример. Канадский филиал фирмы PW длительное время вел экспериментальные исследования центробежных ступеней компрессора. И вот, пока основная часть таких ступеней, применяемых в авиационных двигателях имеет $\pi_k^* = 3 \dots 7$, фирма довела в экспериментальных ступенях величину π_k^* до $10 \dots 12$. Используемые в настоящее время математические модели расчета трехмерных течений позволяют в короткое время получить результаты (по форме и размерам центробежного колеса, форме и размерам проточных межлопаточных каналов) очень близкие к тем, которые были получены в результате многолетней экспериментальной доводки.

Среди различных исследовательских экспериментов по ГТД обычно выделяют следующие:

- продувки элементов лопаточных машин;
- изучение рабочего процесса основных и форсажных камер;
- изучение свойств новых конструкционных материалов, покрытий, шумоглушащих конструкций, контактных уплотнений, конструкций опор, демпферных устройств и других элементов.

Узловые испытания

Испытания отдельных узлов двигателя на автономных стендах являются эффективным средством опережающей отработки новых технических решений, позволяющим сократить объем, стоимость и общие сроки работ по созданию нового ВРД.

Опыт создания современных двигателей свидетельствует о том, что большая часть экспериментальных работ переносится на поузловые испытания и их доводку.

Узловые испытания компрессора (вентилятора) проводятся на стендах (см. рис. В.1), оборудованных приводом от электродвигателя или газовой турбины. При необходимости используется редуктор (мультипликатор) с требуемым передаточным отношением. Стенд должен быть оснащен устройствами для дросселирования потока на выходе из компрессора и для измерения на приводе крутящего момента.

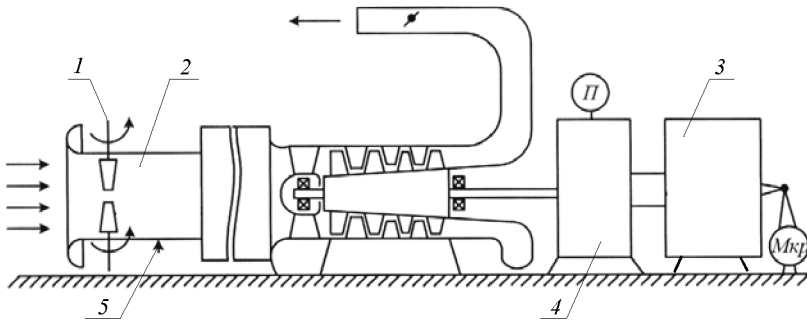


Рис. В.1. Схема открытого стенда для испытания компрессоров:
 1 – входной дроссель или интерцептор; 2 – лемникатный входной патрубок; 3 – электродвигатель; 4 – мультипликатор; 5 – мерное сечение

При испытаниях на автономном турбинном стенде (см. рис. В.2) помимо газодинамических исследований проводят термометрирование и тензометрирование лопаток, дисков и корпусов.

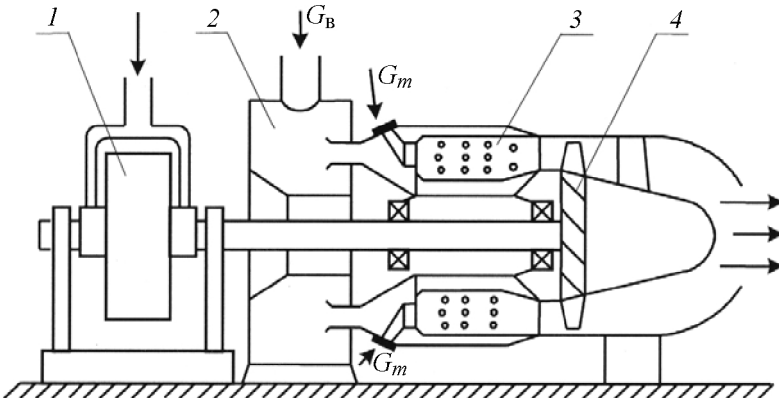


Рис. В.2. Схема стенда для испытаний турбин в натуральных условиях:
 1 – гидротормоз; 2 – ресивер подвода сжатого воздуха;
 3 – камера сгорания; 4 – испытываемая турбина

В автономных испытаниях основной камеры сгорания выбранной конструкции (для кольцевых камер допускается испытание отсека) проверяются ее гидравлические характеристики, эффективность горения топлива, устойчивость горения, высотность запуска, отсутствие виброгорения, уровень дымления и выделения вредных веществ.

Полученные для узлов данные впоследствии требуют проверки в реальной компоновке двигателя или газогенератора.

Поузловые испытания имеют большую эффективность не только на ранней стадии работы, но и в период доводки полноразмерного двигателя с целью поиска и реализации в узлах резервов по повышению КПД, улучшению протекания характеристик и снижению массы.

Значительную роль при разработке ГТД играют испытания газогенератора, который собирается из узлов создаваемого двигателя. Газогенератор является наиболее напряженным комплексом узлов, требующим наибольшей экспериментальной отработки. Он может быть создан и испытан на начальной стадии работы, когда еще окончательно не определены многие основные параметры двигателя. На базе одного и того же разработанного газогенератора впоследствии может быть создано семейство различных двигателей. Это позволяет рассматривать такой процесс не только как рациональный этап создания конкретного двигателя, но и как одно из направлений обеспечения опережающего научно-технического задела.

Доводочные и специальные испытания опытных ГТД

Основная задача – доводка рабочего процесса и конструкции двигателя.

Доводка – внесение изменений в конструкцию двигателя, для решения основной задачи – обеспечение его проектных показателей.

Первые экземпляры нового двигателя по основным показателям эффективности и прочности обычно значительно отличаются от соответствующих проектных величин, записанных в технических условиях. Выйти на заявленные величины по параметрам во всех условиях эксплуатации и по ресурсу удается только после тщательной экспериментальной отработки – газодинамической и прочностной доводки.

Доводка двигателя – это длительный процесс. Так доводка ЛА продолжается 4 – 5 лет, доводка двигателя 6 – 7 лет. Всегда стоит задача сократить этот срок.

В процессе доводки решаются вопросы, связанные главным образом с газодинамическими и прочностными факторами.

В процессе газодинамической доводки решается также множество дополнительных задач:

- отработка запуска двигателя;
- обеспечение выхода элементов двигателя при их совместной работе на расчетные или оптимальные режимы, что может потребовать корректировки площади сопловых аппаратов турбины, сопла, смесителя двухконтурного ГТД и др.;
- отработка взаимодействия элементов и систем при переменных режимах – приемистости, дросселировании, включении и выключении форсажа;
- определение фактических запасов газодинамической устойчивости;
- уточнение выбранных законов управления и ограничения режимов.

Эффективность всех вводимых мероприятий по улучшению параметров определяется, в первую очередь, контролем его дроссельной стеновой характеристики.

Ряд доводочных работ требует проведения испытаний опытного двигателя на высотных стендах, где имитируются условия работы двигателя в высотно-скоростных условиях.

Прочностная доводка, целью которой является обеспечение надежной работы двигателя в течение установленного ресурса, включает в себя следующие испытания:

- определение уровня переменных напряжений в лопатках, дисках, валах компрессора и турбины; проверка отсутствия автоколебаний лопаток компрессора (вентилятора);
- термометрирование деталей горячей части с целью проверки возможности работы при требуемой температуре газа;
- определение осевых сил в подшипниках, определение их температурного состояния;
- определение уровня вибраций на корпусе двигателя и на установленных агрегатах; тензометрирование трубопроводов внешней обвязки двигателя;
- ресурсные испытания.

Для того чтобы двигатель мог быть предъявлен для прохождения государственных испытаний (ГИ) и сертифицирован, он должен успешно пройти также целый ряд специальных испытаний.

После реализации и экспериментальной проверки доводочных мероприятий определяется окончательная компоновка двигателя, удовлетворяющая по основным показателям ТУ заказчика.

Конечная цель доводки – провести с удовлетворительной оценкой так называемые чистовые испытания на полный ресурс, а также ряд дополнительных специальных испытаний с тем, чтобы иметь возможность предъявить опытный двигатель на государственные испытания.

По окончании доводочных испытаний, когда двигатель пройдет все экспериментальные проверки (чистовые доводочные испытания), его представляют на государственные (межведомственные) испытания.

Доводка современных ГТД отнимает много сил и средств. В зависимости от сложности разрабатываемого двигателя и мощности опытно-конструкторского бюро (ОКБ) на доводку обычно уходит от 6 до 10 лет. За это время изготавливают для доводки от 20 до 35 опытных экземпляров авиационных ГТД, каждый из которых стоит в 3 – 5 раз дороже серийного образца (причем 2/3 из них в процессе доводки разрушаются). А характерная цена 1 серийного современного ГТД в зависимости от его размера составляет 0,5...1 млн. \$ и более.

Статистикой установлено, что для завершения доводки ГТД и предъявления его на ГИ требуется наработать на всех опытных экземплярах от 5000...7000 до 25 000 газовых часов при стендовых испытаниях и несколько меньше – при летных.

Для сокращения сроков доводки существенное значение имеет повышение интенсивности работы опытно-конструкторских бюро. Так, если в 50-е годы для наработки 4000 газовых часов требовалось 6...7 лет, то в 80-е годы уже 3...3,5 года. В настоящее время эта проблема вновь становится актуальной.

Государственные испытания

Государственные испытания проводит Государственная комиссия, создаваемая из представителей Заказчика и Исполнителя.

В задачу государственных испытаний входят:

1. Установление соответствия параметров двигателя параметрам заданным в ТЗ.
2. Проверка двигателя по 150-часовой программе испытаний.
3. Оценка уровня внедрения на двигателе унифицированных и стандартизованных изделий и конструкций.
4. Оценка эксплуатационного совершенства двигателя, контролепригодности, ремонтпригодности, обслуживаемости;
5. Установление эталона двигателя для серийного производства.

Двигатель, предназначенный для государственных испытаний, предъявляется комиссии в разобранном виде после прохождения чистовых доводочных испытаний. Сборка производится под наблюдением представителей комиссии.

Длительные испытания авиационного ГТД у нас в стране считаются *неудовлетворительными*, если во время испытаний или при разборке после удовлетворительно прошедшего испытания обнаруживают выход из строя деталей, поломка или повреждение которых в эксплуатации опасна или недопустима. При этом длительные испытания начинают вновь с нуля вне зависимости от того, на каком часу произошла поломка.

Заключительным этапом испытаний опытного ГТД являются ГИ, которые обычно повторяют 150-часовую программу ЧДИ. В случае удовлетворительной оценки вся документация по новому ГТД, передаваемая в серийное производство, сверяется по экземпляру, прошедшему ГИ.

По результатам государственного испытания комиссией составляется акт, который после утверждения является основанием для серийного производства и приемки двигателей заказчика. В акте Государственной комиссии приводятся также перечни отмеченных недостатков, которые должны быть устранены разработчиком в намеченные сроки. Двигатель, проходивший государственные испытания, хранится как эталон, приня-

тый заказчиком, а основные данные и характеристики, установленные при испытаниях, используются для составления ТУ на приемку серийных двигателей.

Испытание серийных ГТД

Здесь задача испытаний иная – *всесторонняя проверка качества выпускаемой заводом серийной продукции*. Эти испытания регламентируются для каждого двигателя специальными ТУ, разработанными соответствующими ОКБ.

Кратковременные испытания. Каждый двигатель, изготовленный на серийном заводе, проходит кратковременные стендовые испытания. Эти испытания серийных ГТД принято разделять на предъявительские и приемо-сдаточные, контрольные, длительные и высотно-скоростные.

1. **Предъявительские (сдаточные) испытания** проходят все двигатели выпускаемые серийным заводом, а также прошедшие ремонт после выработки межремонтного ресурса.

Назначение предъявительских (сдаточных) испытаний состоит в приработке деталей двигателя (обкатка), в проверке качества сборки, качества работы агрегатов двигателя и оценке соответствия параметров двигателя заданным ТУ.

Работу двигателя проверяют на всех эксплуатационных режимах, при этом производится соответствующая отладка агрегатов. Приемку предъявительского (сдаточного) испытания осуществляет отдел технического контроля (ОТК) предприятия.

После предъявительских испытаний двигатель отправляют на разборку для осмотра и контроля состояния его деталей. На осмотре присутствуют работники ОТК совместно с представителем заказчика. Обнаруженные дефекты (разрешенные) устраняют, после чего двигатель вновь собирают и отправляют на приемо-сдаточные (контрольные) испытания.

2. Целью **приемо-сдаточных (контрольных) испытаний** двигателя являются:

- проверка соответствия техническим условиям качества повторной (после предъявительских испытаний) сборки двигателя;
- проведение приработки деталей и агрегатов, комплектующих двигатель;
- отладка и проверка регулировки двигателя и проверка соответствия параметров и характеристик заданным ТУ;
- приемка двигателя представителем заказчика по акту сдачи.

Приемо-сдаточные (контрольные) испытания состоят из двух этапов.

На I этапе приемо-сдаточных (контрольных) испытаний работу двигателя повторно проверяют на всех эксплуатационных режимах и окончательно отлаживают регуляторы, проверяют после регулировки данные на соответствие ТУ, после чего двигатель и его характеристика на всех режимах предъявляется заказчику. На II этапе испытания повторяют в присутствии заказчика. Если двигатель не бракуется, оформляется акт сдачи двигателя представителю заказчика. Двигатель консервируют и отправляют в экспедицию.

Таким образом, в отличие от предъявительских, приемо-сдаточные испытания проводят в присутствии как представителя ОТК, так и заказчика (госприемка).

Для двигателей давно находящихся в серийном производстве допускаются проведение совмещенных испытаний.

3. Квалификационные испытания.

Целью квалификационных испытаний являются:

- проверка соответствия двигателей требованиям конструкторской документации;
- оценка проведенных мероприятий по устранению недостатков, выявленных на Государственных испытаниях;
- проверка разработанного технологического процесса, обеспечивающего стабильность качества выпускаемой продукции;
- определение готовности производства к выпуску двигателей в заданном объеме.

Квалификационные испытания для всех типов двигателей проводятся за установочную серию определенного количества изготовленных двигателей в процессе освоения их производства. Двигатель для квалификационных испытаний выбирает представитель заказчика в присутствии работников ОТК из 2...5 двигателей, принятых по результатам приемо-сдаточных испытаний.

Если двигатель выдержал квалификационные испытания, то качество партии двигателей, за которую проводились испытания (установочной серии), а также возможность дальнейшего изготовления и приемки двигателей по той же технологической документации, по которой изготовили испытанный двигатель, считаются подтвержденными.

При неудовлетворительных результатах квалификационных испытаний изготовитель и ОКБ – разработчик совместно с представителем заказчика разрабатывают и осуществляют мероприятия по устранению недостатков и предупреждению их появления при серийном производстве двигателей.

Периодические испытания. Общая наработка двигателя в процессе предъявительских и приемо-сдаточных испытаний обычно не превышает 4...5 часов. Этой наработки естественно недостаточно для проверки надежности работы ГТД в течение гарантируемого срока службы.

Поэтому для полноценной проверки качества серийного производства ГТД проводятся периодические испытания на выборочных двигателях, определяемых представителем заказчика.

Эта группа испытаний делится на три вида.

Заводские периодические испытания по проверке ресурса и данных (комиссионные, квартальные или полугодовые) Их обычная длительность 150...300 часов.

Технологические испытания проходят по аналогичной программе, однако цель их другая – проверка допустимости изменений, вводимых серийным заводом за прошедший период. Необходимость конструктивных и технологических изменений возникает в связи с увеличением ресурса, повышением надежности, а также при совершенствовании и удешевлении производства на серийном заводе. Это одна из основных задач серийного производства – снизить трудоемкость и стоимость (за 10 лет T и $S \downarrow$ в 3 – 10 раз). Их периодичность ~ 1 раз в квартал в начале производства, а позднее 1 двигатель на годовую программу (2 раза в год в среднем). Технологические изменения обязательно согласовываются с разработчиком и заказчиком.

Специальные (например, высотно-скоростные) испытания. В них проверяют соответствие высотных данных серийного двигателя стендовой контрольной цифре. Эти испытания проводят в термобарокамере или аэродинамической трубе ЦИАМ. К специальным испытаниям также относятся испытания по проверке газодинамической устойчивости, с наддувом и подогревом воздуха на входе и ряд других.

Эксплуатационные испытания

Для решения вопросов увеличения ресурса ГТД, находящихся в эксплуатации на борту ЛА, проводят их испытания с использованием самолетов-лидеров. Сложившаяся методика их проведения обеспечивает получение надежных результатов и сохранение безопасности полетов.

На рис. В.3 приведена взаимосвязь видов испытаний авиационных ГТД и этапов их жизненного цикла.

Основные документы, регламентирующие испытания

Требования к испытаниям опытных и серийных ГТД в разные периоды определялись следующими документами:

ОТУ-81 (общие технические условия на изготовление, приемку и поставку авиационных серийных двигателей действовали до 31.12.86 г.).

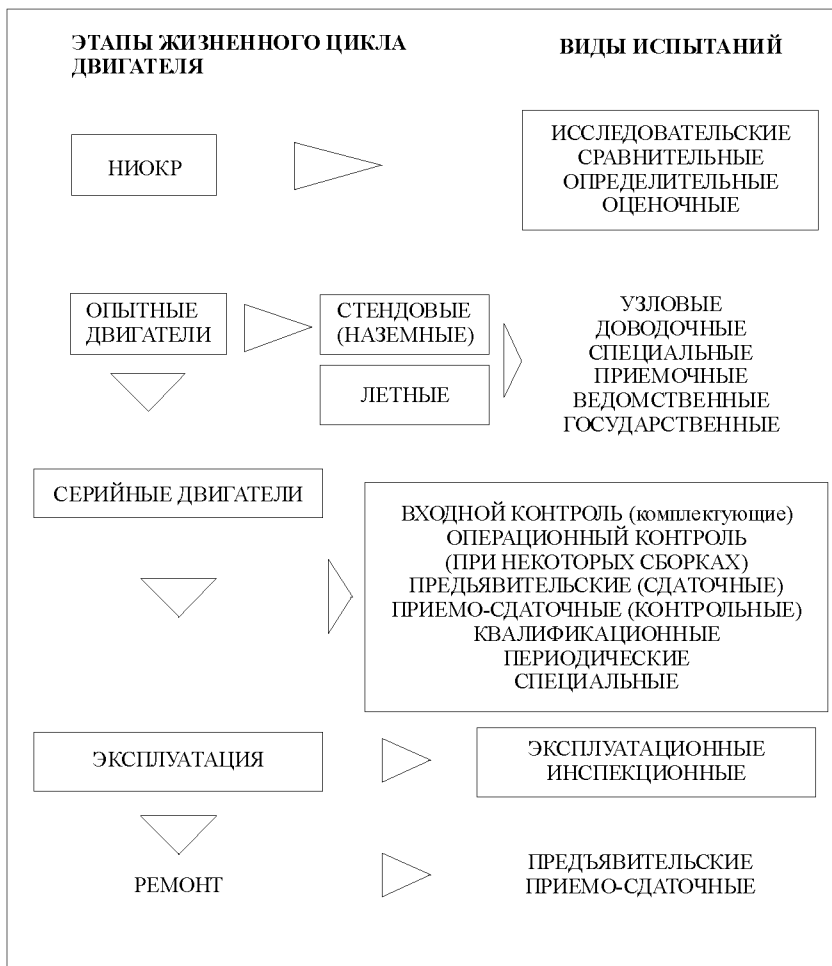


Рис. В.3. Виды испытаний авиационных ГТД

В этот комплекс были включены следующие документы:

1. Перечень основных технических данных авиационных двигателей.
2. Перечень технической документации и технических условий на изготовление, приемку и поставку двигателей.
3. Программы стендовых испытаний.
4. Методики измерения и обработки результатов испытаний.
5. Стенды испытательные (перечень).

Затем вместо ОТУ-81 действовали ОТУ-91 (общие технические условия на изготовление, приемку и поставку авиационных двигателей для ле-

тательных аппаратов). В 1979 – 1994 годы весьма эффективно применялся документ ЕНЛГС (единые нормы летной годности самолетов) гражданских самолетов для стран СЭВ. Этот комплекс содержал требования, направленные на обеспечение безопасности полетов. В главе 6 имелись требования по всем видам испытаний для сертификации двигателя до установки на самолет.

С 1994 года в Российской Федерации действуют «Авиационные правила» часть 33, в которой регламентированы нормы летной годности двигателей воздушных судов.

Виды основных экспериментальных характеристик ВРД

При испытаниях ВРД обычно снимают следующие виды экспериментальных характеристик:

I. Дроссельные характеристики (ДХ).

У ТРД, ТРДД это зависимости $P, C_{уд}, T_T^* = f(n)$, или, скорее как исключение $n, C_{уд}, T_T^* = f(P_{дв})$;

у ТВД – $N_э, C_э, T_T^* = f(G_m, n)$;

у ГТД СТ – $N_e, C_e, T_T^* = f(n)$;

у ТРДФ, ТРДДФ – $P_ф, C_{удф} = f(G_{тф})$ или $f(P_ф)$.

II. Высотно-скоростные характеристики (ВСХ).

Это зависимости $P_{дв}, C_{уд}, T_T^*, T_ф^* = f(V, H)$ для постоянных режимов работы двигателя ($n = \text{const}$) или $P_{дв}, C_{уд}, \dots = f(n, M)$ для $H = \text{const}$.

III. Климатические.

Это зависимости $P_{дв}, C_{уд}, T_T^* = f(T_n, p_n)$.

Основные эксплуатационные режимы, проверяемые при испытаниях ГТД

1. Максимальный ($\tau_{доп} = 1...2$ мин) $\bar{n} = 101...102$ %.
2. Взлетный ($\tau_{доп} = 5...10$ мин), $\bar{n}_{взл} = 1,0...0,98 n_{max}$.
3. Максимальный продолжительный (с меньшей мощностью – тягой, чем взлетный, на 10...15 %) ($\tau_{доп} = 0,5...1$ ч), $\bar{n}_{мп} = 0,96...0,97 \bar{n}_{взл}$.
4. Крейсерские режимы – 0,4...0,9 от тяги или мощности максимального продолжительного, τ – неограниченно, $\bar{n} = 0,7...0,9$ от $\bar{n}_{мп}$.
5. Малый газ – режим устойчивой работы с минимально разрешенной тягой (мощностью).

$\tau_{доп} = 10...15$ мин; $P_{мг} \leq 3...5$ % от $P_{взл}$,

$\bar{n}_{мг} = 0,2...0,4 \bar{n}_{взл}$.

Основная техническая документация при испытаниях ГТД

1. Программа испытаний.

Это основной документ, регламентирующий проведение испытания и его подготовку. В программе указывается цель испытания, объект, параметры, подлежащие измерению, и необходимое препарирование, методика проведения эксперимента, режимы, ограничения, перечень зависимостей, которые необходимо получить, и порядок обработки измеренных величин.

2. *Технологическая карта испытания* (сокращенная программа для механика, управляющего двигателем). Порядок и последовательность установки режимов, время наработки и время измерений на каждом режиме, детальный перечень измерений и т.п.

3. *Протокол испытаний.*

В протоколе фиксируют: № двигателя, время и дату поступления двигателя на испытание, № стенда, № программы, вид испытания, наработка двигателя до и во время испытания, анализ масла и топлива. Результаты всех измерений, а также осмотров двигателя до и после испытания.

Испытательные станции, стенды. ОТД

Экспериментальное исследование авиационных ГТД проводят в испытательных цехах, в испытательных станциях и в испытательных лабораториях заводов и НИИ на специальных стендах, которые, представляют собой сложные сооружения (см. рис. В.4).

Типичный испытательный стенд обычно состоит из испытательного бокса, кабины наблюдения и вспомогательного технологического помещения. В испытательном боксе на станке размещается испытуемый двигатель 1. Узлы крепления ГТД на станке те же, что и на летательном аппарате (ЛА). Если испытывается двигатель прямой реакции (ТРД, ТРДД, ТРДФ и ТРДДФ), станок представляет собой силоизмерительное устройство (СИУ). Станина такого устройства 3 неподвижно укрепляется на мощном фундаменте 4, который монтируется на вибропоглощающем основании 5. Фундамент станка отделен от фундамента здания бокса воздушным зазором, что вместе с вибропоглощающим основанием позволяет практически исключить вибрационную нагрузку на конструкцию здания. К станине на гибких стальных лентах 6 подвешивается подвижная платформа 7, на которой собственно устанавливается двигатель 1. Под действием силы тяги двигатель вместе с подвижной платформой стремится переместиться в направлении действия тяги. При этом сила тяги воспринимается силоизмерительным датчиком 2.

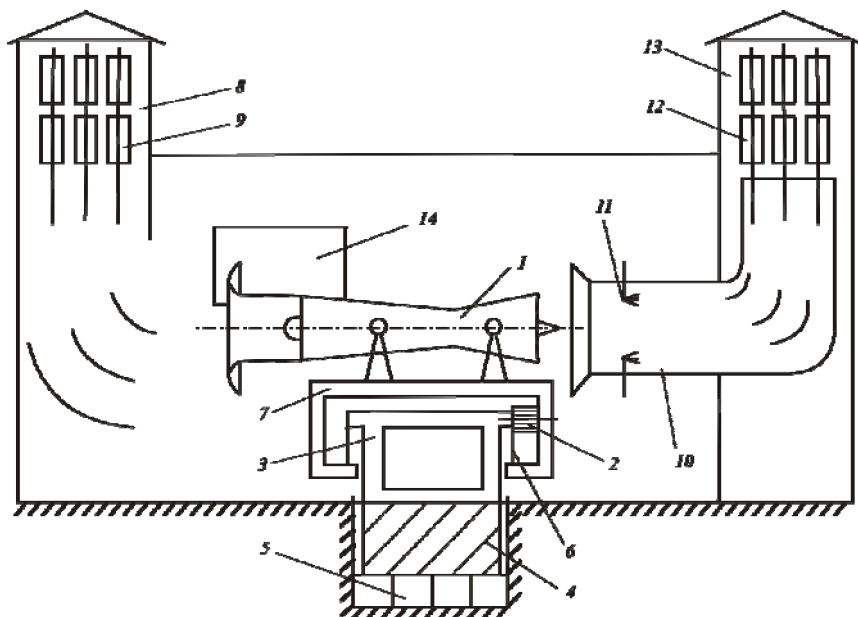


Рис. В.4. Схема испытательного стенда:

- | | |
|-----------------------------------|--------------------------------------|
| 1. Испытуемый ГТД. | 8. Входная шахта шумоглушения. |
| 2. Силоизмерительный датчик. | 9. Элементы шумоглушения на входе. |
| 3. Станина испытательного станка. | 10. Эжекторная выхлопная труба. |
| 4. Фундамент СИУ. | 11. Впрыск воды. |
| 5. Вибропоглощающее основание. | 12. Элементы шумоглушения на выходе. |
| 6. Упругие стальные ленты. | 13. Выхлопная шахта. |
| 7. Подвижная платформа. | 14. Окно кабины наблюдателя. |

Рабочее тело двигателя – воздух – попадает в бокс через входную шахту шумоглушения 8. Отработавшие газы – через эжекторную выхлопную трубу 10, где размещаются форсунки подачи воды 11 для охлаждения газового потока. Далее через выхлопную шахту 13 газы удаляются в атмосферу.

При испытании ТВД на силоизмерительный станок дополнительно монтируют устройство для измерения крутящего момента (гидротормоз, электрический тормоз и т.п.).

В ряде случаев ТВД, а также двигатели со свободной турбиной ГТД СТ испытывают на жестких станках, оборудованных различными тормозами без прямого измерения тяги.

Глушители аэродинамического шума представляют собой чаще всего специальные лабиринты или камеры, образованные щитами, пластинами

или цилиндрами (9, 12) из перфорированного железа, которые заполняются звукопоглощающими материалами типа пакли, стекловаты, шелухи подсолнечных семечек (при $V = 10$ м/с и $t \leq 50^\circ\text{C}$), пемзового кирпича, стекловаты (при $V \geq 30...60$ м/с и $t \geq 50^\circ\text{C}$).

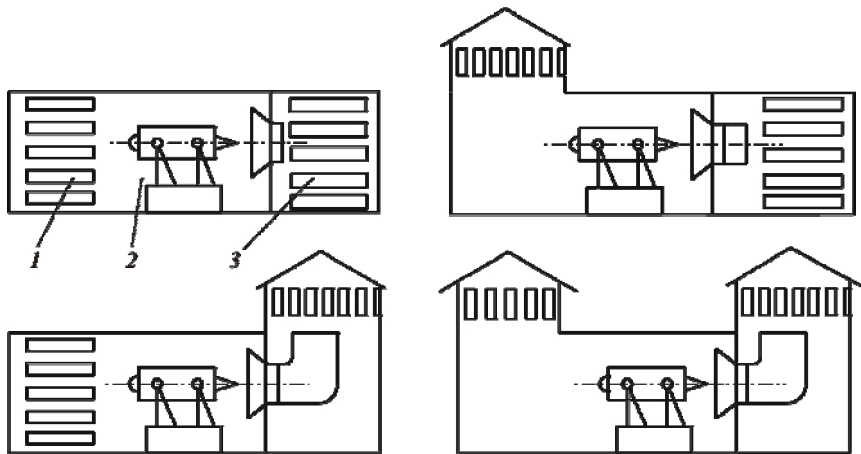


Рис. В.5. Различные виды оформления входа и выхода испытательных стендов: 1 – входная часть; 2 – центральная часть; 3 – выхлопная часть

Конструкцию и функционирование этих и других устройств для измерения различных параметров ГТД изучают на лабораторных работах (рис. В.5).

Основная задача испытаний ГТД на таких стендах – это определение ОТД двигателя. Что такое ОТД? ОТД – это те параметры и характеристики ГТД по которым судят о его соответствии ТУ и контролируют качество сборки. К числу важнейших основных параметров ГТД, входящих в состав ОТД, у газотурбинных двигателей относят габариты и массу двигателя, а также $P_{дв}$ (N_e или N_e), $C_{уд}$ (C_z , C_e), G_v , π_k , G_m час, n , P_n , P_k^* , P_T^* и, наконец, T^* (часто это T_T^* , т.к. T_G^* обычно не измеряется, а измеряют T^* либо за турбиной ВД, либо внутри ТНД и т.д.). При испытаниях ГТД для заказчика особое значение имеет точное определение среди этих ОТД таких параметров двигателя, как $F_{вх}$, $M_{дв}$, $P_{дв}$ и $C_{уд}$, т.к. именно их оптимальное сочетание определяет в конечном счете эффективность ГТД на ЛА.

Следует различать общие ОТД, записанные в ТУ к данной серии ГТД и индивидуальные ОТД серийного экземпляра двигателя. Первые формируют на основе результатов ГИ опытных образцов и все серийные ГТД должны их выполнять или быть лучше их. Индивидуальные ОТД у всех

экземпляров ГТД в связи с производственными отклонениями получаются разными.

Испытания одного и того же двигателя зимой и летом на одном и том же режиме обычно дают следующую картину (см. рис. В.6) для его измеренной тяги.

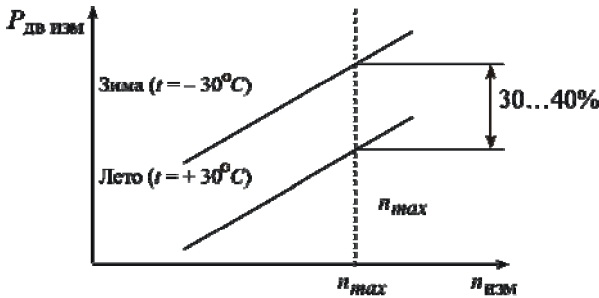


Рис. В.6. Измеренная по физическим параметрам дроссельная характеристика ТРД

Такая картина означает, что будучи измерены при испытаниях конкретного экземпляра серийного ГТД в стендовых условиях, $P_{дв\ изм}$ и $C_{уд\ изм}$ не позволяют непосредственно по их величине судить о качестве двигателя и сравнивать их с другими ГТД или с ОТД, заданными для данной серии ГТД, т.к. результат испытания сильно зависит от условий испытания.

Важнейшими воздействиями, искажающими характеристики ГТД, являются следующие:

- влияние самих атмосферных условий в момент испытания на рабочий процесс ГТД, например $C_{уд} = f(p_n, t_n, d)$ при $n = \text{const}$; и на геометрические деформации (δF_{CA} , δF_c , δv и др.) в элементах проточной части при испытании ГТД (зазоры, проходные сечения и диаметры зависят от T_n^* и T_r^*);
- влияние программы управления ГТД по внешним условиям (например $n = f(p_n, t_n)$);
- в отдельных случаях возможно влияние и вида топлива (через H_u , $c_{рг}$, R_f).

Очевидно, что при сравнении ОТД разных экземпляров ГТД с ОТД, указанными в общих ТУ на серию, влияние этих факторов необходимо исключить.

Чтобы уяснить, насколько это необходимо, рассмотрим по отдельности характер указанных влияний на характеристики ГТД.

Вопросы

1. Какие цели ставят при испытании авиационных ГТД? Какие различают виды испытаний?
2. Что достигают в результате узловых испытаний? В чем состоят основные особенности доводочных испытаний?
3. Назначение государственных испытаний?
4. Какие испытания проходят серийные ГТД? Зачем нужны периодические испытания серийных ГТД?
5. Какие виды характеристик определяют при испытаниях ГТД? Какие основные режимы составляют их основу?
6. Где проводят экспериментальные исследования авиационных ГТД? Каково назначение основных элементов и систем испытательного стенда?
7. Для чего определяют основные технические данные ГТД?
8. Какие важнейшие воздействия искажают характеристики ГТД?

ГЛАВА 1. ВЛИЯНИЕ АТМОСФЕРНЫХ УСЛОВИЙ НА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

1.1. Влияние атмосферной температуры

Значительное влияние на стендовые характеристики ГТД оказывает температура воздуха на входе в двигатель t_n , прежде всего из-за сильного влияния температуры t_n на рабочий процесс ГТД (см. рис. 1.1).

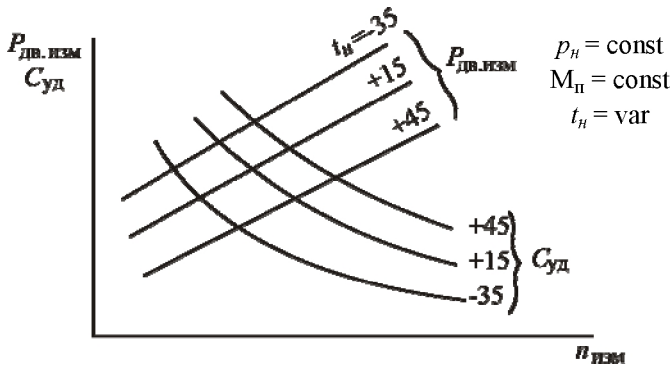


Рис. 1.1. Измеренная при разных значениях температуры наружного воздуха дроссельная характеристика ТРД

Как видно, на рис. 1.1 понижение температуры воздуха приводит при $n_{изм.} = const$ к значительному возрастанию тяги ТРД и уменьшению $C_{уд}$; повышение температуры t_n приводит к обратному эффекту. Так, например, обычно в среднеширотных условиях понижение t_n от $+15^{\circ}C$ до $-30^{\circ}C$ приводит при $n = const$ в среднем к увеличению $P_{дв}$ на 25...30 %, а $C_{уд}$ снижается на 5...10 %.

Рост тяги ТРД при этом происходит как за счет возрастания G_B , так и за счет возрастания $P_{уд}$ ($P_{дв} = P_{уд} G_B$).

Из теории ГТД известно, что G_B возрастает с понижением t_n по двум причинам:

- а) увеличивается плотность воздуха $\rho = p_n/R T_n$
- б) при $n = const$ возрастает объемный расход через компрессор $G_B = q(\lambda) \cdot F_{вх}$. Покажем это на характеристике компрессора (см. рис. 1.2).

Видно, что приведенная частота вращения $n_{пр} = n \sqrt{288/T_n}$ с понижением t_n увеличивается, поэтому и рабочая точка переходит из положения 1 в положение 2 ($G_{в пр 2} > G_{в пр 1}$).

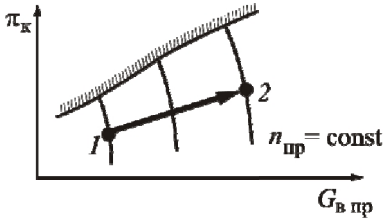


Рис. 1.2. Влияние понижения температуры t_n на изменение положения рабочей точки:

$$1 - t_n = + 20^\circ\text{C}; 2 - t_n = - 10^\circ\text{C}$$

В свою очередь удельная тяга $P_{уд}$ с понижением t_n растет по трем причинам.

- Увеличивается степень подогрева воздуха в двигателе T_Γ^*/T_n^* , т.к. при $n = \text{const}$ $T_\Gamma^* \approx \text{const}$, а T_n^* уменьшается. Это основная причина роста $P_{уд}$.

- Увеличивается степень повышения давления в компрессоре π_k . Учитывая, что при $n_{изм} = \text{const}$ работа компрессора L_k практически сохраняется постоянной $L_k = \frac{k}{k-1} p T_n^* (\pi_k^{\frac{k-1}{k}} - 1) \frac{1}{\eta_k} \approx \text{const}$. Это постоянство при понижении температуры воздуха достигается только за счет роста π_k . Физически это подтверждается тем, что холодный воздух легче сжимается.

- Неодинаково уменьшаются теплоемкости $c_{pв}$ и $c_{pг}$ при снижении t_n .

Что касается удельного расхода топлива, то он снижается при уменьшении t_n за счет возрастания π_k т.к. при этом увеличивается термический КПД цикла (эффективный КПД): $C_{уд} \cong 1/\eta_e$ (уменьшаются потери тепла). Однако, большую роль играет также и одновременное увеличение π_k и T_Γ^*/T_n^* (см. рис. 1.3). Влияние на $C_{уд}$ оказывают также изменения с разной интенсивностью $c_{pв}$ и $c_{pг}$.

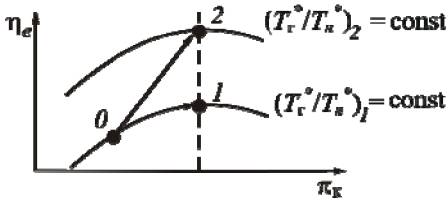


Рис. 1.3. Влияние увеличения $\pi_k(0-1)$ и совокупного увеличения π_k и степени подогрева рабочего тела в цикле $(T_\Gamma^*/T_n^*)_{(1-2)}$ на повышение топливной эффективности двигателя (линия $0-2$) $(T_\Gamma^*/T_n^*)_2 > (T_\Gamma^*/T_n^*)_1$

Так как полет самолета, обычно происходит на высотах $H > 8...11$ км, где $t_n = - 50...70$ °C, то в полетных условиях у ГТД улучшаются характеристики, т.е. этот тип СУ как бы специально предназначен для ЛА.

Помимо влияния на рабочий процесс, изменение t_n оказывает влияние и на искажение геометрических размеров проточной части ГТД. Рассмотрим, как это влияет на ОТД двигателя.

Влияние изменения геометрических размеров в элементах двигателя при изменении t_n на экспериментальные данные ГТД

Изменение геометрических характеристик проточной части при испытаниях ГТД происходит как при изменении t_n , так и режима работы двигателя (T_{Γ}^*). Например, при изменении t_n , чтобы сохранить подобный режим ($n/\sqrt{T_n} = \text{const}$) требуется изменить частоту вращения ротора. При этом, например, для ТРД с $T_{\Gamma \text{кр}}^* = 1100 \text{ К}$, ($\pi_{\text{к}} = 12$ и $n_{\text{пр}} = 8500 \text{ 1/м}$), сохранение условия $n_{\text{пр}} = \text{const}$ при изменении t_n от $+15^{\circ}\text{С}$ до -30°С приводит к следующим изменениям измеренных при испытании параметров: $\Delta n = 690 \text{ 1/м}$; $\Delta T_{\text{к}}^* = 100 \text{ К}$; $\Delta T_{\Gamma}^* = 170 \text{ К}$.

Вследствие изменения фактической частоты вращения и температур в проточной части ГТД изменяются центробежные силы, действующие на диски и лопатки, а также и температура элементов ГТД $-T_{\text{э}}^*$. Все это отражается на величине относительных радиальных зазоров $\bar{\Delta r} = \Delta r/h_{\text{лоп}}$ в компрессоре и турбине двигателя.

Расчетами и экспериментами ЦИАМ доказано, что у большинства ГТД при $n_{\text{пр}} = \text{const}$

$$T_{\text{э}}^* = T_{\text{э}288}^* T_n^*/288,$$

т.е. изменение температуры элементов ГТД на подобных режимах в условиях $H = 0$, $M = 0$ приблизительно прямо пропорционально изменению t_n .

Указанное сильное изменение $T_{\text{э}}^*$, а также центробежной силы $P_{\text{цб}}$ может привести к значительным изменениям радиальных зазоров над рабочими лопатками турбокомпрессора. Так, например, непосредственные измерения в ЦИАМ на одном 2-каскадном ТРД показали следующие значения радиального зазора.

	$t_n = -30^{\circ}\text{С}$	$+60^{\circ}\text{С}$
Турбина ВД	1,7 мм	0,5 мм
Турбина НД	2,2 мм	1,05 мм.

То есть имело место изменение величины $\bar{\Delta r}$ более чем в 2 – 3 раза.

Однако, у современных ГТД, в этом же случае зазор изменяется меньше. Это объясняется подбором распределения температур по ротору и статору, что зависит во многом от системы охлаждения.

Изменение радиального зазора при испытании приводит к изменению КПД турбины даже на подобных режимах, т.е. в тех случаях, когда по её расчетной характеристике, КПД должен быть строго постоянен. Эксперименты показали, что у некоторых ТРД, благодаря только этому фактору, падение КПД турбины при -40°C на подобном режиме может достигать 1...3 %.

Зазоры над рабочими лопатками компрессора чаще всего изменяются слабее, т.к. статор и ротор здесь имеют более близкие значения температуры и близкие значения коэффициенты линейного расширения.

Для парирования процесса появления зазоров в современных авиационных ГТД применяют системы активного регулирования радиальных зазоров. На рис. 1.4 приведена схема такого регулирования в компрессоре ВД. Воздух, проходящий через регулирующий элемент, омывает наружную поверхность статора компрессора и охлаждает ее. А это в свою очередь меняет величину радиального зазора.

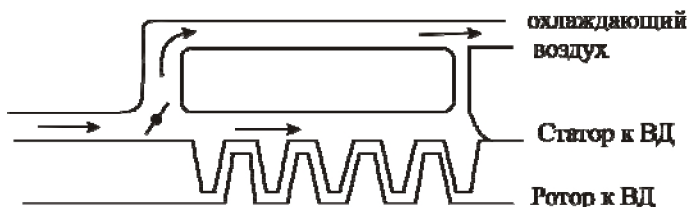


Рис. 1.4. Схема системы активного регулирования радиального зазора в компрессоре ВД

Изменение теплового состояния двигателя, кроме радиальных зазоров, отражается на проходных сечениях в проточной части ГТД: F_{CA} , F_c и др. Эти упругие деформации сильно зависят от системы охлаждения, конструкции и технологии изготовления деталей ГТД. Иногда они могут быть пренебрежимо малы (F_{CA} ТНД), но иногда (на некоторых высотных ТРД) изменения F_{CA} ВД достигает значительной величины. Так, например, в диапазоне от -30°C до $+60^\circ\text{C}$ на одном отечественном ТРД ухудшение удельного расхода топлива на подобном режиме только за счет δF_{CA} составило 1 % (как правило, с ростом t_n величины F_{CA} турбины ВД возрастает, в отдельных случаях – до 2 %).

Таким образом, влияние упругих деформаций в проточной части конкретного ГТД на его выходные данные находится в однозначной зависимости от t_n и $\alpha_{руд}$ (т.е. режима), и может быть заранее определено специальными продувками на горячем газе (особый случай: отключение охлаж-

дения турбины). Это влияние, следовательно, можно учесть, как дополнительное к влиянию собственно t_n на рабочий процесс. Наиболее сильно отражаются на параметрах ГТД следующие искажения: δF_{CA} , δF_c , $\Delta \bar{r}$, δv_{yt} – изменение утечек через лабиринты под влиянием изменения соответствующих зазоров.

Рассмотрим как могут влиять такие отклонения на характеристики ГТД. Рассмотрим это на примере испытаний газогенератора ТРДД (фактически 2-каскадного ТРД)

Влияние искажений проходного сечения выходного сопла двигателя F_c . Из условий совместной работы турбины и сопла следует, что с понижением F_c уменьшается π_t , т.к. уменьшение пропускной способности сопла ведет к росту давления за турбиной. При $T_t^* = \text{const}$ уменьшенному значению работы турбины соответствует меньшее π_k .

При уменьшении F_c возрастает π_k , и снижается π_t , увеличиваются T_t^* и $C_{уд}$ (см. рис. 1.5).

• **Влияние изменения δF_{CA} .** Уменьшение площади соплового аппарата турбины вызывает рост давления p_t^* и соответственно увеличение значений π_k и π_t и уменьшение температуры газа T_t^* и удельного расхода топлива $C_{уд}$.

• **Влияние изменения утечек в проточной части ГТД.** С ростом величины δv_{yt} , рабочие линии приближаются к границе помпажа (а) и вызывают рост температуры T_t^* (см. рис. 1.6) и ухудшение $C_{уд}$ 1 % $\delta v_{yt} \approx 0,5...1,0$ % $C_{уд}$.

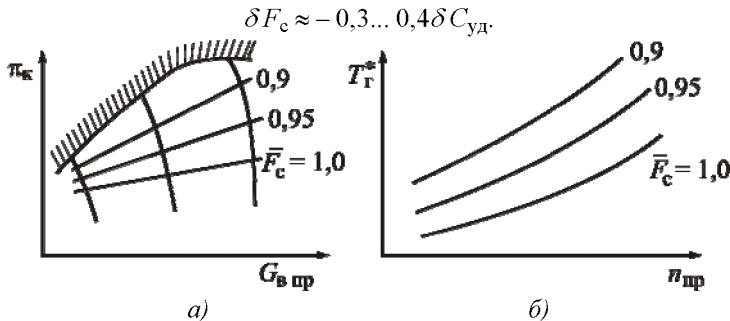


Рис. 1.5. Влияние изменения F_c на положение линии рабочих режимов (а) и на протекание дроссельной характеристики (б)

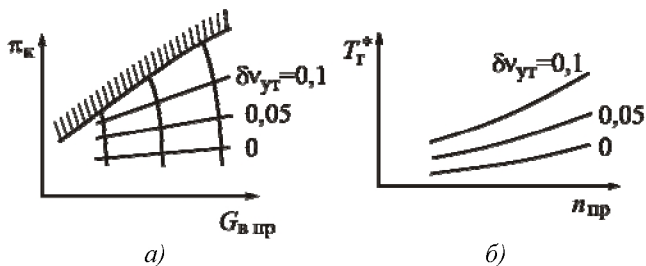


Рис. 1.6. Влияние изменения утечек на положение линии рабочих режимов (а) и на протекание дроссельной характеристики (б)

Увеличение радиальных зазоров в компрессоре и турбине приводит к снижению их КПД и других параметров, характеризующих их эффективность.

Относительное влияние Δr на КПД примерно одинаково для компрессора и турбины (см. рис. 1.7).

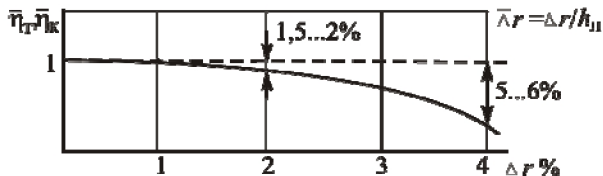


Рис. 1.7. Относительное изменение КПД лопаточных машин при изменении величины Δr

Однако влияние КПД компрессора и турбины на $C_{уд}$ различно $-1\% \delta \eta_k \approx 0,5...1\% C_{уд}$; $-1\% \delta \eta_T \approx 1,0...2,0\% C_{уд}$.

Влияние относительного радиального зазора на положение линии рабочих режимов и на протекание дроссельной характеристики приведено на рис. 1.8.

Изменение КПД приводит также к соответствующим изменениям и в измеренных значениях $P_{дв}$ ($N_э$), $T_Г^*$ и др.

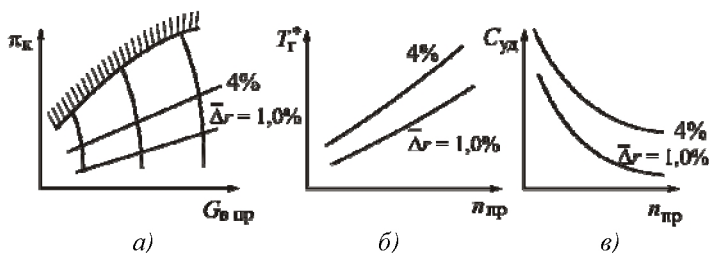


Рис. 1.8. Влияние увеличения относительного радиального зазора (Δr) на положение линии рабочих режимов (а) и протекание дроссельной характеристики (б, в)

В связи с увеличением L_k и уменьшением T_{Γ}^* возрастает L_T . Увеличение T_{Γ}^* приводит к подъему ЛРР.

Но существует и иной аспект проблемы влияния геометрических искажений, не связанный с изменением t_n . Это влияние разброса геометрических размеров деталей у различных экземпляров серийных ГТД относительно чертежа, т.е. влияние погрешностей серийного производства.

Этот фактор проявляется только при сравнении индивидуальных ОТД разных экземпляров ГТД между собой или с общими ОТД серии.

Здесь помимо отступлений от чертежа в величинах δF_{CA} , δF_c , $\delta \gamma_{yt}$, $\bar{\Delta r}$ проявляют себя и такие факторы как чистота обработки, точность установочных углов и т.п. Все это влияет на КПД элементов ГТД, а следовательно на $C_{уд}$ и $P_{дв}$ ($\delta C_{уд} \approx 1\%$ у серии больших ГТД).

Существующие допуски на изготовление и сборку серийных ТРД среднего размера ($G_B < 200$ кг/с) могут приводить к значительному разбросу значений $P_{дв}$: при $T_{\Gamma}^* = \text{const}$, $\delta P_{дв} = \pm 4...5\%$ или при отладке на $P_{дв} = \text{const}$, $\delta T_{\Gamma}^* = \pm 1... 1,5\%$, $\bar{\eta}_{\Gamma} = \pm 1,5... 2\%$, $\delta \sigma = \pm 1... 2\%$.

Существенно увеличивается нестабильность параметров при производстве малоразмерных ГТД. Так, например, на одном из малоразмерных ТВД (ВГТД) с $N_e = 88$ кВт (120 л.с.) и расходом воздуха $G_B = 1,5$ кг/с в партии из 50 двигателей был определен следующий разброс параметров на максимальном режиме: $\delta \pi_k = \pm 8,5\%$; $\delta C_{e \text{ норм}} = \pm 10\%$, $\delta T_{\Gamma}^* = \pm 4,5\%$.

В разбросе геометрических размеров по производственным причинам отсутствуют такие функциональные закономерности, которые действуют в случае упругих (температурных) деформаций проточной части при испытании конкретного ГТД. То есть разброс характеристик за счет геометрических искажений при производстве ГТД отвечает распределению Гауса, т.е. носит случайный характер, так же как и брак серийного производства.

На каждом предприятии по каждому ГТД может иметь место своя закономерность в разбросе параметров за счет производственных отклонений. Эти причины при испытаниях ГТД изучают и ведут с ними борьбу путем ужесточения допусков и улучшения технологии изготовления ГТД.

1.2. Влияние атмосферного давления

Из экспериментов установлено, что изменение p_n при $t_n = \text{const}$ в зоне автомодельности, т.е. в определенном диапазоне чисел Re (Рейнольдса), приводит к пропорциональному изменению давлений в тракте двигателя.

Температуры и скорости газа во всех сечениях двигателя в этом случае остаются неизменными.

Например, при испытании ТРД на постоянной частоте вращения ($n_{\text{реж}} = \text{const}$) все безразмерные параметры потока (π_k , T_{Γ}^* / T_n^* и т.п.) остаются практически неизменными, а G_m , G_v и тяга $P_{\text{дв}}$ изменяются прямо пропорционально p_n . Очевидно, что в этом случае исключить влияние нерасчетного значения p_n из результатов испытания не представляет труда.

При значительном уменьшении давлениях p_n (для ТВД $\leq 50\%$ от $p_n = 101,33$ кПа (760 мм рт.ст.), а для ТРД $\leq 20\%$ от 101,33 кПа) изменение атмосферного давления начинает влиять на безразмерные параметры течения в проточной части. Это объясняется выходом характеристик газозоудного потока из зоны автомодельности, т.е. из области турбулентного течения и переходом в область ламинарного.

Как известно из гидрогазодинамики и теории лопаточных машин, критерий Рейнольдса $Re = (WL)/\nu$ является мерой отношения сил инерции (WL) к силам внутреннего трения (характеризуемых вязкостью $\nu = \mu/\rho$). Поток является ламинарным при $Re < Re_{\text{кр}}$, при этом преобладающими являются силы трения и течение происходит упорядоченно без перемешивания между отдельными слоями (см. рис. 1.9). Для чисел $Re >> Re_{\text{кр}}$ определяющее влияние оказывают силы инерции – поток является турбулентным, при этом частицы жидкости движутся беспорядочно, скорость и давление в каждой точке потока хаотически пульсируют. Величина $Re_{\text{кр}}$ зависит к тому же от объекта обтекания:

- при обтекании самолетного крыла $Re_{\text{кр}} > 1,5 \cdot 10^6$;
- для компрессора ГТД $Re_{\text{кр}} > 0,2 \cdot 10^5$.

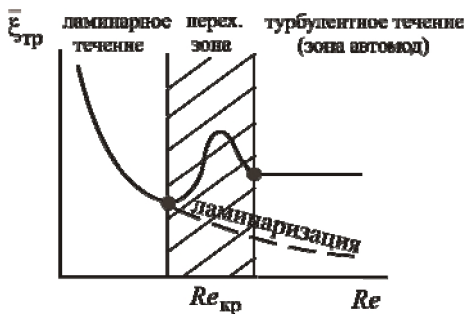
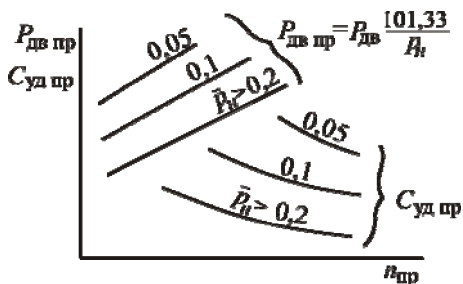


Рис. 1.9. Зависимость относительного коэффициента трения от числа Re

Область $Re \approx 2300 \dots 10\,000$ обычно называют переходной зоной, если уменьшать число Re , то при выходе из зоны автомодельности, КПД (η_k и η_t) начинают понижаться, при этом ухудшаются и другие характеристики элементов ГТД, изменяются напорность и производительность ступеней. Все эти факторы приводят к тому, что вне зоны автомодельности при неизменной частоте вращения ротора ТРД понижение атмосферного давления вызывает увеличение температуры T_t^* (в связи с необходимостью сохранения баланса мощности между турбиной и компрессором). При этом, хотя $P_{уд}$ ТРД возрастает, ухудшается $C_{уд}$ (т.к. увеличивается T_t^* , снижается η_k и снижается η_t). В этих случаях исключить влияние нерасчетного p_n из результатов испытания уже не так просто.

На рис. 1.10 показано влияние атмосферного давления p_n на дроссельную характеристику ТРД в случае испытания при $p_n = \text{var}$ ($H > 11$ км), $M = 0$, $t_n = \text{const}$. При этом $Re = \text{var}$, т.к. p_n и ρ снизились, возросли утечки v , Re понизилось.

Рис. 1.10. Влияние на дроссельную характеристику ТРД пониженного атмосферного давления



У современных крупноразмерных ТРД и ТРДД такие низкие давления ($p_n = 0,2$), где начинает проявляться влияние Re , могут встретиться только в условиях полета на очень больших высотах ($H > 16 \dots 17$ км). Однако, часто влияние Re у ГТД обнаруживается и на меньших высотах, если сказываются геометрические параметры ЛМ (узкие лопатки, лопатки малой высоты и т.п.). Кроме того, перспективные проработки так называемых трансатмосферных самолетов с $H_{п} \geq 25$ км показывают, что они работают в зоне значительного влияния критерия Re .

Во всех типах ГТД влияние числа Re раньше проявляется в турбине (из-за большей T_t^* , например, у ТВД при $H = 11$ км, $\Delta\eta_{tRe} \approx 2\%$). По экспериментальным данным число Re в лопаточных машинах можно оценить следующим образом: $Re = G_{вср} / \mu F_{ср}$. Есть влияние Re и на КПД компрессора (см. рис. 1.11).

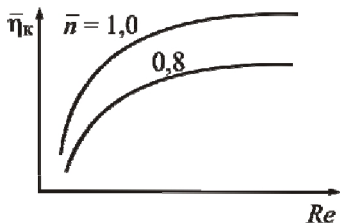


Рис. 1.11. Влияние величины числа Re и режима работы на КПД компрессора

Таким образом, при $Re < Re_{кр}$ теория подобия не работает, т.к. общепринятое уравнение приведения к САУ для подобных режимов ГТД (т.е. $\frac{P_{дв пр}}{P_n} = \frac{P_{дв изм}}{P_n}$) действительно только для чисел Re , соответствующих зоне автомодельности. В зоне ламинарного течения при $Re < Re_{кр}$ это уравнение оказывается недействительным и его следует уточнять путем испытаний двигателя в термобарокамере.

1.3. Влияние атмосферной влажности

Влажность атмосферного воздуха характеризуется несколькими параметрами:

1. *Удельной влажностью* $d = M_{пар} / M_v$ (или «влажносодержанием»), которая оценивается количеством пара, приходящегося на 1 кг сухого воздуха. Таким образом, например, безразмерная величина $d = 0,04$, показывает, что в каждом кг сухого воздуха содержится 40 г паров воды или, что то же – массовая доля паров воды в воздухе равна 0,04.

2. *Относительной влажностью*. Относительная влажность – это отношение фактической массы водяного пара, содержащегося в воздухе, к максимально возможной (насыщающей) массе его в данном объеме воздуха при данной температуре (в %) $\varphi_d = M_{пар} / M_{пар}^{насыщ}$. Насыщенный пар содержит капельки воды. Относительная влажность характеризует степень насыщения воздуха водяными парами и зависит к тому же от температуры $\varphi_d = f(d, t_n)$.

Эти зависимости приведены на рис 1.12.

Видно, что теоретически большие значения ($d > 0,06$) могут иметь место лишь при испытаниях ГТД в условиях тропиков ($t_n > 50^\circ C$). Для авиации в нормах летной годности самолетов оговаривается обычный температурный диапазон эксплуатации $t_n = -50^\circ C \dots +45^\circ C$ при $\varphi_d = 10 \dots 20\%$. Таким образом видно, что этим нормам соответствует диапазон $d = 0,015 \dots 0,07$.

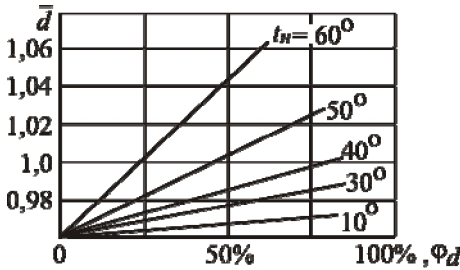


Рис. 1.12. Взаимосвязь между удельной и относительной влажностью

Но реально встречающиеся значения d в земной атмосфере обычно никогда не достигают 0,07. Так, например, максимально возможное влажосодержание воздуха в «жаркий день» (+ 45°C) по стандарту армии США установлено на основе экспериментальных данных равным 0,043, а не 0,07, а для $H = 3$ км (высотный аэродром) – 0,02. В условиях же стандартной атмосферы (CAU+15°C) эти цифры соответствуют при $H = 0$, $d = 0,011$, при $H = 3$ км, $d = 0,005$. У нас же (в средней полосе РФ) для атмосферных условий характерно $t_{n \max} \approx + 30^\circ\text{C}$ и $\varphi_d = 100\%$, что соответствует $d \approx 0,035$. Вместе с тем необходимо отметить, что авиация эксплуатируется и в тех районах, где $d_{\max} \approx 0,05 \dots 0,06$.

Наличие в атмосфере водяного пара, значительно отличающегося по своим свойствам от воздуха, приводит к весьма заметным изменениям параметров рабочего тела ГТД, что в первую очередь связано с существенным различием газовых постоянных у пара и воздуха (соответственно $R = 0,461$ и $0,287$ кДж/(кг К)). Поэтому с увеличением атмосферной влажности с одной стороны возрастает величина газовой постоянной воздуха и вместе с ней $c_p = R + c_v$ и $a_{кр} = \sqrt{2 \frac{k}{k+1} RT}$, с другой вместе с ней снижается плотность воздуха $\downarrow \rho_n = \frac{p}{\uparrow RT^*}$, т.е. падает расход воздуха $G_b = \rho C F$, растет $P_{уд}$, т.к. возрастает скорость $C_c \cong \cong \varphi_c \sqrt{2 \frac{k}{k-1} RT_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{0,25}}\right)}$. Ниже на рис. 1.13 приведены относительные измерения \bar{c}_p , \bar{R} , $\bar{\kappa}_b$ при увеличении удельной влажности.

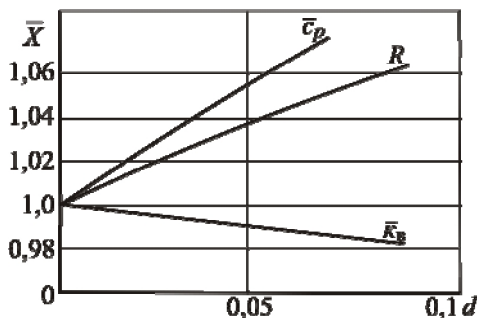


Рис. 1.13. Относительное изменение теплоемкости при постоянном давлении \bar{c}_p , газовой постоянной \bar{R} и показателя адиабаты $\bar{\kappa}_v$ при изменении удельной влажности

В связи с такими изменениями параметров рабочего тела влияние атмосферной влажности проявляется как на термодинамическом цикле, так и на совместной работе элементов ГТД. Так, например, возрастание c_p и R_v под влиянием влажности приводит к увеличению скорости звука

$$a = \sqrt{kRT} \text{ и } a_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1}RT^*}, \text{ где } \kappa_d = \frac{c_p}{c_p - R_d} - \text{показатель изоэнтропы}$$

для влажного воздуха.

Из-за увеличения критической скорости звука при $n = \text{const}$ приведенные скорости на окружности лопаточных машин – снижаются $\lambda_u = \frac{U}{a_{кр}}$, т.е.

$$\frac{\lambda_{ud}}{\lambda_u} = \frac{a_{кр}}{a_{крd}} \cong \sqrt{\frac{R}{R_d}} = \frac{n_{пр} d}{n_{пр}} = \bar{n}_d < 1, \text{ т.к. } \sqrt{\frac{R}{R_d}} < 1.$$

Так, например, под влиянием влажности $d = 0,06$ у ТВД при $t_n = \text{const}$, $\bar{n}_{прd} = 0,985$. Рабочая точка на характеристике компрессора сместится при этом следующим образом (см. рис. 1.14).

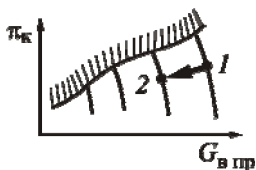


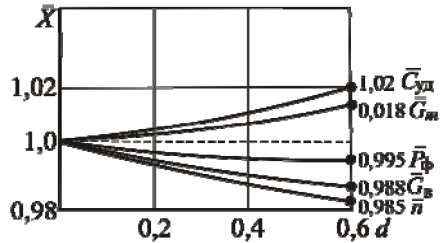
Рис. 1.14. Влияние влажности воздуха на положение рабочей точки ТВД при $t_n = \text{const}$: 1 – сухой воздух; 2 – влажный

При $n_{изм} = \text{const}$, характерном для ТВД, точка приближается к границе помпажа.

Под влиянием влажности у ГТД могут быть следующие изменения:

$\delta P_{дв} = - (0,3...0,5 \%)$; $\delta C_{уд} = + (2...2,6 \%)$; $\delta G_{m ч} = + (1,8...2,7 \%)$ на каждый % изменения влажности (см. рис. 1.15).

Рис. 1.15. Влияние влажности на характер изменения основных выходных данных ГТД



Для учета влияния влажности на параметры испытуемых ГТД на испытательных станциях удобнее иная форма представления этого влияния (т.к. на ИС непосредственно измеряют φ_d и t_n) (см. рис. 1.16).

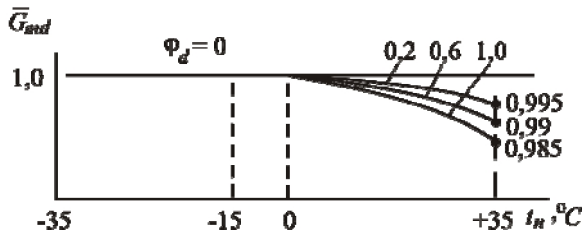


Рис. 1.16. Учет влияния относительной влажности и температуры атмосферного воздуха на параметры ГТД (на примере часового расхода топлива)

Изменение φ_d при испытаниях ВРД отражается и на других характеристиках двигателя (G_B , n , P , G_T ...). Поэтому необходимо учитывать влияние d , если $t_n \geq 25^\circ \dots 30^\circ C$ обычно в виде безразмерных поправок типа $\bar{G}_{m d} = f(\varphi_d, t_n$ см. рис. 1.16), определяемых заранее расчетным путем.

1.4. Влияние законов управления ГТД на их характеристики

Система автоматического управления ГТД должна обеспечивать:

1. Во всех условиях полета такие характеристики двигателя, которые удовлетворяют требованиям ЛА.
2. Соблюдение прочностных, газодинамических и других ограничений по двигателю и ЛА.

Выполнение этих требований приводит к тому, что при положении сектора газа, соответствующем максимальному режиму, и изменении внешних условий частота вращения ротора может автоматически изменяться и не всегда быть максимальной!

Как известно, параметрами ГТД обычно управляют по внешним факторам t_n , p_n , $M_{п.}$. В связи с этим, при изменении внешних факторов двигатель фактически переходит с одного режима на другой, т.е. кроме собст-

венного влияния t_n и p_n , (см. разделы 1.1 и 1.2) появляется дополнительное влияние изменения режима.

Вид закона управления зависит от числа степеней свободы (независимых переменных) двигателя:

Регулирующие факторы – входные координаты в системе управления – например, G_m у ТРД (1 степень свободы) или G_m и φ у ТВД (2 степени свободы).

Регулируемые параметры – выходные координаты, например $n_{дв}$.

Внешние факторы – t_n, p_n, M_n .

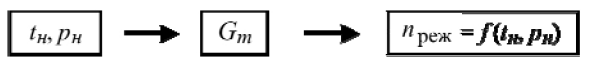
Для получения $P_{дв max}$ необходимо обеспечить его работу при максимально допустимых значениях частоты вращения $n = n_{max} = const$ и температуре $T_{г}^* = T_{г max}^*$.

Условие $n = n_{max}$ при заданной линии рабочих режимов соответствует требованию получения максимальной производительности компрессора при максимальных значениях π_k^* . Последнее, при $T_{г}^* = T_{г max}^*$ обеспечивает максимум работы термодинамического цикла и следовательно – $P_{уд max}$. При максимальном расходе воздуха через компрессор это равнозначно получению максимума полной тяги.

Поддержание $n = const$ достигается изменением расхода топлива, тогда как для сохранения $T_{г}^* = const$ требуется специальное управление критическим сечением сопла.

Из числа применяемых необходимо также упомянуть программу управления на подобие режимов турбокомпрессора, когда при изменении режима полета рабочие точки на характеристиках компрессора и турбины не перемещаются. Это достигается сохранением $n_{пр} = const$ и $T_{г пр}^* = T_{г}^* 288/T_n^* = const$. Основными достоинствами такого способа управления является возможность получения во всем потребном диапазоне высот и скоростей полета высоких значений КПД компрессора и турбины и достаточных запасов устойчивости компрессора. Однако выполнение указанных условий достигается только путем широкого изменения диапазона значений частоты вращения и температуры газа, что приводит к определенному снижению тяги двигателя в некоторых точках траектории полета.

В случае ТРД и ТРДД без форсажной камеры частотой вращения (единственным управляемым параметром режима) чаще всего управляют следующим образом:



т.е. датчики t_n и p_n воздействуют на n через управляющий фактор G_m .

Наиболее показательно управление ТРД на максимальном режиме. В этом случае для одновальных ТРД и двухвальных ТРДД обычно используют 2 разных закона. Это выглядит следующим образом (рис. 1.17):

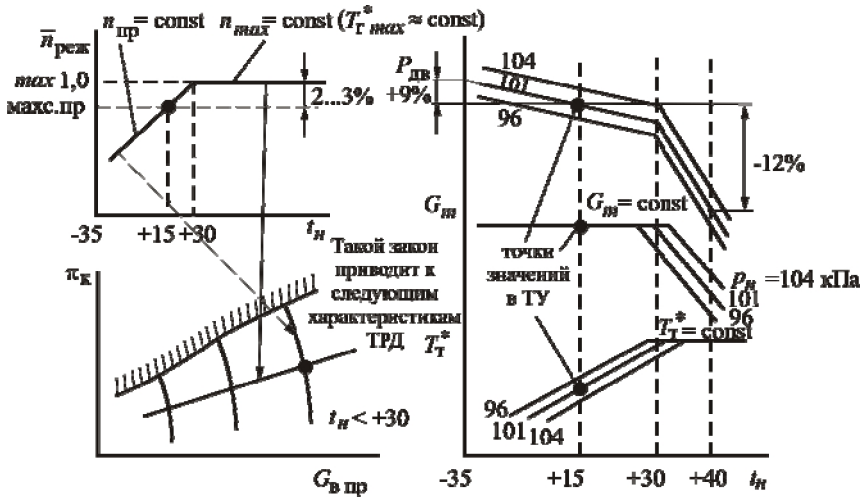


Рис. 1.17. Влияние закона управления ТРД на характер перемещения рабочей точки на ЛРР и на выходные характеристики

На рис. 1.17 видно, что при изменении t_n и p_n тяга двигателя на максимальном режиме обычно отклоняется относительно ТУ на $+9...-12\%$, а $C_{уд}$ на $-9\%...+7\%$. Это меньше, чем было бы в случае $n_{реж} = \text{const}$, но тем не менее выходит за пределы обычного допуска ТУ: ($-2\% P_{дв}$ и $0\% C_{уд}$).

Зона $n_{max} = \text{const}$ – это зона ограничения $T_{Г max}^*$, а зона $G_m = \text{const}$ ($n_{пр} = \text{const}$) – зона ограничения $P_{дв max}$, $P_{к max}^*$, $T_{Г max}^*$. Отсюда видно, что при испытании ТРД и ТРДД при различных t_n в диапазоне $-40...+40^\circ\text{C}$ тяга и другие параметры двигателя на заданном режиме при существующих законах регулирования могут значительно отличаться от величин заданных в ТУ (см. выделенные точки соответствующие ТУ рис. 1.17) и отклонения от них превышают обычные значения допусков на выходные данные двигателя. Обратим также внимание и на то, что при существующих законах управления, температура за турбиной T_T^* максимального режима во многих случаях достигает своего максимального значения не в САУ, а при $+25...30^\circ\text{C}$! (см. рис. 1.17).

Еще более сложно влияние закона управления у ТВД, т.к. эти двигатели имеют 2 степени свободы (см. рис. 1.18). Частотой вращения n и эквивалентной мощностью N_0 (2 режимных управляемых параметра) на мак-

симальном режиме также управляют по t_n и p_n . У ТВД классического* типа обычно используют управление $n = \text{const}$ (ради лучших взлетно-посадочных характеристик) и $N_3 = f(t_n, p_n)$. Датчики t_n и p_n воздействуют на регулирующие факторы: G_m – для управления N_3 , а $\varphi = f(\alpha_{\text{руд}})$ для поддержания $n = \text{const}$.

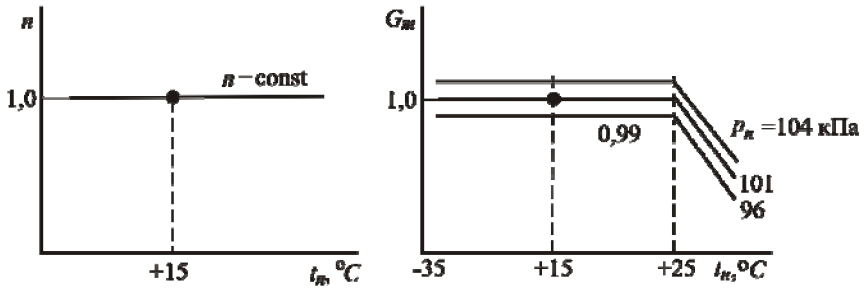


Рис. 1.18. Законы управления одновальным ТВД

Такой вид законов управления определяет следующий характер измененных характеристик ТВД при $p = \text{const}$ (см. рис. 1.19).

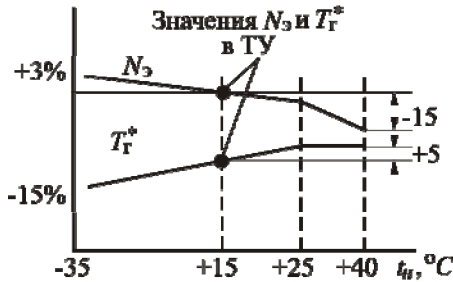


Рис. 1.19. Характер изменения характеристик одновального ТВД при законе управления $n = \text{const}$, $G = f(t_n, p_n)$

Т.о. здесь, аналогично ТРДД имеется 2-е зоны ограничения: $N_3 = \text{const}$ при $t_n = < + 25$ и $T^*_Г = \text{const}$ при $t_n > + 25^\circ\text{C}$. И здесь также видно, что закон управления вносит большие искажения в характеристики: N_3 изменяется от ТУ на 3 % и – 15 %, C_3 от + 3 % до + 5 %, что выходит за пределы ТУ. Это означает, что дополнительно к влиянию t_n и p законы регулирования также накладывают свои искажения подобно влиянию искажений F_{CA} , Δr , возникающих под воздействием изменения t_n .

* Классический ТВД – одновальный двигатель, у которого компрессор и воздушный винт (через редуктор) приводятся одной турбиной.

Таким образом, влияние изменения атмосферных условий на характеристики ГТД есть результат влияния многих факторов. Причем их влияние зависит от облика рабочего процесса ГТД, его конструктивного выполнения и закона регулирования.

1.5. Использование формул теории подобия газовых потоков при анализе экспериментов с ГТД

В предыдущих параграфах было показано насколько велико влияние атмосферных условий на экспериментальные характеристики ГТД. Ясно, что сопоставлять такие характеристики можно только при одинаковых атмосферных условиях. В этих целях для приведения к САУ характеристик ГТД, снятых в различных атмосферных условиях, используют формулы теории подобия газовых потоков.

Из теории газодинамического подобия известно, что для подобия режимов течения в каналах необходимо иметь:

- геометрическое подобие каналов ($\bar{F} = \text{const}$);
- равенство чисел М потоков в абсолютном движении вдоль канала ($M_V = \text{const}$).

Для лопаточных машин к этому добавляется еще условие равенства чисел М и в относительном движении к лопатке ($M_U = \text{const}$), т.е. требуется подобие треугольников скоростей.

Исходя из таких представлений теории подобия полагают, что режимы работы ГТД будут подобными, когда соотношения давлений, температур и скоростей в его проточной части сохраняются.

Формулы для приведения параметров ГТД определены на базе основной теоремы теории размерностей (π -теоремы) [3].

Согласно этой теореме для ГТД подобным режимам соответствуют следующие безразмерные величины, определяющие необходимые и достаточные условия механического подобия процессов в проточной части двигателя при установившихся режимах его работы. Так, например, для частоты вращения:

$$\frac{n D_c}{\sqrt{R \frac{k}{k+1} T_n^*}} = \text{const}, \text{ откуда } n_{\text{пр}} = n_{\text{изм}} \sqrt{\frac{288,15}{T_{n \text{ изм}}^*}};$$

для расхода топлива

$$\frac{G_m H_u \eta_r}{p_n D^2 c \sqrt{R \frac{k}{k+1} T_n^*}} = \text{const}, \text{ откуда } G_{m \text{ пр}} = G_{m \text{ изм}} \frac{101,33}{p_n^*} \sqrt{\frac{288,15}{T_{n \text{ изм}}^*}}.$$

Таким образом, приведение параметров ГТД к САУ есть процесс пересчета с одних атмосферных условий на другие при сохранении условий подобия, т.е. как бы на одном и том же подобном режиме ГТД.

Однако указанные выражения определяют только механическое подобие процессов в проточной части двигателя. Так как они не учитывают изменения свойств рабочего тела в компрессоре и турбине, а также влияние процессов в камере сгорания двигателя, где протекают сложные физико-химические, а не только механические процессы, на которые помимо $\lambda_{кс}$, $\bar{\Delta r}$, δD влияют также значения абсолютных (а не относительных величин) p_k^* , T_k^* , $\alpha_{см}$. Такие процессы полностью моделировать не удастся.

Фактически, широко используемые формулы приведения типа $n_{пр} = n \sqrt{\frac{288,15}{T_{н\text{изм}}^*}}$ и другие не учитывают:

- 1) изменение геометрических размеров в проточной части ГТД
 $D_c, \bar{\Delta r}, \dots = f(T_n, p_n, M);$
- 2) изменение свойств рабочего тела
 $c_p = f(T, \alpha, d)$ и $R_\Gamma = f(\alpha, d);$
- 3) изменение характеристик ЛМ под влиянием числа Re в проточной части испытуемого ГТД
 $\bar{\eta}_\Gamma, \bar{\eta}_k, \bar{G}_{в\text{пр}} = f(Re);$
- 4) влияние на процессы в камере сгорания p_k^* , t_k^* и α
 $\eta_\Gamma = f(p_k^*, t_k^*, \alpha).$

Для учета этих влияний в формулы приведения вносят поправки в виде безразмерных поправочных коэффициентов, которые получают расчетно-экспериментальным путем.

В практике испытаний современных ГТД влияние указанных выше допущений наиболее заметно отражается на расходе топлива. Здесь поправки могут превышать 2...3 %.

Формула $G_{m\text{пр}}$ при этом приобретает следующий вид:

$$G_{m\text{пр}} = G_{m\text{изм}} \bar{G}_{m\Sigma} \frac{101,3}{p_{вх}^*} \sqrt{\frac{288,16}{T_{вх\text{изм}}^*}},$$

где $\bar{G}_{m\Sigma} = \bar{G}_{m p_n} \bar{G}_{m t_n} \bar{G}_{m d} \bar{G}_{m \phi_k} \bar{G}_{m \bar{n}}$. В этом выражении $\bar{G}_{m p_n}$, $\bar{G}_{m t_n} \dots$ – частные поправочные коэффициенты, связанные с влиянием атмосферного давления и температуры и других параметров.

Поправка на d берется на основе исследований (см. раздел влияния d). Поправку $\bar{G}_{m \phi_k}$ – рассчитывают исходя из характеристик конкретной ФК и изменения теплоемкости. Поправки по t_n , p_n , \bar{n} обычно определяют путем климатических испытаний (либо в ТБК) данного двигателя.

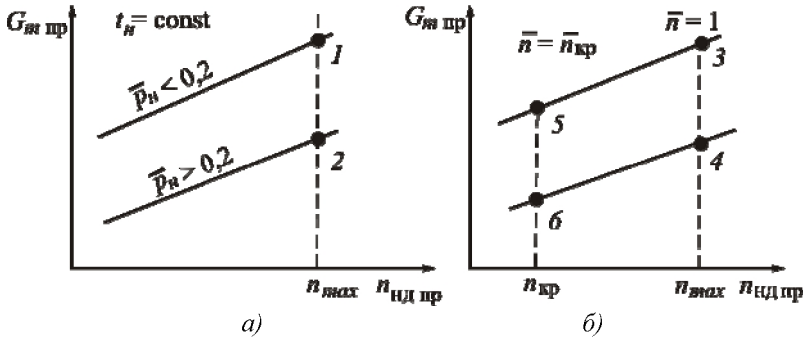
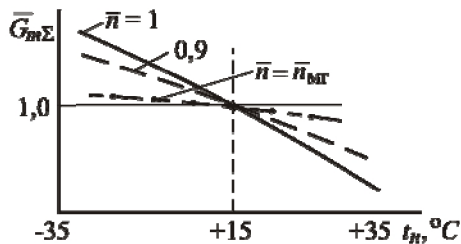


Рис. 1.20. Схема определения частных поправочных коэффициентов $\bar{G}_{m p_n}$ и $\bar{G}_{m t_n}$

На рис 1.20,а в качестве примера показано определение поправки, связанной с влиянием атмосферного давления $\bar{G}_{m p} = G_{m пр1}/G_{m пр2}$. На правом рисунке (рис. 1.20,б) видно, что сохранение $n = 1$ при $t_n = var$ позволяет определить поправку на влияние температуры t_n $\bar{G}_{m t_n} = G_{m пр3}/G_{m пр4}$, связанную с влиянием геометрических изменений (Δr , δF_{CA} , δF_c). Сохранение $\bar{n} = \bar{n}_{кр}$ формирует поправку, определяющую влияние t_n на рабочий процесс ВРД, $\bar{G}_{t_n} = G_{m пр5}/G_{m пр6}$, а она, как видно, примерно равна отношению $G_{m пр3}/G_{m пр4}$.

В результате расчетно-экспериментальных исследований получают для различных типов ГТД зависимости для $\bar{G}_{m\Sigma}$ (см. рис. 1.21):

Рис. 1.21. Зависимости поправочного коэффициента $\bar{G}_{m\Sigma}$ к формуле приведения от температуры t_n и режима работы (\bar{n})



С учетом таких поправочных коэффициентов искажение условий подбора получается существенно меньшим. Кроме формул приведения для $G_{m пр}$ и $n_{пр}$ необходимо вносить аналогичные поправки в формулы приведения $n_{сд}$ и $n_{вд}$, T_G^* , а также для $P_{дв}$, G_v , T^* и p .

Вопросы

1. Каковы физические основы влияния атмосферной температуры на характеристики авиационных ГТД?
2. Какие изменения происходят в авиационных ГТД при геометрических деформациях элементов?
3. В чем проявляется влияние атмосферного давления на основные технические данные ГТД?
4. Какими величинами характеризуются атмосферная влажность?
5. В чем проявляется влияние атмосферной влажности на характеристики ГТД? Дать физическое объяснение этого влияния.
6. В чем заключается влияние законов управления ГТД на его характеристики?
7. Какие отличия влияния законов управления у «классического» ТВД?
8. Как с помощью формул приведения учитываются отличия теории подобия газовых потоков от реальных условий работы ГТД?

ГЛАВА 2. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Если построить дроссельную характеристику авиационного ГТД, снятую в САУ, то, для определения его ОТД и сопоставления их со значениями, заданными в ТУ, на ней требуется выделить конкретные режимы, оговоренные в ТУ (например, взлетный, мах. продолжительный и др.). Кроме этого, в типовых ТУ, например, для ТРДД, обычно оговариваются, например для взлетного режима следующие ограничения ($H_{п} = 0$, $M_{п} = 0$, САУ).

$$P_{дв\ взл} = 161,83 \text{ кН (16 500 кгс)}; C_{уд} \leq 39,2 \text{ кг/кН ч (0,38 кг/кгс ч)};$$

$$T_{т}^* = 846 \text{ К} + 10 \text{ К}.$$

Найденные значения всех ОТД испытанного двигателя должны соответствовать тому случаю его испытания в САУ, когда регулирующие органы находятся в позиции соответствующей их отладке на заданную для данного режима техническими условиями норму тяги (161,83 кН).

Такие параметры двигателя принято называть нормальными (т.е. нормализованными) и обозначать индексом «норм», например $C_{уд\ норм\ взл}$. На рис. 2.1 показана схема определения таких параметров. Нормальные значения параметров ГТД должны удовлетворять ограничениям оговоренным ТУ т.е. $T_{т\ норм}^* \leq T_{т\ max}^*$; $C_{уд\ норм} \leq C_{уд\ max\ доп}$.

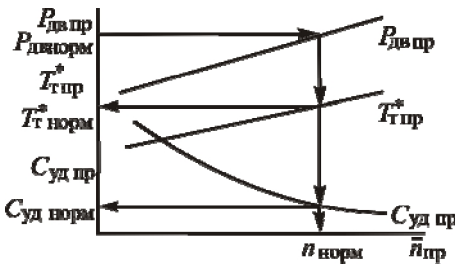


Рис. 2.1. Схема определения нормальных значений параметров ТРДД (ТРД)

Таким образом, нормальными значениями параметров (НЗП) называют параметры двигателя замеренные в САУ при заданной норме тяги (или мощности) для данного режима, т.е. параметры замеренные на данном режиме в конкретных атмосферных условиях и пересчитанные к САУ с учетом закона управления двигателем.

Однако в последнем случае непосредственное определение НЗП с приведенной дроссельной характеристикой не всегда бывает возможным. Например, если снять дроссельную характеристику при $t_n > +15^\circ\text{C}$, то, как показано на характеристике компрессора при типичном законе управления получим следующую линию рабочих режимов (см. рис. 2.2).

Это означает, что на максимальном режиме приведенная дроссельная характеристика будет иметь $\bar{n}_{пр max} < 1,0$. И, следовательно, летом по ней без экстраполяции нельзя определить НЗП, соответствующие взлетному режиму.

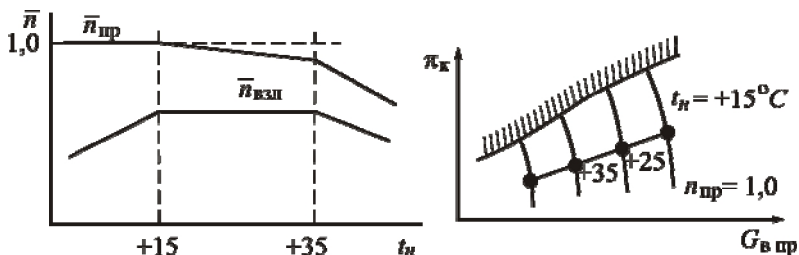


Рис. 2.2. К определению НЗП с учетом закона управления двигателя

В таких случаях приходится использовать особый метод определения НЗП с помощью специальных коэффициентов пересчета, определяемых по результатам испытаний аналогичных двигателей в САУ.

При сопоставлении НЗП данного экземпляра двигателя с ТУ, например, может быть получено, что при заданном значении взлетной тяги (161,83 кН) значение $T_{т норм}^*$ выше заданного в ТУ (846 К) на 9 градусов – что в данном случае в пределах допуска, а значение $C_{уд}$ должно быть равно или меньше чем в ТУ. В ином случае двигатель бракуется и отправляется на переборку.

Сравнивать по результатам испытаний показатели данного экземпляра серийного ГТД с ТУ или разных экземпляров ГТД между собой мешает влияние меняющихся внешних воздействий (p_n , t_n , законы управления по внешним условиям и т.п.). Поэтому возникает проблема нормализации измеренных параметров серийных ГТД, т.е. пересчета их к единым внешним условиям (t_n , p_n , d) при единой программе работы регуляторов на заданном режиме. Определяемые в этом случае параметры ГТД, как было показано ранее, называют «нормальными» (или «нормализованными») ($P_{дв норм}$, $C_{уд норм}$, $n_{норм}$, $G_{т норм}$ и др.). Используемые в отдельных случаях для их определения специальные коэффициенты пересчета будем называть «нормализующими коэффициентами*» (существуют и иные способы определения НЗП – без коэффициентов, т.к. определять НЗП требуется также и у опытных ГТД).

* Нормализация – термин математический, присущ задачам векторной оптимизации, где возникают проблемы сравнения между собой критериев, имеющих различные несоизмеримые масштабы.

Очевидно, что в этом аспекте большое значение приобретает точность методов определения НЗП и возможность проверки ОТД ГТД по разным методам.

Следует различать методы приведения параметров к САУ (когда пересчет ведется по формулам теории подобия на одном и том же подобном режиме) и методы нормализации, где производится пересчет параметров с одного подобного режима на другой.

НЗП газотурбинных двигателей можно определить 3 способами.

Способ I. Определение НЗП путем испытания ГТД на режимах подобных его работе в САУ.

Для этого измеряются характеристики ГТД в обычных стендовых условиях, т.е. при p_n и t_n какие сложились в момент испытания. При испытании либо имитируют режимы подобные работе в САУ, либо среди многих измеренных режимов отыскиваются режимы подобные исходным режимам работы в САУ. В этом случае искомые НЗП можно определить непосредственно по результатам испытания используя формулы теории подобия (т.е. формулы приведения параметров к САУ с поправками).

Способ II. Определение НЗП путем использования заранее вычисленных специальных коэффициентов пересчета параметров ГТД к НЗП (т.е. нормализующих коэффициентов). В этом случае измеряют характеристики ГТД в любых стендовых условиях на обычных эксплуатационных режимах со штатными регуляторами и, используя для каждого режима заранее вычисленные специальные коэффициенты, определяют НЗП двигателя по формулам следующего вида: $C_{e \text{ норм}} = C_{e \text{ изм}} / K_{Ce}$, где $K_{Ce} = f(p_n, t_n)$ заранее известная зависимость коэффициента пересчета для данного ГТД, данного рассматриваемого параметра на данном режиме. Величины таких коэффициентов пересчета отражают изменение характеристик данного ГТД под влиянием изменения p_n, t_n, M_{II} и d при заданном законе регулирования. Как видно, процесс определения НЗП достаточно прост. Вся сложность заключается в методике определения значений нормализующих коэффициентов.

Способ III. Определение НЗП путем обеспечения стендовыми системами заданных значений $t_{вх}^* = t_n^* = t_{TY}, p_{вх}^* = p_n^* = p_{TY}, M_{II} = M_{TY}$. Таким образом, при этом измеряют характеристики ГТД непосредственно в контрольных условиях. Этот способ прост и хорош, но для него требуются специальные и дорогостоящие стендовые сооружения, обеспечивающие в любое время года заданные t_n, p_n, M_{II} .

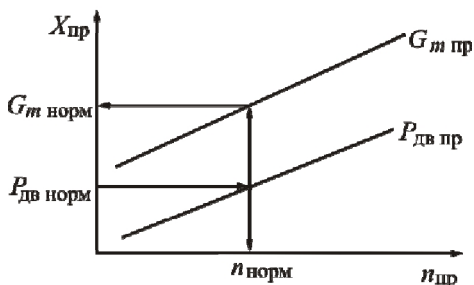
Рассмотрим теперь эти способы более подробно.

2.1. Способ определения НЗП путем испытаний ГТД на режимах, подобных его работе в САУ

Чаще всего применяется при испытаниях опытных ГТД. Рассмотрим его на примере испытания ТРД.

При испытании ТРД (имеющего 1 степень свободы), снимается дроссельная характеристика при той t_n^* , которая была в момент испытания. Затем все измеренные параметры приводятся по соответствующим формулам приведения к САУ и строятся зависимости приведенных параметров (см. рис. 2.3).

Рис. 2.3. Схема определения НЗП ТРД по приведенной дроссельной характеристике



Так как, ТРД имеет 1 степень свободы, то для определения НЗП на каждом режиме должны быть известны заданные ТУ только на 1 режимный параметр (чаще всего $P_{дв\ норм}$). Т.о. на дроссельной характеристике ТРД или ТРДД снятой при $t_{вх}^* \neq +15^\circ\text{C}$ могут быть найдены точки соответствующие максимальному и другим режимам в САУ на основе представлений теории подобия. На основе этих представлений может быть также решена и обратная задача: найдено, например, изменение тяги или иного параметра на конкретном режиме при изменении температуры наружного воздуха. Но в этом случае требуется кроме дроссельной характеристики знать еще закон управления ТРД по температуре t_n .

Итак, основной идеей этого способа является отыскание на экспериментальных характеристиках двигателя режимов подобных его работе в САУ при заданных ТУ на данный режим ($P_{дв\ норм}$ — у ТРД и $N_{э\ норм}$ и $n_{норм}$ у ТВД).

2.2. Способ определения НЗП с помощью специальных коэффициентов пересчета

Этот способ характерен для испытаний серийных ГТД. В отличие от предыдущего способа (где подход к приведения индивидуальны), здесь

исходят из предпосылки, что закономерность связи любого параметра $K_x = X_{изм} / X_{норм} = f(t_n, p_n)$ сохраняется неизменной для всех экземпляров ГТД данной серии.

Определение ОТД по этому способу производится следующим образом. Измеряют фактические значения параметров на заданных режимах в условиях обычной эксплуатации при тех значениях t_n и p_n , которые были в момент испытания. Затем измеренное значение параметра делят на заранее известный коэффициент $K_x = f(t_n, p_n, \alpha_{руд})$ и определяют нормальное значение параметра, т.е. соответствующее ОТД данного двигателя в САУ

$$X_{норм} = \frac{X_{изм}}{K_x}; N_{э\ норм} = \frac{N_{э\ изм}}{K_{Nэ}} \text{ и т.д.}$$

Коэффициенты K_x обычно задают в виде набора зависимостей, стандартных для всех экземпляров двигателей данной серии. Эти зависимости фактически представляет собой климатическую характеристику относительного изменения данного параметра по t_n и p_n (относительно своего нормального значения на данном режиме).

Величины нормализующих коэффициентов K_x используют:

- 1). Для отладки параметров ГТД при КСИ, например, находят $P_{дв\ отлад} = K_{P_{дв}} P_{дв\ норм} = P_{дв\ изм}$;
- 2). Для проверки соответствия параметров ГТД – ТУ, например $G_{т\ норм} = G_{т} / K_{G_{т}}$ сопоставляют с $G_{т}$ по ТУ;
- 3). Для оценки изменения основных параметров ГТД при длительном испытании: например, с помощью коэффициентов строят дроссельную характеристику: $P_{норм}^{\phi} \cdot n_{норм}^{\phi} = f(G_{т\ норм}^{\phi})$ для каждого этапа испытания и сопоставляют по мере наработки (см. рис. 2.4).

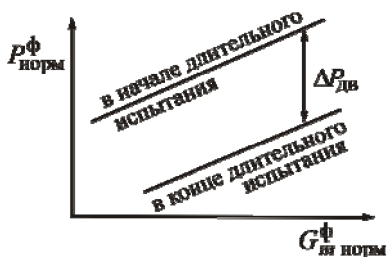


Рис. 2.4. Оценка изменения основных параметров ТРДДФ при длительном испытании

Искомая закономерность изменения нормализующих коэффициентов $K_x = X_{изм} / X_{норм}$ может быть найдена как расчетным, так и экспериментальным путем. Для расчета необходимо иметь характеристики компрес-

сора, турбины и других элементов ГТД, а также закон управления для исследуемых режимов. Погрешности определения K_x уменьшаются, если характеристики компрессора и турбины получены экспериментальным путем. Методика определения расчетным путем таких коэффициентов пересчета K_x в сущности ничем не отличается от методики расчета ВСХ и ДХ. Однако, при расчете ВСХ степень надежности исходных расчетных данных все же не всегда достаточно высока (сложно учесть влияние Re , η_r , Δr). Именно поэтому широкое распространение получили экспериментальные методы определения коэффициентов пересчета параметров ГТД к их нормальным значениям.

2.2.1. Экспериментальный метод определения нормализующих коэффициентов для ТРД

Принципиально для ГТД с 1 степенью свободы (ТРД, ТРДД) определить коэффициенты пересчета к НЗП не требуется! Так как НЗП серийного ТРДД в принципе можно определить на основе непосредственно измеренной дроссельной характеристики, т.е. по способу 1.

Однако, коэффициенты пересчета к НЗП для некоторых режимов ТРД и ТРДД начинают находить все большее применение в практике испытаний этих двигателей. Причина – усложнение законов управления современных ГТД. В связи с заданными ограничениями, регуляторы зачастую не позволяют получать на серийном ТРД и ТРДД дроссельную характеристику в необходимом диапазоне по частоте вращения. Так, например, при $t_n = +30\text{ }^\circ\text{C}$ максимально-достигаемая при испытании, величина $P_{дв}$ будет меньше, чем при $n_{пр\ max}$ при $+15\text{ }^\circ\text{C}$, хотя мы и выйдем на $n_{реж\ max}$. Поэтому снять полную дроссельную характеристику двигателя оказывается невозможным, т.к. величину n_{max} ограничивает регулятор в связи с прочностью двигателя.

Именно для того, чтобы исключить такое превышение по n_{max} , а следовательно и по T_r^* , определение НЗП серийных ТРДД на взлетном режиме в настоящее время чаще всего осуществляют с помощью заранее найденных нормализующих коэффициентов (а также на малом газе и при реверсе).

Методика экспериментального определения таких коэффициентов пересчета для ТРДД сравнительно просто.

1. Снимают (обязательно при $t_n \leq +15\text{ }^\circ\text{C}$) полную дроссельную характеристику ТРД и ТРДД и приводят ее с САУ (рис. 2.5).

2. По заданной в ТУ величине $P_{дв\ норм}$, как уже рассматривалось, находят НЗП, например $G_{т\ норм}$, $n_{норм}$, т.е. находят знаменатель в формуле коэффициентов пересчета. Он естественно не зависит от t_n и p_n .

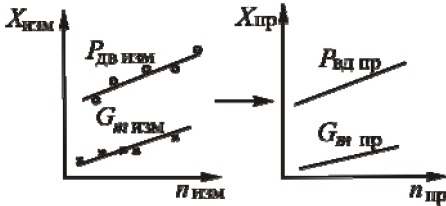


Рис. 2.5. Определение приведенной дроссельной характеристики

3. Задаются при $p_n = \text{const}$ несколькими произвольными значениями $t_n \neq +15^\circ\text{C}$ и снимая с закона управления соответствующие значения

$$\bar{n}_{\text{реж}} \text{ определяют затем (см. рис. 2.6)} \quad n_{\text{пр}} = \bar{n}_{\text{реж}} n_{\text{норм}} \sqrt{\frac{288,16}{T_n^*}}$$

4. После этого на приведенной дроссельной характеристике определяют $G_{т\ пр_i}$, $P_{дв\ пр_i}$ (см. рис. 2.5).

5. Далее для одной из выбранных t_{n_i} (например $t_n = +12^\circ\text{C}$ определяют): $G_{т\ изм\ t_{n_i}} = G_{т\ пр} \frac{p_n}{101,33} \sqrt{\frac{275}{288}} \frac{1}{G_{т\Sigma}}$. Этим действием определяется числитель в формуле коэффициента пересчета (см. рис. 2.7).

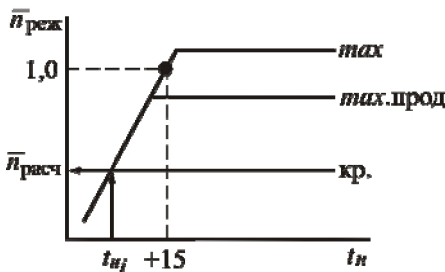


Рис. 2.6. Схема определения значений $\bar{n}_{\text{реж}_i}$

6. Вычисляют коэффициент пересчета $K_{G_{mi}} = G_{т\ изм\ t_{n_i}} / G_{т\ норм}$.

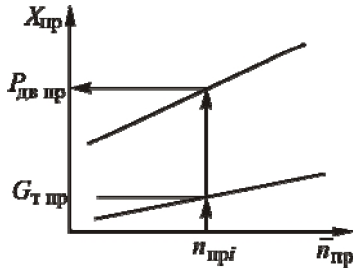


Рис. 2.7. Определение для выбранных значений t_{ni} ; соответствующих значений приведенных параметров

7. Изменив значение p_n , вычисления повторяют с п. 5.

Типичный вид получаемых таким образом зависимостей коэффициентов пересчета показан на рис. 2.8.

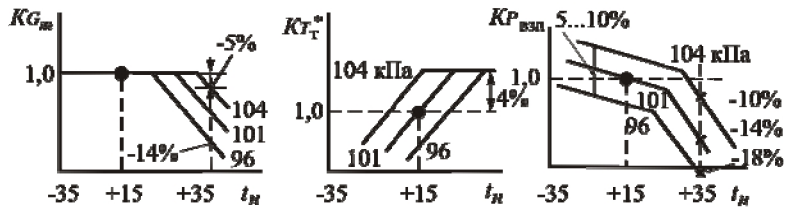


Рис. 2.8. Типичный вид зависимостей коэффициентов пересчета от t_n и p_n на взлетном режиме

Отклонение измеренных параметров от нормальных значений достигает

	летом (+35°C)	зимой (-30°C)
G_m	- (5...14) %	0
T_T^*	+ 4 %	- 12 %
$P_{дв}$	- (10...18) %	+ (5...10) %

Особыми режимами, когда без нормализующих коэффициентов также не обойтись, являются реверсирование и малый газ. При реверсе коэффициент $K_{P_{обр}}$ протекает аналогично $K_{P_{взл}}$, отличаясь только величиной (см. рис. 2.9).

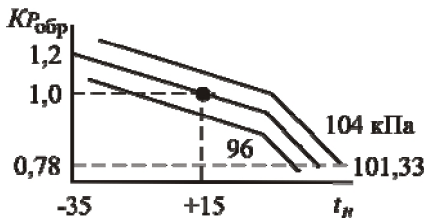


Рис. 2.9. Зависимости коэффициента пересчета для обратной тяги

На режиме малого газа нет 2-х зон ограничения как на остальных режимах и характер регулирования близок к $T_{\Gamma}^* = \text{const}$ ($n = \text{const}$) (см. рис. 2.10).

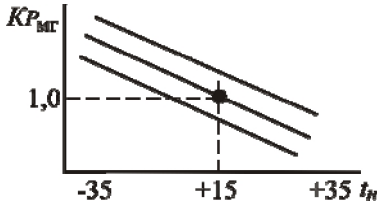


Рис. 2.10. Зависимости коэффициента пересчета для тяги на режиме малого газа

2.2.2. Особенности определения НЗП ТРДД

Для ТРДД с нерегулируемыми соплами определение нормализующих коэффициентов не отличается от ТРД.

Однако, характерным для большинства ТРДД является наличие 2-х или 3-х каскадов компрессора. В связи с этим добавляются коэффициенты пересчета $K_{n \text{ нд}}$ и $K_{n \text{ вд}}$ ($K_{n \text{ сд}}$) см. рис. 2.11. Из-за специфики ТРДД и ТРДДФ, только одна из частот вращения задается законом управления (ведущий каскад).

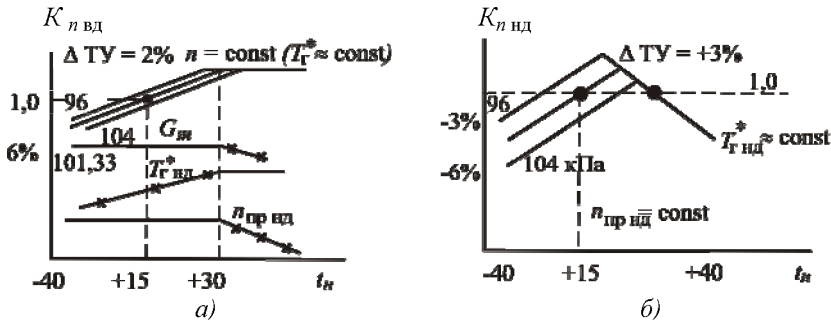


Рис. 2.11. Зависимости коэффициентов пересчета ТРДД: а – для "ведущего" каскада ВД; б – для "ведомого" каскада

Из теории ВРД известно, что при $n_{\text{вд}} = \text{const}$, $T_{\Gamma}^* \approx \text{const}$ и законы ограничения G_m и T_{Γ}^* у ТРДД применяются такие же, как у ТРД, поэтому вид нормализующих коэффициентов у ТРДД аналогичен ТРД.

В случае применения форсажных камер у ТРДД и ТРД, они становятся двигателями с 2-мя степенями свободы, т.к. необходимо регулировать выходные сечения сопла.

Особенностью управления ТРДДФ является объективная необходимость использовать в качестве ведущего каскад низкого давления ($n_{нд} = \text{const}$ вместо $n_{вд} = \text{const}$, а также более точное ограничение величины $n_{нд} / \sqrt{T_v^*} = \text{const}$ при $t_n < 0$ вместо $G_m = \text{const}$) т.к. только в этих случаях можно обеспечить работу вентилятора при одновременном включении форсажа и раскрытии сопла.

Итак, например, в случае сверхзвукового транспортного самолета при программе управления, показанной на рис. 2.11,б, необходимо иметь так называемый «сторож» в системе управления, который следит за работой вентилятора в пределах «дорожки», гарантирующей заданный запас по помпажу (смотри рис. 2.11,а).

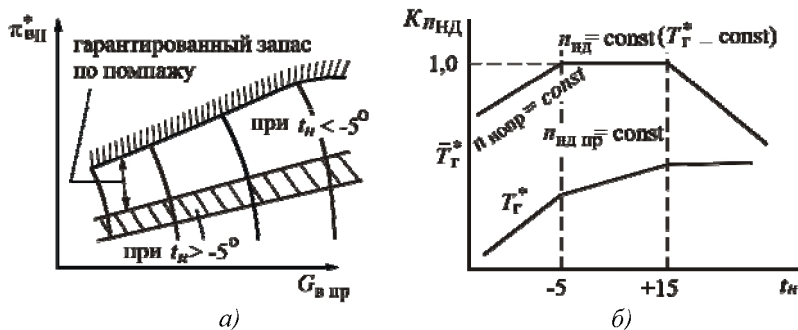


Рис. 2.11. Взаимосвязь линии рабочих режимов на характеристике вентилятора второго контура (а) и соответствующей программе управления ТРДДФ (б)

Такое управление обеспечивается на максимальном режиме с форсажем (возможность отладки $P_{\phi max}^{ном}$ ограничивается величиной заданного $n_{нд max}$). При этом получается следующая закономерность для $n_{вд}$ (см. рис. 2.12).

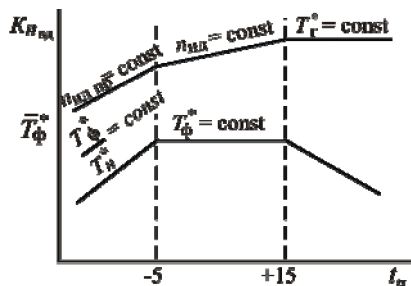


Рис. 2.12. Зависимость коэффициента пересчета $K_{ннд}$ для ТРДДФ

Так как в случае закона $n_{нд} = \text{const}$, температура газов T_g^* неизбежно бы увеличивалась бы с возрастанием $M_{п}$ (например, в условиях полета при $H = 11$, $M_{п} = 2,2$, $t_n > 15^\circ\text{C}$), то эту температуру у ТРДДФ ограничивают косвенным или прямым путем.

При регулировании форсажных режимов из условия $\pi_{впф} \approx \pi_{впб/ф}$ получается протекание тяги и расхода топлива в безмерном виде, показанное на рис. 2.13.

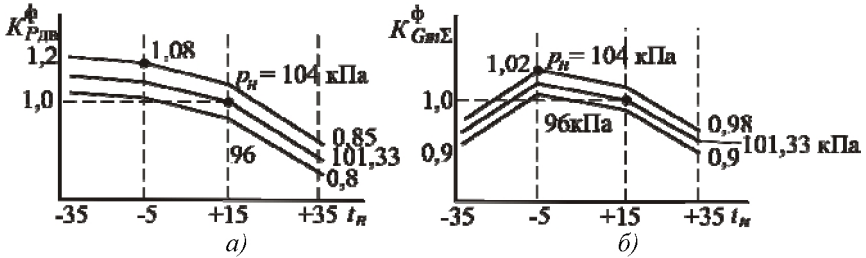


Рис. 2.13. Коэффициенты пересчета для форсажной тяги (а) и форсажного расхода топлива (б) при $\pi_{впф} \approx \pi_{впб/ф}$

Определение НЗП у ТРДДФ обычно проводится по тому же способу, что и для ТРДД б/ф. Их определяют по измерениям на форсажных режимах на основе построенной дроссельной характеристики $P_{дв\text{ норм}}^{\phi} = f(G_{т\text{ норм}}^{\phi})$ с помощью коэффициентов $K_{P_{дв}}^{\phi}$ и $K_{G_{т\Sigma}}^{\phi}$ (см. рис. 2.14).

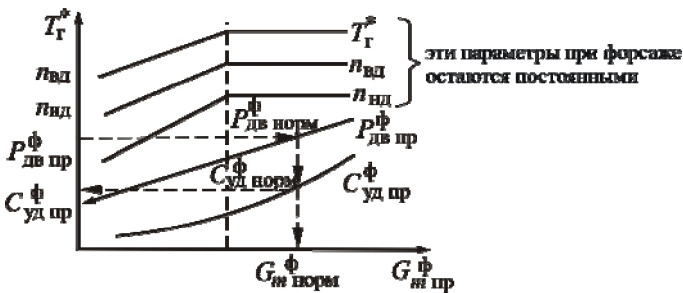


Рис. 2.14. Схема определения НЗП на форсажном режиме ТРДДФ

Что касается определения НЗП для безфорсажных режимов ТРДДФ (см. рис. 2.15), то оно ничем не отличается от рассмотренного выше порядка для ТРДД.

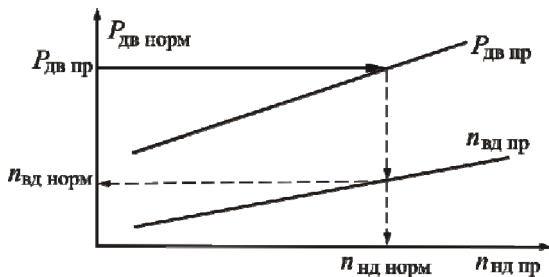


Рис. 2.15. Схема определения НЗП на безфорсажных режимах ТРДД

2.2.3. Особенности экспериментального определения нормальных значений параметров ТВД

Порядок действий по определению НЗП ТВД сложнее, чем для ТРД и ТРДД – так как ТВД с винтом изменяемого шага обладает двумя степенями свободы. Поэтому для ТВД невозможно получить единую приведенную дроссельную характеристику теми же действиями как в случае ТРДД или ТРД. В связи в этом здесь нет возможности использовать для определения НЗП однозначную зависимость $N_{э пр} = f(n_{пр})$, потому что при работе ТВД на эксплуатационных режимах получается не единая линия, а поле характеристик $N_{э пр} = f(n_{пр}, G_{м пр})$. Поясним это. Если измеренную дроссельную характеристику одновального ТВД (работающего со штатным регулятором при $n_{реж} = const$), снятую при различных температурах t_h , привести к стандартным атмосферным условиям, то мы обнаружим, что приведенные характеристики ТВД продолжают зависеть от t_h (см. рис. 2.16, а), а не сливаются в одну рабочую линию, как в случае ТРД у которого $N_T \cong N_K$. У ТВД $N_T > N_K$ и это неравенство зависит от $T_T^*/T_h = f(t_h)$, $T_h = f(t_h) N_{пр}$.

ТВД одновальный: $H = 0, V = 0, t_h = var, n_{реж} = const$

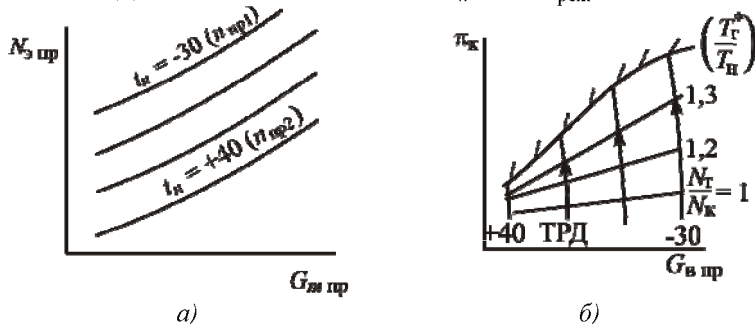


Рис. 2.16. Влияние двух степеней свободы ТВД на его приведенную дроссельную характеристику (а) и линии рабочих режимов (б)

Если же провести испытание ТВД при $n_{пр} = \text{const}$, то такое расслоение по t_n естественно исчезает. Однако, в условиях эксплуатации такое управление у ТВД не применяют, потому что это не обеспечивает необходимой энерговооруженности для ЛА, а делают $n_{реж} = \text{const}$ при $G_m \approx \text{const}$ (что обеспечивает $N_B \approx \text{const}$). Очевидно, что при управлении $n_{реж} = \text{const}$ изменение мощности идущей на привод винта обеспечивается изменением T_Γ^* и соответственно φ_B .

В таком случае под «нормальными» понимают такие значения параметров ТВД, которые они будут иметь в САУ (+15 °C и 101,33 кПа) при положении регулирующих органов в позиции, соответствующей их отладке на заданные для каждого режима нормы мощности и частоты вращения.

В силу особенностей штатной компоновки серийных и опытных ТВД, определение их НЗП производят обычно по разному.

Опытные ТВД

Все их экземпляры поступают обычно на гидротормозной стенд. Там на режимах подобных САУ снимается дроссельная характеристика при $n_{пр} = n_{норм\ ту}$. Фактически это означает, что эксперимент проводится при заранее приведенной, одной из двух, степени свободы. При измеренной t_n , это означает поддержание постоянной физической частоты вращения

$$n_{изм} = \frac{n_{норм}}{\sqrt{288,16/T_n}}. \text{ Изменение } t_n \text{ в процессе испытаний приводит к изме-}$$

нению выдерживаемой частоты вращения n . Измеряемые параметры приводят к САУ и строят приведенную дроссельную характеристику. Пользуясь ей, по величине $N_{э\ норм}$ определяют нормальные значения других параметров ТВД (например $G_{m\ норм}$), на которые затем отлаживают его регуляторы, если он направляется в летную эксплуатацию или на длительные испытания.

Серийные ТВД поступают обычно на предъявительские и приемо-сдаточные испытания в компоновке с воздушным винтом и штатными регуляторами. Величину мощности в этом случае можно отладить только оценочно: либо по показаниям ИКМ (N_B) и расчетным значением P

$$N_э = N_B + 68,2 P_{дв}, \text{ кВт}, (N_э = N_B + 0,91 P, \text{ э.л.с.});$$

либо по измерению на стенде полной тяги

$$P_\Sigma = P_B + P_{дв}.$$

Однако, в силу обдува воздушным винтом незакапотированного ТВД оба способа обычно не обеспечивают достаточной точности отладки в пределах допусков.

Поэтому часто применяют следующий подход: по результатам испытаний с гидротормозом нескольких выборочных серийных ТВД опреде-

ляют значение $G_m^{\pm a}_{норм}$ по методике для опытных двигателей. На это значение предварительно отлаживают все двигатели при приемо-сдаточных испытаниях. После чего, корректируют отладочное значение расхода топлива $G_m = G_m_{норм} K_{Gm}$ в пределах допуска «а» на основе показаний измерителя крутящего момента (ИКМ). Если же двигатель, в пределах допуска, не обеспечивает требуемой N_b ($N_b = 6,283 M_{кр}$, $n_{вв} = N_b_{норм} K_{N_b}$, кВт), то его отправляют на гидротормозной стенд. А если там подтвердится недобор мощности – то двигатель направляют на переборку для устранения дефектов сборки (зазоры, лабиринты и т.п.).

В связи с тем, что в этом случае отладка измеренных параметров производится косвенно: по величине $G_m = G_m_{норм} K_{Gm}$ при $n = const$ и $N_b = N_b_{норм} K_{N_b}$, то требуется иметь соответствующие зависимости для нормализующих коэффициентов типа $K_{N_b} = N_{bизм} / N_{bнорм}$, которые также зависят от t_n и p_n . В этом плане, такие зависимости также как и у ТРД и ТРДД, являются по сути дела климатическими характеристиками двигателя на рассматриваемом режиме. Однако, в отличие от ТРД коэффициенты пересчета к НЗП у ТВД необходимо иметь не только для максимального, но и для других режимов (ибо единой приведенной дроссельной характеристики у ТВД не существует).

Зависимость коэффициента пересчета винтовой мощности N_b современного самолетного (одновального) ТВД для взлетного режима приведена на рис. 2.17.

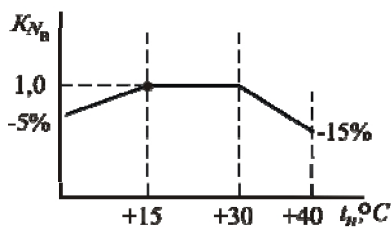


Рис. 2.17. Нормализующий коэффициент K_{N_b} для взлетного режима ТВД: $H = 0$, $V = 0$, $p_n = 101,33$ кПа.

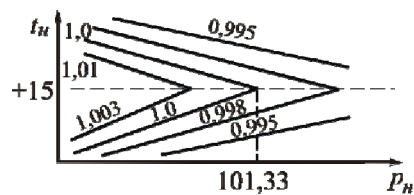


Рис. 2.18. Нормализующие коэффициенты K_{N_b} для взлетного режима ТВД в координатах p_n , t_n .

Иногда для удобства пользования нормализующие коэффициенты наносят непосредственно в координатах p_n , t_n (см. рис. 2.18).

Определение нормализующих коэффициентов ТВД может быть проведено как расчетным путем (методом расчета ВСХ), так и путем непосредственных измерений на двигателе, например, в ТБК (эталонный метод) или косвенным методом – снимая специальные характеристики на выборочных ТВД, по которым можно вычислить коэффициенты нормализации, пользуясь теорией подобия. Последний метод получил широкое применение в практике испытаний. Проверка этого метода эталонным методом показала, что его точность лежит в пределах 0,5...1,5 %, что в большинстве случаев удовлетворяет практическим требованиям, учитывая обычные производственные отклонения и допуски при изготовлении ГТД.

2.2.4. Методика экспериментального определения косвенным способом нормализующих коэффициентов для параметров ТВД

Чтобы определить этим способом коэффициенты пересчета, необходимо измерить на гидротормозном стенде специальные характеристики ТВД, которые, как и в случае испытаний ТВД на подобных режимах, могут быть сняты только с отключенными регуляторами винта. Для настройки режима, обычно регулируют подачу топлива и нагрузку вручную от стендовых топливной и загрузочной систем.

Снятие таких характеристик чаще всего производят на стендах, оборудованных гидротормозом или электротормозом, которые позволяют, произвольно изменяя загрузку ТВД, снимать характеристики ТВД по N_B при нескольких частотах вращения (при $n_{изм} = const$).

Работая при нескольких частотах вращения (при $n_1 = const$, $n_2 = const$ и т.п.) снимают 5...6 точек по нагрузке, измеряя N_B , реактивную тягу $P_{дв}$, G_m , T_T^* , n и др. Замеренные значения приводят к САУ по формулам приведения с поправками. Например,

$$N_{B пр} = N_B \frac{101,33}{P_n} \sqrt{\frac{288,16}{T_n}} \bar{N}_B.$$

Для перестройки полученных приведенных дроссельных характеристик делается их сечение при нескольких значениях $G_{m пр}$. С соответствующих зависимостей $n_{пр} = const$ снимаются значения реактивной тяги $P_{пр}$ (рис. 2.19,а) и винтовой мощности $N_{в пр}$ (рис. 2.19,б). Для этих параметров получают зависимости $P_{пр} = f(n_{пр})$ и $N_{в пр} = f(n_{пр})$. Вычисляют $N_{э пр} = N_{в пр} + 68,2 P_{дв пр} = f(n_{пр})$ и для каждого $G_{m пр}$ наносят на рис. 2.19,в.

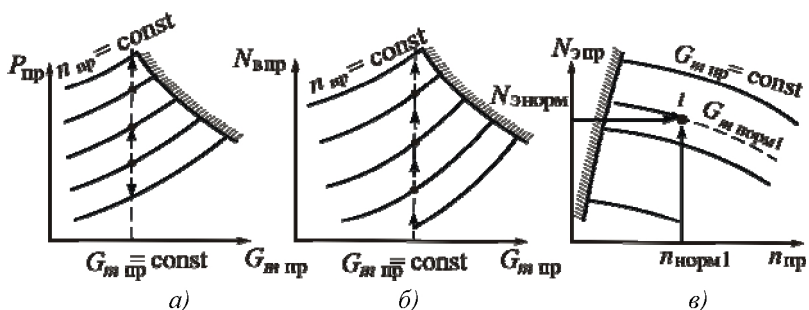


Рис. 2.19. Схема получения поля нагрузочных характеристик ТВД
 $H = 0; V = 0; t_n = \text{const}$:

a, б – приведенные дроссельные характеристики;
в – поле нагрузочных характеристик

По такому полю характеристик определяют нормализующие коэффициенты следующим образом:

1. По известным из ТУ на двигатель значениям $n_{\text{норм}}$ и $N_{\text{э норм}}$ находят соответствующую точку 1 на полученном поле характеристик, и по ней величину $G_{т пр} = G_{т норм}$. К точке 2 на рис. 2.19 в вернемся чуть ниже. Аналогичным путем определяют также и другие параметры: например $T_{т норм}^*$, $N_{в норм}$ и другие (см. рис. 2.20).

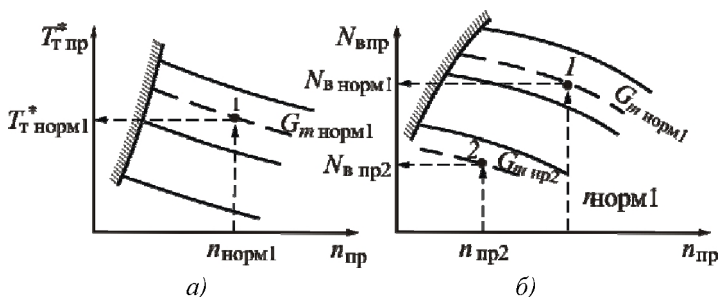


Рис. 2.20. К определению НЗП ТВД: *a)* $T_{т норм}^*$; *б)* $N_{в норм}$

2. Задаются произвольной температурой $t_n \neq +15^\circ\text{C}$ при давлении $p_n = \text{const}$ и по закону управления ТВД и определяют величины $\bar{G}_{т реж}$, $\bar{n}_{реж}$ (точка 2 на рис. 2.21).

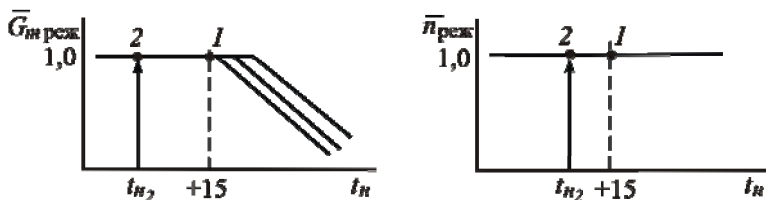


Рис. 2.21. Определение значений $\bar{G}_{m \text{ реж}} = G_{m \text{ реж}} / G_{m \text{ норм}}$
и $\bar{p}_{\text{ реж}} = p_{\text{ реж}} / p_{\text{ норм}}$

Находим для этих t_n и p_n соответствующие абсолютные значения $n_{\text{реж}} = \bar{p}_{\text{реж}} n_{\text{норм}}$, $G_{m \text{ реж}} = \bar{G}_{m \text{ реж}} G_{m \text{ норм}}$ для данного режима.

3. Находим для этого режима соответствующую точку в поле нагрузочных характеристик ТВД (см. рис. 2.20,б) по величинам

$$n_{\text{пр}} = n_{\text{реж}} \sqrt{\frac{288,16}{T_n^*}} \bar{p}, \quad G_{m \text{ пр}} = G_{m \text{ реж}} \frac{101,33}{p_n} \sqrt{\frac{288,16}{T_n^*}} \bar{G}_m$$

и снимем с поля соответствующие значения $N_{\text{в пр}}$ (т.2).

4. Определяем, какую мощность развил бы при этом двигатель в выбранных условиях t_n и p_n на заданном режиме:

$$N_{\text{в изм}} = N_{\text{в пр}} \frac{p_n}{101,33} \sqrt{\frac{T_n^*}{288,16}} \frac{1}{\bar{N}_\text{в}}$$

5. Теперь нетрудно определить нормализующие коэффициенты для параметров ТВД на данном режиме, например

$$K_{N_\text{в}} = \frac{N_{\text{в изм}}}{N_{\text{в норм}}}$$

6. Затем задаются несколькими значениями t_n для другого p_n и повторяют те же действия, начиная с п. 2, до получения зависимостей вида:

$$K_{N_\text{в}} = f(t_n, p_n).$$

Аналогичным образом определяют нормализующие коэффициенты и для других параметров ТВД.

2.3. Экспериментальное определение НЗП ГТД путем поддержания стендовыми системами заданных значений t_n^* , p_n^* , M_n

Для такого определения НЗП не требуется никаких специальных методик. Получаемые непосредственными измерениями в САУ параметры на заданном режиме соответствуют индивидуальным НЗП данного двигателя. Их остается только сравнить с заданными ОТД на двигатели данной серии. Однако требования к необходимому испытательному оборудованию нуждаются в особых пояснениях.

Для снятия ВСХ, а также для проверки НЗП ГТД в стендовых и полетных условиях используют аэродинамические трубы (АТ) и термобарокамеры (ТБК).

Это как правило, весьма дорогие и сложные сооружения, напоминающие собой небольшие заводы. В СССР и РФ таким сооружениями для крупноразмерных двигателей (с $G_{в пр} > 50...200$ кг/с) располагают только центральные научно-исследовательские институты (например, ЦИАМ, ЦАГИ и т.п.). Стоимость 1 часа испытания в таких сооружениях зависит от потребного $G_{в}$ и составляют обычно от 1 тыс. до 15 тыс. у.е. Для мало-размерных ГТД (с $G_{в пр} < 3...5$) ТБК удается иногда соорудить на заводах (ФГУП Завод им. В.Я. Климova) и даже в вузах (СГАУ лаборатория №2). Существуют и частичные решения: стенды с поддувом и подогревом воздуха на входе в ГТД.

Рассмотрим в начале принципиальную схему аэродинамической трубы для испытаний авиационных двигателей (см. рис. 2.22). Она состоит из двух отсеков. В отсеке I устанавливаются кондиционированные условия p_n^* и T_n^* , соответствующие условиям полета, в отсеке II поддерживается давление p_n , соответствующее заданной высоте полета.

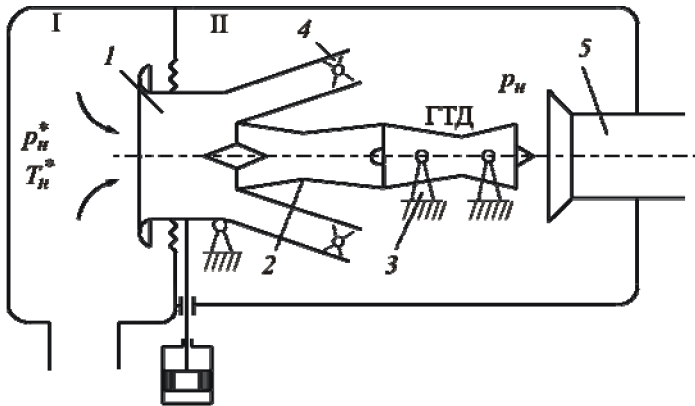


Рис. 2.22. Аэродинамическая труба для испытаний авиационных ГТД: 1 – рабочее сопло АТ; 2 – самолетный воздухозаборник; 3 – жесткий станок (тяга не измеряется); 4 – рабочее положение скачков уплотнения во внешнем диффузоре АТ; 5 – эжекторная выхлопная труба с отсосом газов из отсека II эксгаустером (эксгаустер – осевой вентилятор, создающий разрежение на входе)

Основной особенностью испытаний ГТД в аэродинамических трубах является то, что здесь помимо $T_n^* = T_n (1 + 0,2 M_{II}^2)$, $p_n^* = p_n (1 + 0,2 M_{II}^*)^{k/k-1}$ и p_n имитируется и скорость набегающего на воздухозаборник потока V_{II} ,

при этом компрессор ГТД имеет на входе как правило неравномерный входной поток (в связи, например, со скачками уплотнения, которые образуются в условиях сверхзвукового полета). Для того, чтобы в самолетном воздухозаборнике установилось расчетное сверхзвуковое течение, необходимо чтобы завершающий скачок уплотнения АТ устанавливался в выходной части внешнего диффузора. Такие стенды обслуживаются мощными компрессорно-эксгаустерными станциями. Типичный пример – сверхзвуковая АТ ЦИАМ.

Достоинства АТ:

- возможность сравнительно безопасно (по сравнению с ЛА) проверить характеристики опытного двигателя в расчетных условиях полета, в том числе по пропускной способности самолетного воздухозаборника;
- имитация на входе в ГТД неоднородности и пульсации полей скоростей и давлений соответствующих реальным условиям полета (влияющих на запас по помпажу).

К основным недостаткам сверхзвуковой аэродинамической трубы относятся:

1. Невозможность снимать полные характеристики двигателя с самолетным входным диффузором, если двигатель занимает большую часть рабочего участка трубы. Эта часть определяется так называемым коэффициентом загрузки трубы:

$$\bar{f} = \frac{F_{ГТД}}{F_{АТ}},$$

что приблизительно соответствует соотношению физических расходов воздуха через двигатель и аэродинамическую трубу в целом. Нормальный диапазон снятия характеристик двигателя совместно с воздухозаборником обычно обеспечивается без нарушения системы скачков в случаях, когда расход воздуха через трубу в 3 – 5 раз превышает $G_{в ГТД}$ ($\bar{f} < 0,2...0,35$). При $\bar{f} = 0,5...0,7$ снятие полных характеристик с входным диффузором чаще всего невозможно из-за нарушения системы скачков в рабочей части трубы.

2. Другим серьезным недостатком испытаний ГТД в сверхзвуковой аэродинамической трубе являются затруднения в точном измерении силы тяги из-за внешнего сопротивления, возникающего от набегающей струи, которая совершенно не соответствует величине $X_{внеш}$ на самолете. Поэтому на величину тяги $P_{изм}$ приходится вносить значительные поправки, которые понижают ценность эксперимента. Выходом из положения для больших двигателей является разбивка задачи решаемой в аэродинамической трубе на 2 этапа.

- Проверка и доводка характеристик двигателя в расчетных условиях полета вначале только в ТБК (где не имитируется система скачков уплотнения), но точно измеряется тяга.

- Последующая отработка совместной работы самолетного входа с двигателем или в АТ, или непосредственно на самолете, т.е. с системой скачков.

Высотно-скоростные натурные испытания ГТД в ТБК

Испытания в ТБК (см. рис. 2.23) отличаются от испытаний в АТ лишь тем, что здесь не имитируется скорость набегающего потока на двигатель – M_{II} . Испытание в ТБК проводят имитируя только давление окружающей среды p_n и заторможенные параметры воздуха на входе: p_n^* , T_n^* – соответствующие заданным условиям полета. Благодаря тому, что нет необходимости в организации системы скачков и создания внешнего диффузора в этом случае в ТБК возможно испытывать ГТД значительно больших размеров чем в АТ, при тех же мощностях компрессорно-эксгаустерной станции.

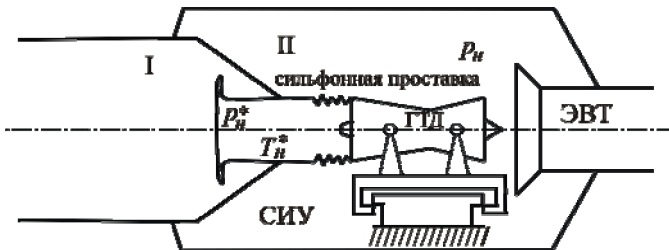


Рис. 2.23. ТБК с трубопроводом на входе

ТБК состоит из двух отсеков. В отсеке I создаются кондиционированные условия на входе (p_n^* , T_n^*), в отсеке II создаются условия, соответствующие полету на заданной высоте – p_n .

Для испытания ГТД в заданных условиях полета (M_{II} , H_{II}) двигатель выводят на расчетное значение n при T_n и обеспечивают перепад давлений

$$p_n / p_n^* = (1 + 0,2 M_{II}^2)^{\frac{k}{k-1}}$$

Примером современного испытательного оборудования является НИЦ ВВС им. Арнольда, в частности комплекс *ASTF*.

При его сооружении было смонтировано 17 550 тонн трубопроводов, длина сварных швов достигает 192 км. Трубопроводы перед стендами выполнены из нержавеющей стали, причем для этого потребовалось столько стали, сколько ее было произведено всей американской сталелитейной промышленностью за один квартал.

Для отсоса газов используется 12 осевых эксгаузеров производительностью $28\ 317\ \text{м}^3/\text{с}$ каждый и суммарной мощностью 284 МВт, снижающих давление в ТБК до высоты $H = 30\ \text{км}$.

При испытании двигателей для истребителей часовой расход энергии составляет 60...120 МВт ч, а при испытании ТРДД с большой степенью двухконтурности – 120...150 МВт ч. Годовой расход энергии равен 400 000 МВт ч (стоимость 1 МВт ч энергии $\sim 60\ \$$, т.е. 24 млн. \$).

В 1947 году было принято правительственное решение о создании в ЦИАМ экспериментально-исследовательского комплекса для испытаний всех создаваемых в отечественных ОКБ двигателей в имитированных высотно-скоростных условиях полета. Этот крупнейший в Европе испытательный комплекс вошел в строй в 1953 году.

По мере развития авиационных двигателей и повышения требований к их испытаниям совершенствовалось технологическое оборудование высотного комплекса. Значительно увеличилось число испытательных стендов и расширились их возможности.

Ввод в 1992 году новых холодильно-осушительных станций и турбохолодильных агрегатов позволяет подавать на стенды до 400 кг/с осушенного воздуха с температурой до $-60\ ^\circ\text{C}$, что позволяет проводить высотные испытания двигателей типа НК-93 большой тяги и высокой степенью двухконтурности.

В комплексе предусмотрены возможности для испытаний двигателей при имитации высоких скоростей полета до $M = 4$.

Располагаемое энергетическое оборудование комплекса позволяет проводить в ТБК испытания современных двигателей тягой до 25 т во всем диапазоне их эксплуатации по скорости и высоте полета. В процессе испытаний в ТБК изменяется режим работы в соответствии с траекторией полета самолета (набор высоты, пикирование, разгон), при этом непрерывно изменяются давление и температура на входе в двигатель и давление на срезе сопла. Специальное устройство создает неравномерное поле давлений и пульсации на входе в двигатель, характерное для данной эволюции самолета.

Вопросы

1. Что такое «нормальные значения параметров» ГТД?
2. В чем заключаются отличия трех основных способов определения НЗП ГТД?
3. Каков алгоритм определения НЗП по приведенной дроссельной характеристике?
4. Как используются «коэффициенты пересчета» для определения НЗП ГТД?

5. В какой последовательности проводятся эксперименты для определения «коэффициентов пересчета» ТРД и ТРДД?
6. В чем состоят особенности экспериментального определения НЗП ТВД?
7. Каковы этапы методики экспериментально определения «коэффициентов пересчета» для параметров ТВД?
8. Какими экспериментальными сооружениями можно получить НЗП ГТД в стендовых и полетных условиях?

ГЛАВА 3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕСУРСА И НАДЕЖНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

3.1. Эксплуатационные критерии надежности авиационных ГТД

Надежность и ресурс ГТД являются составляющими более общего показателя ГТД-качества.

Под надежностью авиационных ГТД чаще всего понимают только узкое понятие – его безотказность в работе, т.е. свойство изделия непрерывно сохранять работоспособность в течении всего заданного срока службы в заданных условиях эксплуатации. Безотказность в работе у авиационных ГТД весьма высокая. Так, например, по статистике ИКАО из 100 % авиационных катастроф за последние 15 лет, менее 10 % произошли за счет отказа двигателей.

Под ресурсом подразумевается обычно – срок службы двигателя между ремонтами в газочасах. Величина ресурса входит в состав ОТД двигателя.

Следует различать возможные и рациональные значения надежности и ресурса. На рис. 3.1 показано увеличение затрат в производстве и уменьшение затрат в эксплуатации, что в конечном итоге формирует минимум суммарных расходов и соответствующие оптимальные значения вероятности безотказной работы изделия $p(t)$.

В теории вероятности величину вероятности безотказной работы $p(t)$ отождествляют с надежностью: умножив на 100 – получим % безотказных изделий.

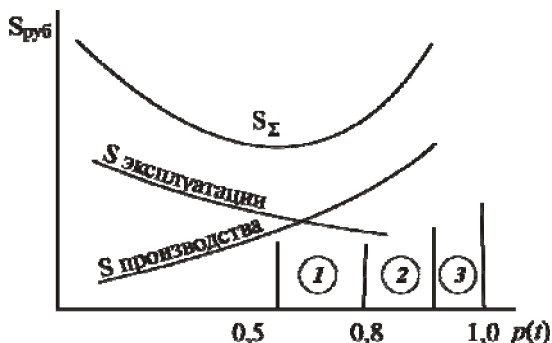


Рис. 3.1. К формулированию оптимальной вероятности безотказной работы

Отмеченные на рис. 3.1 зоны соответствуют следующим разделам техники: 1 – для быта; 2 – для авиации; 3 – для космоса.

Ниже в таблице 3.1 показано, как отражается требование безотказной работы на стоимости производства.

Таблица 3.1

Разделы техники	1	2	3
Конденсатор	1	10	15
Болт	1	9	12
Реле	1	8	13

Анализ досрочно снятых двигателей показывает следующие основные причины их выхода из строя:

1. Несовершенство конструкции.
2. Неудачная технология или нестабильность производства.
3. Низкое качество или нестабильность материала.
4. Дефекты комплектующих изделий (изделий смежников).
5. Нарушение правил эксплуатации и обслуживания двигателей.

Это в свою очередь у 80 % досрочно снятых двигателей приводит к:

- а) повышенной вибрации;
- б) усталостным разрушениям лопаток;
- в) дефектам маслосистем по опорам;
- г) исчерпанию длительной прочности лопаток;
- д) разрушению элементов камеры сгорания.

В качестве критерия эксплуатационной надежности принимают коэффициент досрочно снятых двигателей на 1000 часов эксплуатации

$$K_{\text{дсд}}^{1000} = 1000/T, \text{ где } T - \text{наработка на 1 отказ, } T = \frac{\sum_{i=1}^{N_o} t_i}{N_{\text{дсд}}}; N_o - \text{общее число}$$

эксплуатируемых двигателей; $N_{\text{дсд}}$ – общее число досрочно снятых двига-

телей; $\sum_{i=1}^{N_o} t_i = N_1 t_1 + N_2 t_2 + \dots$ – суммарная наработка снятых двигателей.

Статистика по известным ГТД выглядит следующим образом (табл. 3.2).

Таблица 3.2

ГТД	$T_{\text{дсд}}^*$	$K_{\text{дсд}}^{1000}$
Дарт (ТВД)	5000	0,2
Спей (ТРДД)	3000	0,33
Олимп 593 (ТРД)	2500	0,4
АИ-20 (ТВД)	11000	0,09
РД-3М (ТРД)	10000	0,1
Д-20П(ТРДД)	4000	0,25

3.2. Ресурсные испытания авиационных ГТД

Назначенным ресурсом двигателя (или его детали – напр. лопатки, диска) называют ожидаемую (расчетную) величину суммарной наработки до некоторого его предельного состояния, при достижении которого эксплуатация должна быть прекращена независимо от состояния ГТД. Такое понятие ресурса может быть удовлетворительно описано физическими или статистическими моделями только для отдельных деталей ГТД. Такие модели отражают исчерпание долговечности элемента с учетом его нагружения. Когда же переходят от элемента двигателя к такой сложной системе как ГТД, включающей в себя многие элементы с разнообразными процессами их нагружений, то понятие назначенного ресурса становится менее определенным. Поэтому его принимают равным минимальному значению назначенного ресурса у тех основных деталей ГТД, которые не подлежат замене.

В НЛГС «основными деталями» ГТД называют детали, разрушение, или последствия разрушения, которых могут привести к катастрофическим последствиям. К таким отказам относятся:

разрушение элементов ротора, обломки которых не удерживаются внутри корпуса;

нелокализованные пожары;

невозможность выключения двигателя.

К основным деталям, лимитирующим ресурс, чаще всего относятся рабочая лопатка турбины ВД и диск последней ступени турбины НД.

В связи с необходимостью отремонтировать часть (подлежащих замене) деталей двигателя в пределах назначенного ресурса, возникает необходимость в понятии так называемого межремонтного ресурса. Межремонтный ресурс – это ресурс определяемый временем наработки, в течение которого целесообразно (экономически) и допустимо (по надежности) использовать двигатель в данных условиях эксплуатации. Обычно межремонтные ресурсы ГТД подразделяют на «ресурс до 1 капитального ремонта (или 1-ый межремонтный)» и другие «межремонтные ресурсы». Во многих случаях за жизненный цикл двигателя в эксплуатации делают 2 ремонта, т.е. существуют 3 межремонтных ресурса.

При назначении ресурса ГТД важнейшим моментом является правильный учет взаимосвязи между величиной ресурса и надежностью [2]. Критерии, характеризующие выполнение двигателем основных функций и эксплуатационные затраты будут определять эффективность системы установления ресурса. То есть должна существовать оптимальная величина ресурса. В общем виде модель оптимизации ресурса ГТД с учетом такого свойства как надежность может быть сформулирована следующим обра-

зом: «экономическая эффективность ресурса должна быть максимально возможной:

$$S(\tau) \rightarrow \max \text{ при } \Phi_1(\tau) \geq \Phi_0,$$

где $S(\tau)$ – экономическая эффективность использования данного ресурса (которую следует максимизировать);

Φ_1 – критерий характеризующий выполнение ГТД своих функций с требуемой надежностью;

Φ_0 – предельно-допустимый уровень критерия Φ_1 ;

τ – величина ресурса, являющаяся в данном случае зависимой переменной.

Однако аналитическое установление оптимального ресурса является чрезвычайно трудной задачей.

На практике для того, чтобы достигнуть оптимального ресурса используют различные виды испытаний ГТД. На ранних этапах доводки ГТД при небольших его ресурсах, когда суммарная наработка газочасов невелика (что, как показывает опыт, соответствует и невысокой надежности двигателя), испытания ГТД ведут на первоначальный типовой ресурс: $\tau_0 = 125 \dots 500$ часов. У нас в РФ обычно это 150 часов – для гражданских двигателей и 50...100 часов – для двигателей ВВС.

3.3. Экспериментальная доводка опытных ГТД до 150-часового ресурса (τ_0)

В процессе такой доводки ГТД решаются 2 основные задачи:

1. Идентификация опытных образцов ГТД с их проектными математической моделями для внесения при необходимости изменений в конструкцию чтобы обеспечить получение запроектированных характеристик и свойств двигателя.

2. Выявление слабых мест, неудачных конструктивных и технологических решений и их устранение.

Доводка сопровождается значительными конструктивными изменениями (чертеж некоторых деталей иногда изменяют до 5 раз!).

Современными прогрессивными методами ускоряющими доводку являются

- а) поузловая доводка ГТД, параллельно с доводкой двигателя в целом;
- б) опережающая отработка газогенератора.

Процесс экспериментальной доводки авиационного двигателя условно разбивается на несколько основных этапов.

1. Апробация и отработка работоспособности конструкции до ресурса от нескольких часов до 1/4 первоначального типового ресурса τ_0

2. Отработка необходимых характеристик и эксплуатационных свойств двигателя при τ_0 (стендовые испытания). Получение требуемых ОТД.

3. Обеспечение уровня надежности и долговечности достаточного для начала летной эксплуатации (стендовые и летные испытания).

Последний этап включает в себя помимо серии специальных испытаний (тензометрирование, вибрографирование по запасам ГДУ и т.п.) также и проведение летных испытаний и нескольких длительных стендовых испытаний по 150-часовой программе эквивалентно-циклического испытания (ЭЦИ), которые завершаются ЧДИ и ГИ.

Типовое 150-часовое длительное испытание по проверке надежности двигателя и его пригодности к летной эксплуатации (по программе ЭЦИ – она эквивалентна приблизительно 600-часовой эксплуатационной программе) проводится этапами по 6 ч в зависимости от назначения ГТД и особенностей эксплуатации ЛА как показано на рис. 3.2.

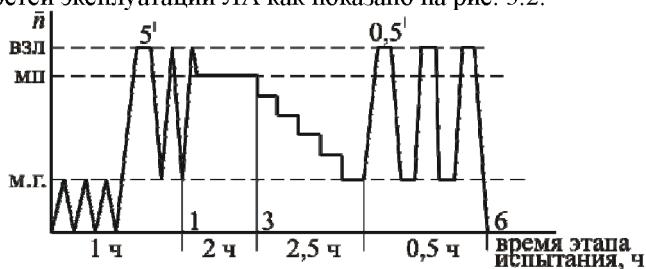


Рис. 3.2. Типовой этап программы 150-часовых ЭЦИ [2]

Ниже приведена суммарная наработка по режимам.

1. Взлетный – 18 ч 45 мин.
2. Максимальный продолжительный – 45 ч при $t_{н max}$
3. Крейсерские – 62 ч 30 мин. (не менее 15 установившихся режимов в интервале: между максимальным продолжительным режимом и режимом малого газа при включенных самолетных отборах воздуха).
4. Переходные режимы – 23 ч 45 мин. (запуски, примемист., сброс газа и земной малый газ).

Количество проб приемистостей – 300;
 запусков – 100;
 реверсов – 200.

За время испытаний должно быть выполнено 100 переключений средств механизации компрессора. На всех этих режимах должна быть обеспечена полная загрузка всех самолетных агрегатов. Не менее 25 % времени включается противообледенительная система.

Приведенные значения показывают значительную долю нагруженных режимов (взлетный и максимально продолжительный) – 42 %. Взлетный режим в этой программе составляет 12,5 %, тогда как в эксплуатации всего 4 %.

По окончании испытания двигатель разбирают и контролируют состояние деталей. Если во время испытания и по результатам дефектации деталей отклонений от ТУ не наблюдалось, дается положительное заключение о годности двигателя к началу летной эксплуатации. Доводка ресурса ГТД завершается сертификацией двигателей, т.е. установлением соответствия двигателя требованиям норм летной годности (НЛГС). (Фактически это означает положительную оценку результатов всех стендовых и летных испытаний).

В целом доводка авиационных ГТД – сложный и длительный процесс: от ее начала до эксплуатации на ЛА обычно проходит от 40 до 80 месяцев (3,5 – 6,5 лет!), а для Олимп-593 и НК-144 например составила около 140 месяцев!

Средняя стендовая наработка опытных образцов до начала летных испытаний за последние 20 лет находится на уровне 5000 часов, но иногда достигает 10 000 часов. Существует определенная статистическая зависимость (см. рис. 3.3) между доводочной наработкой газочасов и надежностью ГТД:

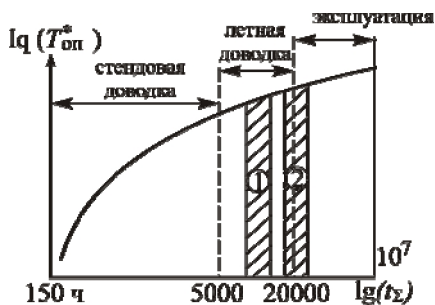


Рис. 3.3. Статистическая зависимость увеличения надежности ГТД ($T_{оп}^*$ – наработка на отказ в полете) и доводочной наработкой газочасов (t_{Σ})

При этом двигатель сертифицируется дважды ∈ сертификация двигателя до «установки на самолет». ∉ сертификация самолета вместе с двигателем «при его установке на серийный самолет».

Суммарная наработка до начала эксплуатации ГТД вместе с летными испытаниями достигает 13 000...20 000 часов. На доводку при стендовых и летных испытаниях сегодня расходуют в среднем 20 – 30 опытных образцов ГТД (для сверхзвуковых ЛА иногда до 60 – 70!).

Наработка на каждый опытный образец растет:

1950 – 60 гг. – 230 ч; в 1970 г. – 550 ч, 1987 г. – 2500 ч.

Однако методы доводки необходимо совершенствовать (резервы ее совершенствования имеются): пример – если к концу доводки наработка на отказ в полете $T_{оп}$ составляет 3000 – 6000 ч, то после нескольких лет серийного производства удастся увеличить $T_{оп}$ почти на порядок ($40...60 \cdot 10^3$).

3.4. Особенности проведения длительных испытаний на начальный ресурс ГТД сверхзвуковых ЛА

В условиях сверхзвукового полета на $H = 11$ км, температура на входе в компрессор T_v^* начиная с $M_{II} \cong 1,3$ превышает 288 К (+15 °С) и достигает величин 400...600 К при обычных M у современных сверхзвуковых ЛА (1,7...2,2), а величина p_v^* превышает 101,33 кПа при $M_{II} = 2,2$ даже на высоте $H_{II} = 16$ км.

Эти особенности приводят к тому, что при обычных стендовых испытаниях ГТД для сверхзвуковых ЛА температуры и давления в их проточной части будут ниже эксплуатационных, что не позволяет получить по результатам испытаний достоверную информацию о прочности деталей ГТД, его термодинамическом совершенстве и работоспособности систем. Поэтому наземные длительные испытания ГТД для сверхзвуковых ЛА стремятся проводить с имитацией высотно-скоростных условий, обеспечивая наддув и подогрев воздуха на входе в двигатель с помощью вспомогательных ТРДД (при 100 часовом длительном испытании ~ 30 часов с такой имитацией).

3.5. Длительные эксплуатационные испытания ГТД на повышенный ресурс

Цель таких испытаний – наращивание ресурса ГТД и его эксплуатационное обоснование. Как указывалось первоначальной основой для оценки предельно-возможных значений ресурса ГТД является расчетная долговечность дисков и лопаток турбины и др. ответственных «основных» деталей двигателя. Эти материалы по расчетной долговечности являются первоначальной основой оценки назначенного ресурса ГТД, т.е. расчетной величины ресурса до предельного состояния двигателя. Всякая доводка ГТД по межремонтному ресурсу может производиться только в пределах назначенного ресурса, т.е. до предельно допустимых расчетных величин наработки. В настоящее время ставится задача обеспечения при проектировании ГТД назначенного ресурса двигателя равного среднему ресурсу планера ЛА, т.е. до 30 000 часов. Расчетная долговечность дисков у некоторых современных ГТД давно уже соответствует 20 000...30 000 часам. Однако это нельзя сказать о многих других деталях ГТД. На ранних этапах эксплуатации ГТД применяют систему установления ресурса двигателя на основе величины ресурса наиболее слабого его элемента, работающего в самых напряженных условиях эксплуатации. В этом случае целью является увеличение межремонтных наработок двигателем. При такой системе доводки ресурса (см. рис. 3.4) двигателю устанавливают каждый раз новое фиксированное значение межремонтного ресурса по

достижению которого он направляется на разборку и ремонт вне зависимости от технического состояния. Например, для двигателя НК-86 были получены следующие количественные характеристики: $\tau_{\text{наз}}^{\text{нач}} = 2000$ ч; $\tau_{\text{наз}}^{\text{врем}} = 6000$ ч; $\tau_{\text{назн}} = 18000$ ч; $\tau_{\text{M1}} = 3500$ ч; $\tau_{\text{M2}} = 2500$ ч.

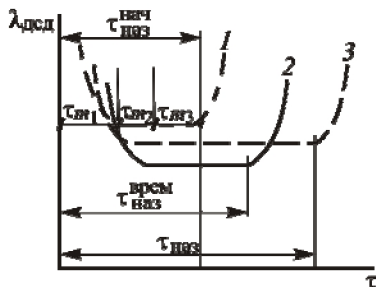


Рис. 3.4. К установлению дифференцированной величины ресурса: 1 – исходное состояние; 2 – увеличенный ресурс; 3 – расчетная характеристика предельного состояния

Для «основных» деталей ГТД начальную величину назначенного ресурса определяют на основе стендовой наработки большого числа полетных циклов (рис. 3.5):

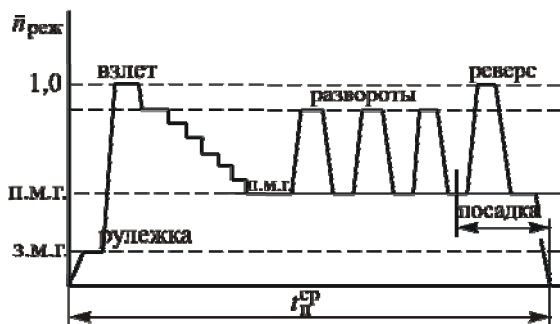


Рис. 3.5. Вариант стендовой наработки полетного цикла

Назначенный ресурс детали (в циклах) согласно НЛГС равняется

$$N_{\text{наз}} = N_{\text{исп}} \zeta / \eta_{\text{исп}},$$

где $N_{\text{исп}}$ – число испытательных циклов проведенных в стендовых условиях (экспериментально проверенная долговечность детали в системе ГТД);

ζ – коэффициент соответствия полетного и испытательного циклов по повреждаемости от малоциклового усталости – теплосмены и смены механической нагрузки ($\zeta = 0,4 \dots 1,0$);

$\eta_{\text{исп}}$ – коэффициент запаса по долговечности, значение которого зависит от числа экземпляров испытанных двигателей или деталей (узлов);

$\eta_{\text{исп}} = 3$, если испытанных двигателей 1; $\eta_{\text{исп}} = 2,5$, если испытанных двигателей 2; $\eta_{\text{исп}} = 2,0$, если испытанных двигателей 3.

Величина $N_{\text{нач}}^{\text{нач}}$ должна быть равна минимальному значению $N_{\text{нач}}$ у основных деталей ГТД не подлежащих замене, с запасом 1,2:

$$N_{\text{нач}}^{\text{нач}} = N_{\text{нач}}^{\text{мин}} / 1,2.$$

Величина начального назначенного ресурса ГТД в часах определяется как

$$\tau_{\text{нач}}^{\text{нач}} = t_{\text{п}}^{\text{ср}} N_{\text{нач}}^{\text{нач}}.$$

Межремонтные ресурсы устанавливают в пределах назначенного ресурса, при этом часто принимают $\tau_{\text{м1}} = \tau_{\text{нач}}^{\text{нач}} / 2$ (т.е. на начальных этапах доводки ресурса часто ограничиваются только 1 ремонтом). Эксплуатацию пассажирского ЛА начинают только тогда, когда $\tau_{\text{м1}}$ достигнет 1000 часов.

На конечных этапах доводки ресурса обычно $\tau_{\text{м1}} > \tau_{\text{м2}} > \tau_{\text{м3}}$.

В процессе дальнейшей доводки ресурса при эксплуатации ГТД на ЛА

$$N_{\text{нач}}^{\text{врем}} = \frac{N_{\text{э}}}{\eta_{\text{э}}} + N_{\text{исп}} \zeta / \eta_{\text{исп}},$$

где $N_{\text{э}}$ – число полетных циклов реализованных в эксплуатации на ЛА;

$\eta_{\text{э}}$ – коэффициент запаса учитывающий рассеяние свойств материалов и условий эксплуатации.

Указанную доводку ресурса осуществляют различными методами: путем опережающей наработки ресурса при эксплуатационных испытаниях на самолетах – лидерах, путем статистического анализа результатов эксплуатации и путем ускоренных ЭЦИ. Таким образом имеем следующие виды назначенных ресурсов $\tau_{\text{нач}}$: $\tau_{\text{нач}}^{\text{нач}}$, $\tau_{\text{нач}}^{\text{врем}}$, $\tau_{\text{нач}}^{\text{расч}}$.

3.5.1. Эксплуатационные испытания с опережающей наработкой ресурса на самолетах-лидерах

Цель таких испытаний – доводка ГТД на увеличенный ресурс.

1. После отработки «первыми» двигателями установленного ресурса до 1 капитального ремонта (1-го межремонтного ресурса – $\tau_{\text{м1}}$) они снимаются с самолетов, и отправляются в ремонт, а некоторые из них (2 – 4) разбирают для дефектации.

2. В дополнение к этому на 1 – 2 выработавших ресурс двигателях без разборки проводят стендовые испытания продолжительностью $\Delta\tau$, где $\Delta\tau$ – разница между действующим и увеличенным ресурсом (100...300 часов, а чаще 10 % $\tau_{\text{м1}}$). По окончании этих испытаний двигатели также разбирают и проводят дефектацию деталей.

3. При положительных результатах дефектации дается разрешение на летную эксплуатацию на самолетах-лидерах остальных двигателей до выработки увеличенного на величину $\Delta\tau$ ресурса (самолеты-лидеры – это как правило не пассажирские, а грузовые самолеты той же марки).

4. После выработки увеличенного ресурса все двигатели лидерного самолета дефектируют, а один из них без разборки нарабатывает на стенде еще 10...20 % от $\Delta\tau$.

Положительные результаты таких испытаний и удовлетворительное состояние деталей позволяют разрешить увеличенное (фиксированное) значение ресурса для всех двигателей данной модификации: $\tau_{Mf} = \tau_M^{нач} + \Delta\tau_i$. Такая система повышения ресурса с достаточной надежностью обеспечивает требуемую безопасность полетов.

Однако ей присущи и существенные недостатки: например, при больших ресурсах (2000...3000 ч) требуется слишком большой календарный срок для проведения всех требуемых проверок (ведь средний годовой налет всего 2600 часов в ГА, 200...400 часов в ВВС, а в настоящее время не больше 50 часов). Кроме того, получаемая при этом величина τ_M не зависит от дальности полета данного самолета, что не отражает истинной выработки ресурса.

Дело в том, что при рейсах с $t_{п}$ меньшей $t_{п\ рас}$ взлетный режим при взлете не должен вообще использоваться, т.к. взлетная масса самолета – M_0 при коротких рейсах за счет заправки меньшего количества горючего становится несколько меньше, поэтому возможен (и рекомендуется в НЛГС) взлет на максимальном продолжительном режиме. Однако пилоты часто по привычке используют взлетный режим и в этих случаях. Это сокращает ресурс например по дискам турбины ~ в 1,5 раза. На самолете Ил-86, чтобы этого избежать поставлен счетчик выработки ресурса. Который фиксирует выработку ресурса за каждый полетный цикл и сравнивает с той, которая должна быть по нормам в типовом случае. Это дисциплинирует пилота и приводит к более экономному расходованию ресурса. Тем более, что на коротких рейсах ресурс и так сокращается за счет увеличения числа циклов и доли использования повышенных режимов.

В настоящее время на самолетах внедряется цифровая система автоматического управления FADEC, которая благодаря применению бортового компьютера автоматически устанавливает режимы на взлете и наборе высоты, оптимальные по расходу топлива при данной загрузке самолета. Это позволяет экономить до 3...4 % залитого в баки топлива.

3.5.2. Метод повышения ресурса ГТД на основе статистических данных об отказах двигателей в условиях эксплуатации на ЛА

В этом случае анализируют статистический материал об отказах и дефектах всего парка двигателей рассматриваемой конструкции находящихся в летной эксплуатации. При этом с точки зрения повышения ресурса важнейшими статистическими характеристиками являются наработки на отказ: $T_{дсд}^*$, $T_{оп}^*$ (в часах).

Для больших совокупностей ГТД разных типов в ЦИАМ путем корреляционно-регрессионного анализа установлены важнейшие факторы определяющие связь величин $T_{дсд}^*$ и $T_{оп}^*$ с режимами и наработкой. Это значение t_{Σ} , $t_{п}$, r . Для одной из совокупностей двигателей было получено.

$$T_{дсд}^* = a_0 t_{\Sigma}^{0,28} t_{п}^{0,97} r^{-0,16},$$

где t_{Σ} – наработка газочасов (косвенно связана с ресурсом);

$t_{п}$ – длительность беспосадочного полета (определяет число циклов нагружения);

r – % использования максимальных режимов (определяет нагруженность ГТД).

Это подтверждает важную роль критериев $T_{дсд}^*$ и $T_{оп}^*$ при установлении ресурса. На их основе вычисляют безразмерные коэффициенты отказов на 1000 часов наработки: $K_{дсд}^{1000}$, $K_{оп}^{1000}$, ($K = 1000/T$). Уменьшение этого коэффициента характеризует повышение надежности двигателя..

Для хорошо доведенных двигателей коэффициент $K_{дсд}^{1000}$ достигает обычно значений 0,1...0,2, что соответствует $T_{дсд}^* = 5000...10\ 000$ часов ($K_{оп}^{1000} = 0,03...0,04$ соответствует $T_{оп}^* = 25\ 000...33\ 000$ часов).

На рис. 3.6 показан характер изменения $K_{дсд}^{1000}$ в процессе доводки ГТД по годам эксплуатации для двигателей, установленных на ЛА разных авиакомпаний.

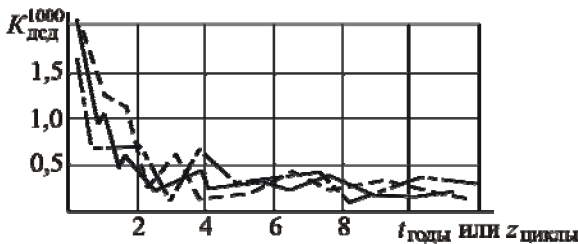


Рис. 3.6. Характер изменения коэффициента $K_{дсд}^{1000}$ для однотипных двигателей, эксплуатируемых на ЛА разных авиакомпаний

То есть через 3 – 4 года эксплуатации $K_{дсд}^{1000}$ стабилизируется на определенном уровне.

Когда значения $K_{дсд}^{1000}$ стабилизировались на «удовлетворительном» уровне ($K_{дсд}^{1000} \leq 0,4$), то как показывает опыт, целесообразно принять решение – повысить межремонтный ресурс ГТД на 200...360 часов. Для этого требуется убедиться на выборочных двигателях, что при этом действительно техническое состояние ГТД не меняется. В этих целях используют, например, метод опережающего налета на самолетах-лидерах. Продолжая

затем обработку статистики устанавливают влияние продления ресурса на изменение характеристик надежности данного ГТД. Если продление не привело к существенному возрастанию $K_{дсд}^{1000}$, то решение считается оправданным и после осмотра результатов разборки нескольких экземпляров ГТД продление ресурса официально утверждается разработчиком двигателя, ЦИАМ и эксплуатирующей организацией. Далее предпринимают аналогичные исследования и продлевают ресурс несколько раз пока $K_{дсд}^{1000}$ не начнет заметно возрастать. Тогда устанавливают его максимально-допустимое и рентабельное значение.

3.5.3. Стендовые ускоренные испытания по доводке и проверке ресурса ГТД [1, 2, 5]

Рассмотренным выше методом повышения ресурса ГТД при эксплуатации непосредственно на ЛА присущ тот недостаток, что эти испытания получаются сильно растянутыми во времени. Так для налета 3000 часов ресурса летной эксплуатации требуется больше 1 года. Т.е. почти в 2 раза медленнее, чем на испытательных станциях. Это не позволяет своевременно вносить улучшения в конструкцию двигателя при доводке его ресурса и надежности.

Традиционный же метод длительных стендовых испытаний по эксплуатационной программе или программе ГИ также охватывает значительный промежуток времени. Так, например, для испытаний ГТД с ресурсом 4000...6000 ч, даже при непрерывной работе по 18...20 часов в сутки (теоретический предел возможностей испытательной станции), требуется 6...12 месяцев. Поэтому для наработки ресурса в стендовых условиях на опытных заводах с 1963 – 69 гг. начали использовать методы так называемых «эквивалентно-циклических» испытаний, позволяющих доводить и проверять ресурс двигателя по результатам относительно коротких испытаний, но с повышенными нагрузками.

Разработанные на сегодня программы эквивалентно-циклических испытаний позволяют сокращать длительность доводочных ресурсных испытаний в 4 – 7 раз, а при больших ресурсах ГТД (до 10 000...15 000 ч) в 10 – 15 раз. Фирма Роллс-Ройс (Великобритания) в последние годы ведет ускоренные испытания не при $T_{г\ max}^*$, а при $T_{г}^* > T_{г\ max}^*$ на 80...90 К. При этом длительность эквивалентно-циклического испытания получается в 25 раз меньшей (за 12 суток путем 150 часового ЭЦИ проверяется наработка соответствующая в условиях эксплуатации 4000 ч!).

Прежде чем рассмотреть, как же составляется программа ЭЦИ необходимо вспомнить из раздела конструкционной прочности ГТД основные прочностные факторы лимитирующие ресурс двигателя.

Во-первых, это – длительная прочность деталей горячей части, которая лимитирует долговечность лопаток турбин, дисков, болтовых соединений и других деталей, работающих в условиях высоких температур. Предел длительной прочности $\sigma_{\theta/\tau}^t$ – это постоянное напряжение, приводящее к разрушению детали через промежутки времени τ при температуре T^* .

В условиях эксплуатации деталь работает различные промежутки времени τ_i при различных напряжениях σ_i и соответствующих температурах T_i^* (различных режимах). Опыт показывает, что при этом возможно применение линейной модели суммирования повреждений таким образом, что мера ресурса будет равна $\sum_i \tau_i / \tau_i^*$. Исчерпание ресурса произойдет при условии $\sum_i \tau_i / \tau_i^* = 1$.

Во-вторых, это – повторные статические нагружения. Нагружения с небольшой частотой $f < 0,2$ Гц и малым числом циклов $N < 10^5$, называются малоцикловой усталостью, которая отличается от обычной усталости также наличием в зоне возникновения дефекта повторных упругопластических деформаций. Малоцикловая усталость является причиной большинства возникающих на практике дефектов. На малоцикловую усталость нагружаются все детали с надрезами от механической обработки (замки лопаток, отверстия в дисках и т.п.), а также валы, сварные и литые детали (корпуса, опоры), при изменении режимов работы двигателя, т.е. при изменении частоты вращения ротора и температуры газа.

Наибольшие переменные нагрузки возникают при запусках, пробах приемистости, сбросах газа и т.п.

По аналогии с длительной прочностью, если вместо времени нагружения использовать число циклов N (N^* – число циклов до разрушения), в качестве меры исчерпания ресурса следует принять соотношение N/N^* .

Условию разрушения будет соответственно $\sum_{i=1}^n (N/N^*) = 1$.

В-третьих, это – термостойкость – лимитирующая долговечность деталей, испытывающих теплосмены (детали камер, турбин).

В-четвертых – выносливость (или усталостная прочность) которая определяет долговечность большинства деталей, подверженных колебаниям в роторах, статорах и подвеске при увеличенных частотах нагружения (с увеличением частоты нагружения сопротивление разрушению увеличивается).

При высокой частоте нагружения максимальные переменные напряжения в отдельных деталях возникают при резонансных частотах собст-

венных колебаний той или иной детали, а также при наличии срывных явлений в проточной части двигателя.

Наконец, последняя группа это – износ и контактная выносливость таких деталей как лабиринты, подшипники, шестерни и т.п.

Рассмотрим: о каких эквивалентных нагрузках при сокращенных испытаниях может идти речь для каждого из этих факторов.

1. Известно, что ресурс ГТД в основном определяется элементами горячей части двигателя и в первую очередь лопаток и дисков турбины. При этом длительная статическая прочность является одним из важных факторов определяющих ресурс турбины.

Экспериментально проверено, что длительную прочность деталей турбины можно во много раз быстрее подтвердить, если вести испытание только при $T_{г\ max}^*$ и n_{max} , т.е. проверять влияние максимальных статических напряжений при максимальных $T_{г}^*$. Так подсчитано, что у некоторых ГТД 100 часов работы на взлетном режиме эквивалентны по длительной прочности – 1000 ч летной эксплуатации.

Предел длительной прочности у жаропрочных сплавов благодаря ползучести изменяется по времени следующим образом (см. рис. 3.7).

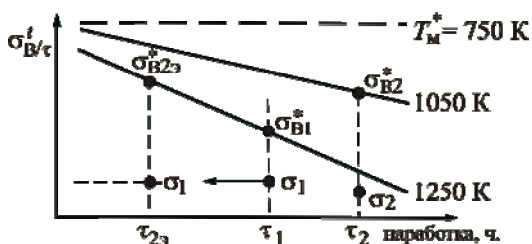


Рис. 3.7. К определению эквивалентных условий по фактору длительная прочность

Принцип замены наработки на нескольких режимах эквивалентной наработкой на одном (максимальном) был впервые разработан в ЦИАМ профессором Р. С. Кинасашвили. Поясним его идею расчета времени $\tau_{кв}$, т.е. эквивалентной длительности испытания. Пусть деталь работает при эксплуатации ГТД на ЛА τ_1 часов при температуре 1250 K и при этом испытывает напряжение σ_1 . Запас прочности при этом $n_1 = \sigma_{в1}/\sigma_1$. Эта же деталь работает также τ_2 часов при 1050 K с напряжением σ_2 и имеет запас прочности $n_2 = \sigma_{в2}/\sigma_2$. Исходя из предположения, что повреждаемость детали одинакова только при равных запасах прочности (так называемая гипотеза линейного сложения повреждаемости) приводим менее напряженный режим, к более напряженному. Для этого находим эквивалентное значение предела длительности прочности $\sigma_{в23}^*$, для 2-го режима но при

$T_M^* = 1250$ К, считая, что $\sigma_{B1}^* = n_1 \sigma_1$; $\sigma_{B2}^* = n_2 \sigma_2$, и используя запас прочности n_2 в условиях работы σ_1 , тогда $n_2 \sigma_1 = \sigma_{B2}^* > \sigma_{B2}^*$ откуда $\tau_{23} < \tau_2$ (см. рис. 3.7). В целом для двух режимов $\tau_{эКВ} = \tau_{2эКВ} + \tau_1 < \tau_2 + \tau_1$.

Таким образом, опасность разрушения детали будет одинаковой, если отработать при обычном длительном использовании время τ_1 и время τ_2 или отработать при эквивалентных испытаниях время τ_1 и время τ_{23} , которое значительно меньше τ_2 .

Факторы 2 и 3 характеризуют так называемую малоцикловую усталость. Для проверки влияния на длительную прочность повторных статистических нагружений и теплосмен на переменных режимах (приемистость, сброс газа и т.п.) как оказалось никаких эквивалентов не имеется, а требуется полное воспроизведение того их числа, которое имеет место при эксплуатации. Потому, что если Z – число циклов нагружений и теплосмен, то длительная прочность зависит от Z следующим образом (см. рис. 3.8).

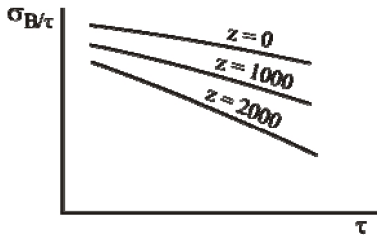


Рис. 3.8. Зависимость предела длительной прочности материала при $T_M^* = 1250$ К для различного числа циклов нагружений и теплосхем

Более того опыт ряда катастроф ЛА в последние 10 лет указал на необходимость введения запаса по числу циклов при испытаниях на малоцикловую усталость, соответствующих $C = 2 - 3$, а иногда и 5! Введение таких запасов определяется во многом разбросом свойств материалов в одной партии и неодинаковым влиянием технологической наследственности. Однако переменные режимы сами по себе никогда не определяли общую длительность обычного ресурсного испытания. Поэтому $C = 2 - 3$ практически не сильно влияет на длительность эквивалентноциклического испытания ГТД.

4. Выносливость большинства колеблющихся деталей обычно требует проверки их долговечности только до $20 \cdot 10^6 \dots 100 \cdot 10^6$ (цветные сплавы – $100 \cdot 10^6$) циклов, т.е. важно проверить влияние усталостных напряжений только при начальной наработке. Если деталь при действующем напряжении $\sigma_{дет}$ выдержала такое количество циклов, то при дальнейшей наработке циклов разрушение становится маловероятным (см. рис. 3.9).

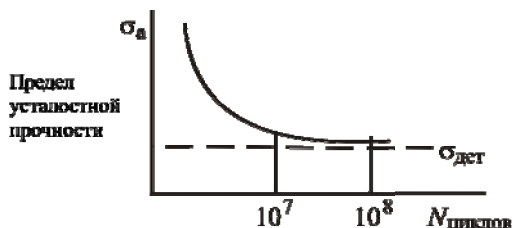


Рис. 3.9. Характер изменения предела усталостной прочности

Для такой проверки, как показывают расчеты, при типовых частотах вращения встречающихся на ГТД достаточно проработать лишь 20...30 часов испытания. Опытная проверка также показала, что максимальные переменные напряжения возникают при резонансных частотах, т.е. при частотах вращения ротора, совпадающих или кратных частотам собственных колебаний той или иной детали. Для выявления резонансных частот вращения ротора при испытаниях, приемлемы достаточно крупные промежутки в 250...300 об/мин (3...5 %), так как разброс по собственным частотам, например, в одном комплекте, лопаток достигает 10 %.

5. Для проверки износа и контактной выносливости эквивалентные условия можно получить соответствующей перегрузкой по $M_{кр}$ (в шестернях) по P (в подшипниках) и т.п.

Формирование программы эквивалентно-циклического испытания ГТД

Основой для разработки такого испытания является осредненный полетный цикл, представляющий собой изменение во времени давления и температуры воздуха на входе в двигатель, частот вращения роторов, тяги, расхода топлива и других параметров, характеризующих режимы работы двигателя на самолете.

На основании полетного цикла разрабатываются испытательный цикл: изменение во времени частот вращения роторов, положений регулирующих органов и условий на входе в двигатель при стендовых испытаниях, обеспечивающих воспроизведение повреждаемости, характерное для условий эксплуатации.

Можно выделить три основных принципа составления программы эквивалентно-циклических испытаний ГТД.

1. Увеличивается наработка двигателя на более нагруженных режимах (взлетный или максимально-продолжительный).
2. Вводится наработка на резонансных частотах, обеспечивающая при этом так же подтверждение достаточной усталостной прочности.
3. Проверка на малоцикловую усталость (повторные статические нагрузки и теплосмены) обеспечивается полным воспроизведением переходных процессов (запусков, приемистостей и способов нагрузки, вклю-

чения реверса и т.д.) с учетом коэффициента запаса по соответствию полетного и испытательного циклов.

Прочностной и термодинамический анализ ГТД показывает, что с учетом перечисленных прочностных факторов программа эквивалентно-циклического испытания должна состоять из небольших этапов, в каждом из которых проверяется влияние всех определяющих ресурс факторов.

Например, этап длительностью 2,5 часа повторяют 100 раз с остановками на 2...3 часа (для остывания – прогрева) и получают результат эквивалентный 1500 часовой программе длительного испытания, т.о. имеем в данном случае экономию по длительности наработки в 6 раз. Пример этапа ЭЦИ приведен на рис. 3.10.

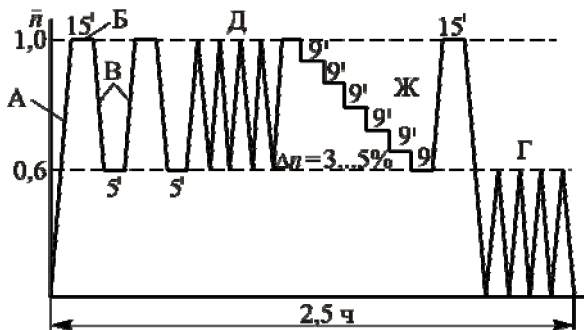


Рис. 3.10. Типовой этап программы ЭЦИ

Типовой этап (продолжительностью, например, 2,5 ч) состоит из нескольких характерных участков.

- А – холодный запуск с выходом на взлет;
- Б – работа на взлетном режиме;
- В – сброс газа и приемистость;
- Г – повторные запуски;

На этих участках в основном проверяется длительная прочность и малоцикловая усталость (повторные статические нагрузки и теплосмены) малоцикловая усталость

- Д – повторные приемистости (7 приемистостей);
- Ж – резонансные площадки для проверки режимов двигателя на резонансные напряжения (проверка на выносливость).

Т. о. в основном наработка идет за счет применения участков, проверяющих длительную прочность и повторную статику с теплосменами.

Если, например, в 1000-часовом типовом длительном испытании ГТД обычно имеется:

- 50 ч – взлетного режима (Б);
- 100 холодных выходов на взлет (А);
- 100 сбросов и повторных выходов на взлет (В);
- 1000 запусков (Г) и 1000 (Д) приемистостей,

то основная часть испытания – около 700...800 часов – это пониженные (крейсерские) режимы. В типовой эквивалентно-циклической программе (при длительности 250 газовых часов) может быть уже 100 часов взлетно-

го режима – остальные режимы те же, что и при нормальном испытании (ГИ), кроме режимов ниже взлетного, наработка на которых здесь существенно меньше (50...80 часов). Это означает, что на переменные и крейсерские режимы затрачивается всего $\tau = 150$ часов вместо 950 часов в нормальном испытании. За счет этого и получают основную экономию в длительных эквивалентных испытаниях.

ЭЦИ позволяют в короткие сроки выявить основные дефекты ГТД, проверить мероприятия по их устранению и оценить ресурс двигателя.

Сравнение дефектов проявляющихся на ГТД прошедших обычные эксплуатационные длительные испытания на полный ресурс и при ЭЦИ подтверждает целесообразность и высокую эффективность использования ЭЦИ для сокращения затрат времени на доводку ресурса двигателя.

Циклические испытания

Для проверки прочности элементов горячей части и роторов ГТД при малоцикловой усталости широко используются циклические испытания. Малая продолжительность цикла нагружения (см. рис. 3.11) позволяет воспроизвести их за короткое время много тысяч раз. Число циклов испытаний определяется как

$$N_{\text{исп}} = C N_{\text{рес}} / \eta,$$

где $N_{\text{рес}}$ – число циклов за проверяемую циклическими испытаниями величину ресурса;

C – запас по числу циклов;

η – коэффициент соответствия эксплуатационного и испытательного цикла (при циклических испытаниях не детали, а двигателя $\eta = 1$).

В практике английской и американской авиапромышленности такие испытания применяются как основная форма ускоренной экспериментальной проверки работоспособности авиационных ГТД позволяющих быстро оценить долговечность роторов и основных деталей горячей части двигателя.

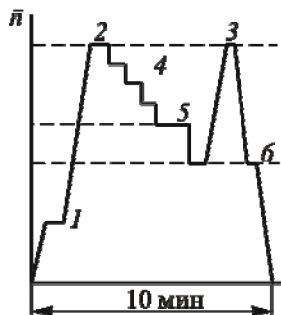


Рис. 3.11. Вариант испытательного цикла:
 1 – земной малый газ; 2 – взлетный режим; 3 – реверсирование тяги;
 4 – крейсерские режимы;
 5 – режим снижения;
 6 – полетный малый газ

3.5.4. Эксплуатация ГТД по «состоянию» как длительное испытание на истощение назначенного ресурса двигателя

При эксплуатации «по состоянию» техобслуживание, замена узлов и агрегатов, а также и ремонт (включая капитальный) проводятся в зависимости от фактического состояния каждого экземпляра двигателя, а не через заданное число часов. Дело в том, что при больших ресурсах ГТД (6000...10 000 ч) установление индивидуальных сроков ремонта двигателей становится объективной необходимостью так как увеличивается роль случайных отказов.

Зависимость надежности от ресурса для периода нормальной эксплуатации имеет следующий вид (см. рис. 3.12).

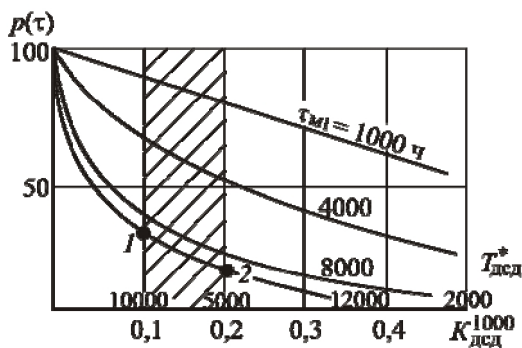


Рис. 3.12. Зависимость вероятности безотказной работы ГТД $p(\tau)$ от ресурса $\tau_{м1}$

При наработках на отказ ГТД $T_{дсд}^* = 10\ 000$ ч и ресурсе ГТД $\tau_{м1} = 10\ 000...12\ 000$ часов около 70 % ГТД (см. т. 1) не вырабатывают ресурса и попадают в ремонт из-за отказов досрочно. При $T_{дсд}^* = 5000$ ч досрочно будут сняты уже 90 % двигателей (см. т. 2). А ведь величины наработок $T_{дсд}^* = 5000...10000$ ч считаются типичными и удовлетворительными для современных ГТД!

Следовательно при больших ресурсах понятия фиксированного межремонтного ресурса теряет смысл, т.к. подавляющее большинство ГТД будет ремонтироваться раньше. Фактически это означает, что при $\tau_{м1} > 10\ 000$ ч ресурс перестает быть гарантом надежности.

Следует заметить, что применение принципа, так называемого, плано-во-предупредительного ремонта, требующего назначения фиксированного значения межремонтного ресурса для всех двигателей данной модификации, было продиктовано только стремлением обеспечить важнейшую для авиации проблему безопасности полетов. Однако этот принцип никогда не имел теоретического обоснования.

Недостаточная обоснованность назначения фиксированного ресурса двигателям постепенно была осознана в первую очередь эксплуатационниками, так как затраты на ремонт и обслуживание ГТД при увеличении наработки парка ЛА непомерно росли.

Первым шагом в правильном направлении было введение дифференцированного ресурса, учитывающего разную долговечность отдельных элементов двигателей, влияние различных условий эксплуатации и т.п.

Так, например, фирма Роллс-Ройс уже давно применяет понятие раздельного ресурса на разные элементы двигателя. Например, на ТВД Дарт, в течение установленного ресурса разрешалось через каждые 2000...3000 часов менять жаровые трубы камер сгорания.

В СССР было и в РФ сохранилось наиболее жесткое понятие ресурса. При этом требуется, чтобы в течение межремонтного ресурса не должна выходить из строя или заменяться ни одна деталь. А каждая деталь должна иметь расчетный запас долговечности на 3 межремонтных ресурса.

В связи с такими различиями в понимании ресурса естественно отличаются и цифры максимально достигнутых ресурсов: у самолетных ТВД в Великобритании межремонтный ресурс достиг 6000...8000 (но с заменой жаровых труб через 2000...3000 часов; у самолетных ТРДД – 4000...10 000 часов с осмотром горячей части через 4000) и у вертолетных ТВД – 1500 – 3000 часов (наиболее напряженная эксплуатация ГТД). В США у самолетных ТРДД – 2000...6000 часов (с осмотром горячей части через 4000 ч).

Без промежуточного осмотра через 4000...5000 часов за границей пока нет ни одного ГТД.

В связи с жесткими требованиями первый межремонтный ресурс у отечественных ГТД несколько ниже.

Т.о. переход от эксплуатации по регламенту, основанному на понятии фиксированного ресурса к эксплуатации «по состоянию» представляет собой постепенное развитие понятия ресурса ГТД (см. рис. 3.13).

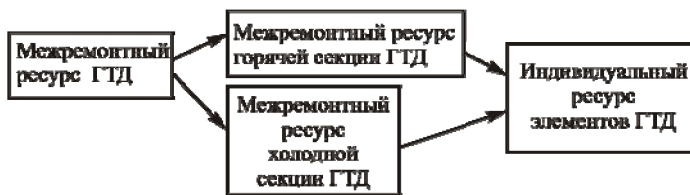


Рис. 3.13. Развитие понятия ресурса ГТД

В настоящее время эксплуатация ГТД производится как «по состоянию» (для изделий у которых можно средствами технической диагностики и контроля заблаговременно определить «безопасные разрушения»); при этом эксплуатация ГТД по состоянию сочетается обычно с профилактическим обслуживанием по регламенту отдельных модулей; так и по регламенту (для изделий у которых нет возможности обнаружить средств-

вами контроля «безопасные разрушения» и конструктивно не обеспечивается «безопасность отказов».

У нас в стране «по состоянию» эксплуатируются ГПУ на базе НК-8. Индивидуальный ресурс их достигает 10 000...20 000 часов, что связано с малым числом циклов нагружений и пониженными режимами. Основной дефект лимитирующий ресурс здесь, например, – разрушение (или коробление) жаровой трубы, что легко диагностируется по ΔT_T^* .

Основные проблемы возникающие при внедрении эксплуатации по «состоянию»:

1. Создание таких конструкций ГТД, которые имели бы контролепригодные и ремонтпригодные конструкции для такой эксплуатации.

2. Разработка надежных средств технической диагностики, которые позволяют своевременно выявить «безопасное разрушение» и сами не являются источниками дефектов.

Контроль состояния двигателя не должен превращаться в случайный набор измерений, устройств контроля, методов диагностики. Этот контроль должен образовывать систему взаимозаменяющих методов, тесно связанных с конструкцией двигателя, его назначением и характером использования. Для того чтобы полученная тем или иным способом информация о состоянии двигателей соответствовала поддержанию в эксплуатации требуемой его надежности, необходимо эффективно использовать эту информацию для принятия практических инженерных решений.

Вопросы

1. Какие виды ресурсов характеризуют авиационные ГТД на различных этапах жизненного цикла?

2. Какие задачи ставят в процессе доводки ресурса опытных ГТД и какими испытаниями они решаются?

3. Как влияет суммарная наработка опытных образцов ГТД на повышение их надежности?

4. В чем заключаются особенности эксплуатационных испытаний с опережающей наработкой ресурса на самолетах-лидерах?

5. Как продляют ресурс ГТД на основе статистических данных об отказах двигателей в условиях эксплуатации на ЛА?

6. Какие прочностные факторы лежат в основе эквивалентно-циклических испытаний по доводке и проверке ресурса?

7. Как определяются эквивалентные условия по фактору длительной прочности?

8. Как формируется программа эквивалентно-циклического испытания?

9. В чем сущность эксплуатации ГТД «по состоянию»?

ГЛАВА 4. МЕТОДЫ ДОВОДОЧНЫХ СПЕЦИСПЫТАНИЙ ГТД

Специспытания это особый вид испытаний ГТД на всякого рода предельные характеристики при оценке надежности двигателей. Объем специальных испытаний, которым подвергают ГТД в последние годы, значительно возрос. На сегодня насчитывается уже свыше 30 видов стендовых специспытаний ГТД и свыше 10 видов – летных, а в 50-х годах было всего только 8 – 10 видов специспытаний). Сюда входят: испытания по тензометрированию важнейших элементов ГТД, проверка работоспособности горячей части, испытания по проверке запасов газодинамической устойчивости, вибрационного состояния ГТД, акустические испытания, испытания по контролю эмиссии выхлопных газов и т.п. Работу ГТД проверяют также при подогреве масла до t_{max} и давлении p_{min} , подогреве топлива до t_{max} , в условиях ливневого дождя, обледенения, на попадание птиц и других посторонних предметов на вход и т.п.

Рассмотрим методы проведения важнейших видов специспытаний ГТД.

4.1. Специспытания по проверке запасов газодинамической устойчивости ГТД

Неустойчивая работа ГТД (помпаж двигателя) проявляется в виде колебаний давления в тракте или мощных газодинамических ударов и завершается остановом двигателя. Этот режим работы очень опасен, т.к. может приводить к поломкам лопаток компрессора или обгоранию лопаток турбины.

Потеря устойчивости вызывается различными элементами ГТД: воздухозаборником, компрессором, камерами сгорания. При этом в силу газодинамической связи потеря устойчивости в одном из элементов приводит к потере устойчивости ГТД в целом. В связи с этим в качестве критерия газодинамической устойчивости ГТД может быть принят критерий устойчивости работы одного из этих элементов двигателя. Именно поэтому в качестве критерия устойчивости ГТД принято использовать величину коэффициента $K_y = (\pi_k / G_{в пр})_{гр} / (\pi_k / G_{в пр})_{лрр}$ при $n_{пр} = const$ характеризующего устойчивость компрессора (см. рис. 4.1). При этом запас устойчивости вычисляют как $\Delta K_y = (K_y - 1) 100 \%$.

Следует отметить, что величины ΔK_y , полученные для вертикальных напорных ветвей компрессора ($\Delta K_y \pi_k$ – см. рис. 4.1) и для горизонтальных ($\Delta K_y G_{в пр}$ – см. рис. 4.2) не равнозначны с точки зрения чувствительности компрессора к возмущениям. Запасы ($\Delta K_y \pi_k$) значительно более устойчивы к возмущениям. Это указывает на условность формулы критерия K_y .

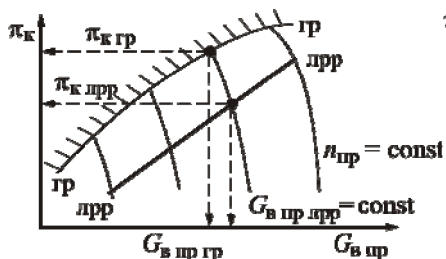


Рис. 4.1. Типичная характеристика высоконапорного компрессора с «вертикальными» напорными ветвями

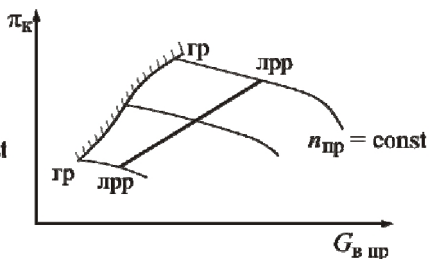


Рис. 4.2. Типичная характеристика компрессора с «горизонтальными» напорными ветвями

Обычное протекание $\Delta K_y = f(n_{пр})$ показано на рис. 4.3.

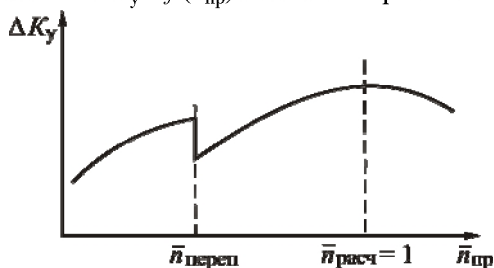


Рис. 4.3. Примерное изменение запаса устойчивости по $\bar{n}_{пр}$ ($\bar{n}_{переп}$ – относительная приведенная частота вращения, при которой открывается перепуск воздуха)

Существующие нормы по запасам устойчивости для отечественных ГТД были выработаны в начале 70-х годов. Согласно исследованиям ЦИАМ, ЦАГИ, ЛИИ и других организаций для расчета запаса устойчивости у каждого типа ГТД требуется учесть целый ряд факторов (общим числом до 18). При этом на каждой частоте вращения $n_{пр}$, полагают: $\Sigma \Delta K_y = \Delta K_{y1} + \Delta K_{y2} + \dots$ Среди этих факторов такие как запас на влияние самолетного воздухозаборника (до 6%), на разгон ротора $\Delta K_{y \text{ разг}}$ (при этом $\Delta K_{y \text{ разг}} = 0$ при $n_{пр \text{ max}}$), на запаздывание лент перепуска $\Delta K_{y \text{ пер}}$, на неточность установки углов РНА – $\Delta K_{y \text{ РНА}}$, на недостаточный прогрев ГТД – $\Delta K_{y \text{ x}}$; на влияние максимального угла атаки ЛА – $\Delta K_{y \text{ уЛА}}$, на производственные отклонения – $\Delta K_{y \text{ произ}}$ и многое другое. Расчеты норм запасов устойчивости для различных ГТД по указанной методике обычно дают потребные цифры до 15...18% для стендовых условий и 6...10% для полетных.

Величину $\Sigma \Delta K_y$ определяют следующим образом: наносят зависимости $\Delta K_{y_i} = f(n_{пр})$, соответствующие каждому из рассмотренных факторов при $H = 0$, $M = 0$. Огибающая всех кривых дает потребный запас $\Sigma \Delta K_y = f(n_{пр})$ (см. рис. 4.4).

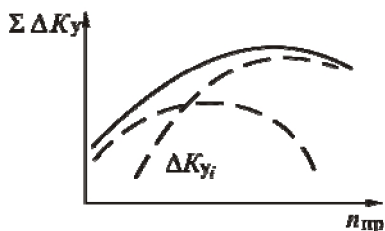


Рис. 4.4. К определению потребного запаса устойчивости с учетом всех расчетных случаев

При специспытании по определению запаса газодинамической устойчивости главным методическим вопросом является вопрос о том, как ввести двигатель в режим неустойчивой работы компрессора, т.е. режим не свойственный двигателю при нормальной работе и опасный в смысле возможности выхода его из строя.

4.1.1. Экспериментальное определение запасов устойчивости путем подъема линии рабочих режимов

В этом случае одновременно имитируют максимально-возможную в эксплуатации неравномерность на входе в двигатель. Для таких испытаний чаще всего используются сменные сопловые аппараты (СА) турбины, (а у ТРДД также и $F_{сП}$). Устанавливая на ГТД специальный СА турбины с сечением меньшим чем расчетное, можно линию совместной работы на характеристике компрессора при каждом значении $n_{пр}$ поднять ближе к границе помпажа. Однако зачастую, даже при 15 % зажатия СА, граница помпажа в стендовых условиях не достигается. Тогда $\pi_{к гр} = f(n_{пр})$ получают производя дозированные «забросы» топлива (для чего требуется специальная доработка топливной системы и системы измерений, позволяющая фиксировать параметры быстропеременных процессов). Известно, что на неустановившихся режимах ГТД, при забросе топлива линия рабочих режимов поднимается к границе помпажа в определенной пропорции от величины «заброса» топлива. Совместная реализация зажатия СА и дозированного заброса топлива имеет одновременно и ряд недостатков:

- а) заброс топлива недопустимо делать при n_{max} ;

б) существует опасность в некоторых случаях сжечь турбину даже при $n < n_{max}$, из-за плохого поля температур на выходе из КС;

в) плохой запуск ГТД.

В отдельных случаях с успехом применяют в качестве средства достижения границы срывных режимов – впрыск воды в камеру сгорания. Вследствие испарения воды и увеличения тем самым расхода рабочего тела, величина π_k возрастает на 1...1,5 % на каждый процент впрыснутой воды ($G_{воды} / G_{возд}$ 100 %). А так как, неиспарившаяся часть воды еще охлаждает лопатки турбины, то при впрыске можно даже заметно поднять $T_{г}^*$ чтобы достичь $\pi_{к гр}$. (Но вода должна быть дистиллированной, подаваться в большом количестве и вся испаряться!).

Проверять запасы устойчивости можно также путем изменения T_n (в ТБК или при наборе высоты в летных испытаниях) или наконец подводя дополнительное количество сжатого воздуха из стендовых систем – за компрессор (находит применение обычно только на малых ГТД).

Однако применение рассмотренных способов подъема линии рабочих режимов на современных высоконапряженных многовальных ГТД имеет ряд крупных недостатков:

1. Лопатки компрессора при поднятии ЛРР работают в области повышенных (ненормальных) вибраций, что ослабляет их прочность перед вводом в помпаж.

2. Лопатки турбины также перегружаются по тепловому состоянию.

3. Для 2 – 3 вальных двигателей требуется иметь сменные или регулируемые СА для 2 – 3 турбин.

4. Возникают проблемы с размещением форсунок впрыска воды. Для них трудно подобрать место, т.к. у высокотемпературных ГТД число топливных форсунок уже превышает 150 – 200 штук.

5. На высокотемпературных ГТД запас по $\alpha_{кс}$ так мал, что использование заброса топлива становится малоэффективным.

Все это привело к тому, что использование метода оценки устойчивости путем подъема линии рабочих режимов постепенно сокращается.

4.1.2. Экспериментальное определение запасов устойчивости путем создания предельных возмущений в потоке на входе в ГТД

Хотя методика расчета необходимого запаса по помпажу ΔK_y и учитывает влияние внешних возмущений, она исходит при этом из того, что компрессоры всех ГТД одинаково чувствительны к ним. Однако анализ случаев помпажа в эксплуатации показывает, что у некоторых ГТД с $\Delta K_y = 20\%$ фиксируются случаи помпажа, а у других с $\Delta K_y = 10\%$ – такие случаи отсутствуют (пример с Олимп-593 и ВСУ-2ПВ8 – $\Delta K_y = 10\%$).

Это свидетельствует о том, что неучтенным, но важнейшим фактором в методике расчета критерия ΔK_y является разная чувствительность различных компрессоров к внешним возмущениям. Т.о. величина ΔK_y не дает еще возможности надежно оценить запас устойчивости ГТД в условиях эксплуатации. В связи с этим в конце 70-х годов в ЦИАМ был разработан иной критерий устойчивости ГТД основанный на понятии предельных внешних возмущений воздушного потока возникающих на входе в ГТД при эксплуатации на ЛА. Для обоснования этого критерия рассмотрим факторы снижающие запас устойчивости.

Очевидно, что потеря газодинамической устойчивости ГТД при эксплуатации может происходить как за счет приближения линии рабочих режимов к границе устойчивости (рис. 4.5,а), так и за счет смещения самой границы устойчивости (рис. 4.5,б).

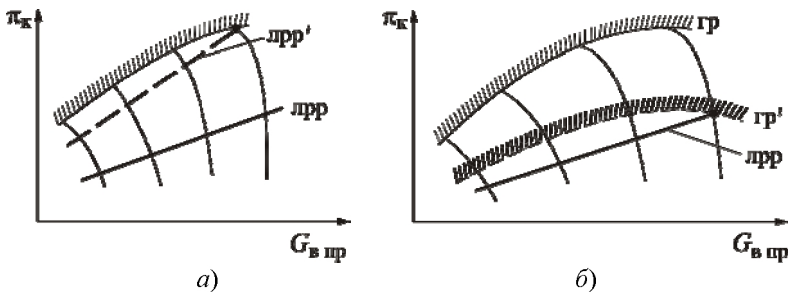


Рис. 4.5. Способы определения запаса устойчивости ГТД путем подъема линии рабочих режимов (а) и смещения границы устойчивости (б)

Первый случай чаще всего возникает под влиянием внутри двигательных возмущений и, если нет поломок в проточной части двигателя, обычно бывает связан с нештатной работой регуляторов ($G_{m_{кс}}$, $G_{m_{фк}}$, РНА, F_c , $G_{отб}$, и т.д.).

Второй случай, возникает под воздействием внешних возмущений. К ним относятся:

- боковой ветер при взлете, приводящий к срыву потока на обечайке воздухозаборника;
- вертикальные порывы и турбулентность атмосферы;
- полет самолета на больших углах атаки;
- при некоторых эволюциях самолета (скольжение и др.);
- при полете с V_{max} , в особенности при $M_{п} > 1,3$;
- при стрельбе и воздействии ударных волн;
- при возмущениях связанных с работой соседних двигателей;
- при попадании на вход выхлопных газов в случае реверса и т.п.

Эти факторы создают на входе в двигатель неравномерности полей скорости, давления или температуры, а также вызывают пульсацию этих параметров во времени. Статистика показывает, что наиболее часто происходят случаи помпажа ГТД в эксплуатации именно по причинам внешних возмущений. При этом наибольшую опасность представляют возникновение окружающей неравномерности и пульсаций на входе в ГТД. Так, например, окружающие неравномерности полей давлений ($\Delta p^*/p_{cp}^*$) или температур на входе в компрессор вызывают снижение запасов устойчивости благодаря взаимному смещению линии рабочих режимов (ЛРР), границы помпажа и напорной линии компрессора при $n_{np} = \text{const}$ (см. рис. 4.6).

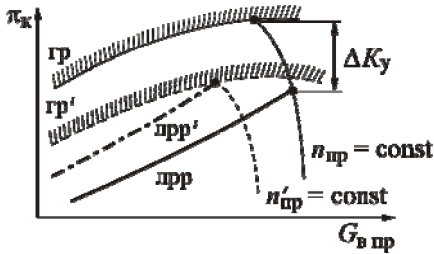


Рис. 4.6. Смещение линии рабочих режимов, границы устойчивости и напорной ветки компрессора под действием окружающей неравномерности полей давления и температур:

— — — $\Delta p^*/p_{cp}^* = 0$
 - - - - - $\Delta p^*/p_{cp}^* = 10$

Т.о. изменение запаса устойчивости при возникновении неравномерности на входе в ГТД определяется индивидуальной чувствительностью данного компрессора к такой неравномерности и происходит вследствие:

- Смещения границы помпажа;
- Смещения напорных характеристик компрессора;
- Смещение ЛРР.

При этом смещение ЛРР в верх происходит из-за повышения T_r^* , т.к. из-за неравномерности понижаются G_v и η_k , а регуляторы сохраняют $G_m = \text{const}$.

Чтобы уйти от индивидуальной чувствительности конкретного компрессора устойчивость ГТД оценивается по комплексному критерию, учитывающему структуру и величину внешних возмущений потока входящего в двигатель: $W = \Delta \sigma + \rho \varepsilon$.

В этом выражении параметр $\Delta \sigma$ оценивает величину окружающей неравномерность потока по давлению заторможенного потока p^* на стандартном радиусе (для ТРДД $\bar{r} = 0,6$); (у ТРД для $\bar{r} = 0,9$);

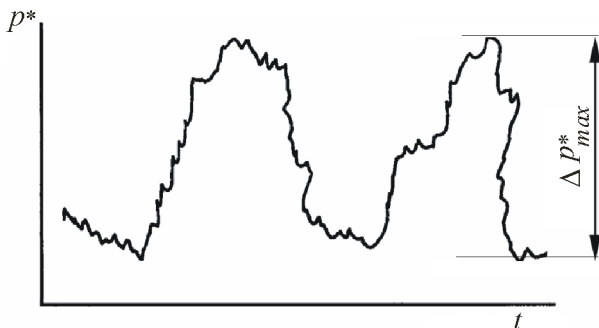
$$\Delta \sigma = \frac{p_{max}^* - p_{min}^*}{p_{cp}^*},$$

где p_{max}^* и p_{min}^* – максимальное и минимальное давление на данном радиусе входного канала;

p_{cp}^* – среднемассовое давление во входном канале.

Параметр $\varepsilon = \Delta p_{max}^* / 2 p_{cp}^*$ оценивает турбулентные пульсации потока в данной точке во времени по максимальной их интенсивности (см. рис. 4.7), где p_{cp}^* – среднее (во времени) давление на данном радиусе, а коэффициент ρ – весовой коэффициент, учитывающий комплексный характер критерия: принимают $\rho = 1$ для ТРД и $\rho = 2$ для ТРДД.

Рис. 4.7. Пример пульсации давления заторможенного потока во времени в данной точке



В процессе создания нового самолета модели воздухозаборников СУ продувают в аэродинамических трубах с имитацией условий полета самолета, наиболее напряженных с точки зрения устойчивости СУ. На основе этих продувок и материалов летных исследований аналогичных самолетов и СУ оценивают ожидаемые неоднородности входного потока и выражают их численно через параметр $W_{ожд}$.

В ходе доводочных и специспытаний ГТД с помощью специальных устройств постепенно увеличивают величину W . В результате достигают критического значения критерия – $W_{гр}$, при котором ГТД начинает терять устойчивость. Вычисляют запас устойчивости двигателя по отношению к внешним возмущениям

$$\Delta W = \frac{W_{гр}}{W_{ожд}} - 1 \quad (\text{при } n_{пр} = \text{const}).$$

Такие запасы устойчивости по параметру W определяют при стендовых специспытаниях с помощью специального входного коллектора с выдвижным затеняющим щитком – интерцептором (рис. 4.8), от латинского интерцессия – «пресекаю».

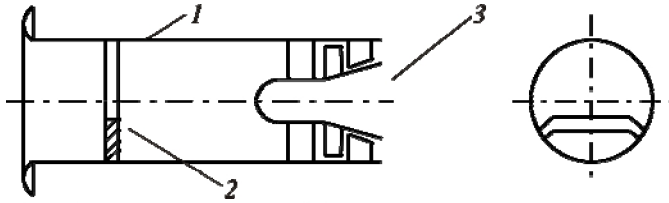


Рис. 4.8. Схема испытания ГТД с генератором неоднородности входного потока: 1 – воздухозаборник; 2 – интерцептор; 3 – ГТД

В результате получают границы устойчивости ГТД по внешним возмущениям.

4.2. Методы экспериментального определения акустических характеристик ГТД

Шум работающего ГТД превышает всякие санитарные нормы для жилого района. Поэтому при проектировании боксов для испытания ГТД, обеспечивают надежное глушение шума путем создания специальных систем звукоизоляции и систем шумоглушения. Для глушения шума ВРД на летательных аппаратах применяют специальные сопла и звукопоглощающие конструкции (ЗПК). Но проектирование средств шумоглушения не будет надежным, если не известны точные акустические характеристики ГТД, т.е. источника шума.

Шум ГТД особенно интенсивен в районе аэропортов. Интенсивность воздушного движения и частота рейсов в настоящее время быстро увеличивается. Современные большие аэропорты принимают и отправляют более 1000 самолетов в сутки. Звуковой след от СМС достигает в районе аэропорта 35...55 км. Непрерывно растут размеры самолетов и скорости их полета. Это требует все более мощных двигателей. Все это делает проблему снижения шума ГТД одной из важнейших в двигателестроении.

По существующим международным нормам шум ГТД, установленного на летательном аппарате, проверяется в трех контрольных точках (см. рис. 4.9).

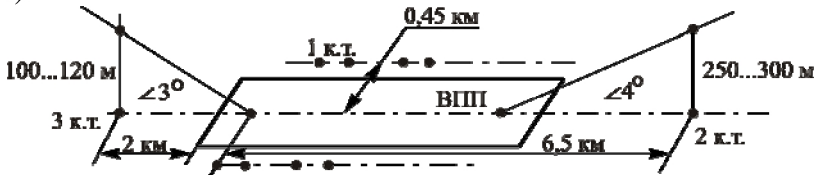


Рис. 4.9. Схема измерения шума ГТД, установленного на летательном аппарате

1 к.т. – на участке взлета с измерением шума на расстоянии $r = 0,45$ км по обе стороны от ВПП.

2 к.т. – при наборе высоты, в 6,5 км от начала разбега.

3 к.т. – при посадке, в 2 км от посадочного торца ВПП.

Так как на учебных занятиях по теории двигателей такой параметр ГТД как шум обычно не изучается, поэтому прежде чем рассмотреть существующие нормы на авиационный шум и специпытания по измерениям шума на авиационных ГТД, остановимся кратко на основных понятиях шума авиационных двигателей [8, 9]).

Что такое шум? Шум – это беспорядочное сочетание звуков различной частоты и силы. Количественно шум можно характеризовать с физической и физиологической сторон. Звук, как физическое явление, представляет собой волновое механическое движение частиц упругой сферы с частотами колебаний 16...20 000 Гц. Физические характеристики звуковых колебаний описываются следующими характеристиками.

Звуковое давление p (Па) – избыточное давление, возникающее в воздушной сфере при прохождении через нее звуковых волн. Интенсивность звука I (Вт/м²) – средний поток энергии в данной точке пространства в единицу времени через единицу поверхности, нормальной к направлению распространения звука

$$I = p^2 / (\rho a),$$

где ρ – плотность среды; a – скорость звука.

Шум, как физиологическое воздействие, характеризуют высотой – f , громкостью, тембром (т.е. областью частот), а также продолжительностью воздействия. Рассмотрим вначале монозвуки, т.е. простые звуки одной частоты.

Для удобства вычисления принято оценивать величину акустической мощности звукового давления и соответствующей силы звука не в абсолютных единицах, а в относительных. Измеренные таким образом величины называют уровнями. Так уровень силы звука измеряется в децибелах:

$$L = 10 \lg \left(\frac{I}{I_0} \right),$$

где I – интенсивность звука в Вт/м².

Это количество энергии, переносимой звуковой волной за 1 сек. через площадку в 1 м², перпендикулярную направлению волны; I_0 – условный порог слышимости (10...12 Вт/м²). (Верхний болевой порог восприятия звука человеческим ухом соответствует 100 Вт/м²). Это означает, что диапазон уровней силы звука, воспринимаемый человеком весьма широк и определяется величинами $L = 0...140$ дБ, что соответствует изменению интенсивности звука в 10^{14} раз.

На достаточном удалении от источника сила звука I уменьшается обратно пропорционально квадрату расстояния. Уменьшение силы звука I в два раза соответствует снижению уровня L на 3 дБ. При удвоении расстояния от источника уровень силы звука снижается на 6 дБ.

Обратим внимание: в энергию шума обычно переходит только ничтожная часть энергии потоков ГТД ($< 1\%$). Однако для современных ГТД излучаемая энергия при этом достигает 10...100 кВт и более. Ухо человека неодинаково чувствительно к звукам различных частот (сравните скрип ножа по тарелке и гудок океанского лайнера). Поэтому звук одинаковой силы L , но различной частоты f воспринимается человеком (а не прибором!) по-разному. Например, одинаково громким (см. рис. 4.10) воспринимается звук с $f = 100$ Гц и $L = 101$ дБ и звук с $f = 4000$ Гц и $L = 82$ дБ несмотря на то, что их интенсивность отличается в 80 раз! (человеческое ухо воспринимает звуки с частотой от 16 до 20 000 Гц). Одним из таких критериев, громкости, нашедшем широкое применение, является уровень воспринимаемого шума, выражаемый в PN дБ (*perceived noise*).

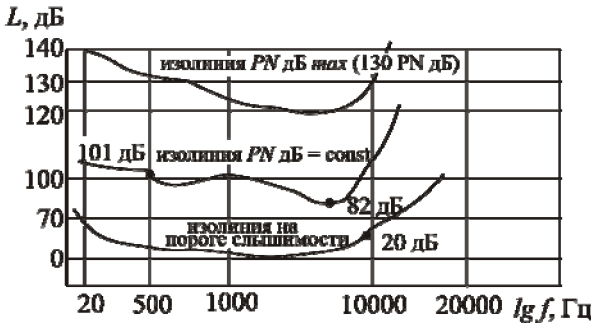


Рис. 4.10. Линии равной шумности в широком диапазоне частот

Источники шума в ГТД и их заглушение. Главными источниками шума в ГТД являются (см. рис. 4.11):

- аэродинамические шумы лопаточных машин и газовых потоков;
- шум нерегулярного горения.

Однако основной источник шума чаще всего – аэродинамические шумы ГТД (предполагается снизить шум ГТД до уровня аэродинамического шума ЛА). Акустическая мощность зависит в первую очередь от скоростей в тракте ($C_{\text{вых}}^8, n^4$ и т.п.) и от возникающей за лопатками периодической неоднородности потока. Как видно (см. рис. 4.11), максимальная интенсивность излучения шума происходит чаще всего под углом $\sim 30^\circ \dots 60^\circ$ к оси ГТД.

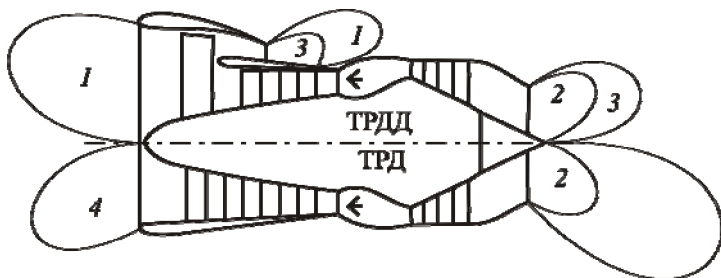


Рис. 4.11. Источники шума в авиационных двигателях:

1 – шум от вентилятора; 2 – шум от турбин;
3 – шум от выхлопной струи; 4 – от компрессора

Задача снижения шума реактивной струи может относиться к двигателям следующих типов: ТРД, ТРДД, ТРДДФ и ТРДД с малой степенью двухконтурности. Двухконтурные двигатели с $m = 4$ и больше, в силу существенного снижения скорости на срезе сопла C_c , не нуждаются в специальных средствах шумоглушения реактивной струи.

Главный принцип шумоглушения выхлопной струи остальных, названных выше двигателей, заключается в сокращении начального участка этой струи и в организации быстрого перемешивания выходящих газов с воздухом. Общий принцип создания для этого сопел заключается в преобразовании круглого сечения выходной струи в струю со сложным поперечным сечением. Это позволяет разделить ее на несколько струй, повысить эффективность их перемешивания с эжектируемым воздухом и уменьшить скорость. Естественно необходимо учитывать при этом и отрицательные моменты: рост гидравлического сопротивления, некоторая потеря тяги (1...3 %), рост массы двигателя.

Уменьшить шум от лопаточных машин можно двумя путями: снижением шума в источнике и путем применения внешних шумоглушащих устройств.

Для снижения шума в месте его зарождения используют несколько путей.

1) Для ТРДД с $m = 4$ и больше применяют одноступенчатый вентилятор без входного направляющего аппарата. Наряду с уменьшением шума такой подход снижает массу двигателя.

2. Увеличивают осевой зазор между лопатками рабочего колеса компрессора и направляющего аппарата (НА). В ТРДД НА вентилятора и первых ступеней компрессора отодвигают от соответствующих рабочих колес на 1...2 хорды рабочего колеса.

3. Подбирают разное количество лопаток рабочего колеса и НА, устанавливают лопатки НА под углом к радиусу и другие подобные средства.

Аналогичные мероприятия выполняют и в турбинах.

В настоящее время для внешнего глушения шума вентилятора, компрессора и турбины внутренние поверхности воздухозаборника и вход-

ных каналов снабжаются звукопоглощающей (акустической) облицовкой. Разработаны многочисленные варианты таких облицовок, состоящих из сотовых конструкций и перфорированной или пористой облицовки, которые используют резонансный принцип поглощения звука.

Естественно, применение звукопоглощающих конструкций, частично решая проблему шума, приводит к увеличению массы силовой установки, к росту потерь в каналах, т.е. к росту удельного расхода топлива.

Измерение акустических характеристик ГТД при летных испытаниях. Это наиболее точный вид измерений шума ГТД. При этом микрофоны устанавливаются в 1, 2 и 3 контрольных точках.

Измерения шума производят специальными приборами-шумомерами, которые определяют уровни звукового давления. Их типичная блок-схема приведена на рис. 4.12.

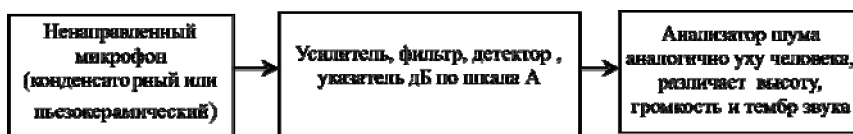


Рис. 4.12. Блок-схема шумомера

Для анализа спектров шума записывают на магнитофонную ленту. Но чаще при оценке норм измеряют только интегральный уровень шума (суммируя акустические мощности разных частот в электроприборе) – L_A . При включении шкалы А шумы разных частот интегрируются путем сложения электрических токов с использованием специальной корректуры на равную громкость при любых частотах

Однако в спектре общего шума ГТД помимо широкополосных шумов вызываемых движением турбулентных потоков в тракте встречаются и дискретные составляющие, которые возникают к сожалению чаще всего в области частот > 1000 Гц (см. рис. 4.13), то есть там, где чувствительность уха наибольшая.

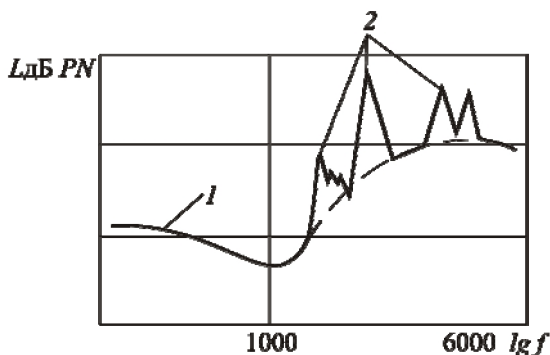


Рис. 4.13. Типичный спектр шума ГТД:

1 – линия широкополосного шума; 2 – дискретные составляющие

Возникновение дискретных составляющих шума связано с прерывистым характером обтекания потоком каждой лопадки в лопаточной решетке и их взаимодействием. Уровень воспринимаемого шума PN дБ может при этом повысится еще на 9...15 дБ по сравнению с уровнем непосредственно замеряемым шумомерами. Введя учет дискретных составляющих, а также продолжительности воздействия, уровни шума в отличие от PN дБ обозначают EPN дБ (эффективный).

Кроме того излучение шума ГТД зависит от места расположения шумомера (расстояние от источника и угол направленности).

Шум дискретных составляющих в источнике снижают путем конструкторских мероприятий. Среди них: подбор окружной скорости – U , напорности – H , ликвидация ВНА, увеличение осевых зазоров, разношаговость – подбором t , саблевидность и т.д. Внешнее заглушение осуществляется путем введения в каналы и мотогондолы специальных звукопоглощающих облицовок, а также (что не менее важно) путем специальной техники пилотирования ЛА. Однако перечисленные мероприятия еще не позволили обеспечить полное выполнение норм шума на большинстве эксплуатируемых в настоящее время самолетов.

Учитывая, что ЛА может превышать норму в одних контрольных точках и перевыполнять в других, их сравнивают на удовлетворение нормам по $\Sigma EPN_{I+II+III}$. Ниже в таблице приведены измеренные значения шума в 3-х контрольных точках для некоторых ЛА.

ЛА	I контрольная точка	II контрольная точка	III контрольная точка
Ту-154 ($M_0=86$ т) НК-8-2У	97,8	101	106
Ил-62М ($M_0=157$ т) Д30-КУ	95,2	106,9	103,5
Ил-86 ($M_0=210$ т) НК-86	104,2	107,4	105,1
L-1011 ($M_0 = 186$ т) RB-211-22B	95	95	102
B-747-100 ($M_0 = 352$ т) JT9Д-7А	102	107,8	106,9

А на рис. 4.14 показаны нормы значений уровней шума самолета (в качестве примера, в 1 контрольной точке) в соответствии со стандартом ИКАО.

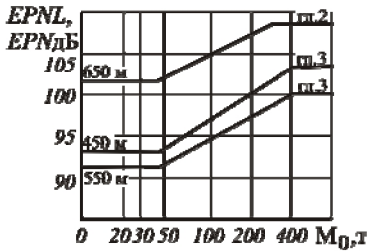


Рис. 4.14. Нормы уровней шума по ИКАО в 1 контрольной точке

Они стали существенно жестче, но им должны удовлетворять только новые самолеты.

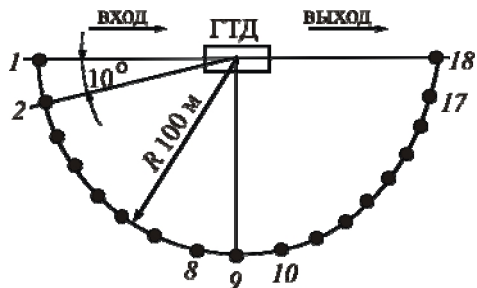
Доводка акустических характеристик ГТД при стендовых испытаниях. Применение рассмотренных методов борьбы с шумом ГТД, ориентированных по конечным результатам на выполнение норм ИКАО, должно иметь возможность оперативного промежуточного контроля. Для этого, после проведения мероприятий по борьбе с шумом, акустические характеристики ГТД определяют на специальных открытых стендах. Их особенности:

1. Они имеют внушительные размеры: 500×500 м с отсутствием вблизи границ площадки леса или деревьев.
2. Требуется бетонированная площадка вокруг станка в радиусе 100 м.
3. Необходимо располагать измерительные приборы по сложным схемам с подземными коммуникациями.

Естественно, что создать такой стенд в районе жилого массива, как правило не удастся. На рис. 4.15 показана схема измерений на акустическом стенде.

Рис. 4.15. Схема расположения точек измерения шума:

- 1...10 – подвижные микрофоны на телескопических мачтах, установленных на дистанционно управляемых тележках, которые движутся по рельсам в специальной траншее;
- 9 – неподвижный микрофон на телескопической мачте высотой до оси двигателя 0,5 м



Двигатель устанавливается на силоизмерительном станке на высоте $H = 4,5$ м по оси. Точные измерения тяги и расхода топлива необходимы, так как акустические мероприятия обычно отражаются на ОТД ГТД.

Во время работы ГТД замеры спектры звукового давления в 18 точках, т.е. через 10° на радиусе 100 м. В результате получают матрицу звуковых давлений. Затем уровни звукового давления приводят к САУ ($t_n = 15^\circ\text{C}$ и $\varphi_d = 70\%$). Специальная методика, разработанная в ЦАГИ, позволяет по такой матрице определить эффект того или иного акустического мероприятия в каждой из 3-х контрольных точек.

Однако в условиях стендового испытания не учитывается:

- влияние спутного потока на шум ГТД;
- влияние шума планера;
- влияние разной интерференции шумов в условиях стенда и условиях полета.

Тем не менее такие стенды подтвердили свою эффективность при акустической доводке ГТД.

Наряду с проверкой акустических мероприятий в составе одного двигателя необходимы акустические исследования его элементов. Они проводятся на специальных стендах – безэховых звукоизолированных камерах.

Вопросы

1. Каково назначение специальных испытаний ГТД?
2. Какие мероприятия используют при экспериментальном определении запаса устойчивости ГТД путем подъема линии рабочих режимов?
3. Как определяют запас устойчивости при создании предельных возмущений в потоке на входе в ГТД?
4. Как контролируют шум ГТД, установленного на летательном аппарате?
5. Чем характеризуется шум?
6. Какими средствами уменьшают шум ГТД?
7. Как проводят проверку эффективности мероприятий по снижению шума ГТД?

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Солохин Э.Л.** Испытание воздушно-реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1975. –356с.;
2. **Испытания воздушно-реактивных двигателей/** А.Я. Черкез, И.И. Онищик, Е.М. Таран и др. – М.: Машиностроение,1992. –304с.
3. **Седов А.И.** Методы подобия и размерности в механике. - М.: Наука, 1972.
4. **Акимов В.М.** Основы надежности газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.
5. **Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И.** Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 392 с.
6. **Павлов Ю.И., Шайн Ю.Я., Абрамов Б.И.** Проектирование испытательных стендов для авиационных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 151 с.
7. **Шишков А.А., Силин Б.М.** Высотные испытания реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1985. – 208 с.
8. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей /В.М. Акимов, В.И. Бакулев, Р.И. Курзинер и др.; Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
9. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. Кн. 3. Основные проблемы: Начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД/Под общ. ред. В.В. Кулагина — М.: Машиностроение, 2005. – 464 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

Атмосферные условия 22, 23
Автомодельность 28
Аэродинамическая труба 59. Схема 59.
Сверхзвуковая 60. Недостатки 60.
Коэффициент загрузки 65.
Акустическая мощность звукового давления 93, 94.

Б

Безотказность 64

В

Влажность
– удельная 31
– относительная 31

Влияние
– температуры 22
– изменения геометрических размеров 24
– атмосферного давления 28
Вентилятор 6
Вибрация 9
Выносливость 75, 77
Важнейшие воздействия, искажающие характеристики ГТД 21
Вероятность безотказной работы ГТД 81
Величина наработок 82
Верхний болевой порог восприятия 93
Влажность 29, 30

Г

Газогенератор 8
Газодинамическая устойчивость 85, 87
Глушители аэродинамического шума 19
Гидротормозной стенд 54, 55
Генератор неоднородности входного потока 91, 92

Д

Давление 30
Доводка 9. Задачи 9, 10. Конечная цель 10. Время 11
Допуски на изготовление и сборку серийных ТРД 28
Доводка акустических характеристик ГТД 98

З

Запас
– по долговечности 71
– учитывающий рассеяние свойств 71
– материалов и условий эксплуатации 72
Закон управления 35, 32, 36
Звукопоглощающие конструкции 92
Звуковое давление 93

И

Испытания.
Задачи 11. Регламентирующие документы 16. Программа 17. Технологическая карта 17. Протокол 17. Цикл 78.
– государственные 11
– узловые 7
– поузловые 9
– газогенератора 9
– высотно-скоростные 15
– серийных ГТД 12
– кратковременные 12
– климатические 15
– предъявительские 12
– квалификационные 13
– периодические 14
– заводские периодические по проверке ресурса и данных 14
– технологические 14
– специальные 14
– эксплуатационные 15
– высотно-скоростные натурные в ТБК 61
– стендовые ускоренные 60
– эксплуатационные с опережающей наработкой ресурса 72
– эквивалентно-циклические 75, 78, 79
– по тензометрированию 85

- акустические 85
- циклические 81

Исследовательский эксперимент 7
Испытательный стенд 8, 16, 17, 18

К

- Коэффициент
- частный поправочный 39, 40
 - нормализующий 43
 - весовой 91
 - учитывающий относительную стоимость НИР 7
 - трения 29
 - пересчета 43, 44, 45, 46, 47, 48
 - загрузки аэродинамической трубы 60
 - досрочно снятых двигателей 64
 - соответствия полетного и испытательного циклов 71
 - запаса по долговечности 71
 - запаса учитывающий рассеяние свойств материалов и условий эксплуатации 72
 - отказов 74
 - соответствия эксплуатационного и испытательного цикла 81
 - весовой 91

КПД 27
Критическая скорость звука 32, 33
Классический ТВД 37

Л

Ламинарное течение 29
Линии рабочих режимов 85

М

Малоразмерный ГТД 26
Межремонтных наработок двигателем 70
Максимальные переменные напряжения 78
Малоцикловая усталость 75
Математические модели 66

Н

Научно-исследовательские эксперименты 6
Насыщенный пар 31
Нормальные значения параметров ГТД 42
Нормализация 43
Незакапотированный ТВД 54
Надежность ГТД 64

О

Опытные ГТД 42
Относительная стоимость НИР 7
ОТУ-81 16
Опытные ТВД 54
Основные технические данные 20

П

Поток

- ламинарный 29
- турбулентный 29

Приведенные параметры 31
Площадь соплового аппарата 26
Последствия разрушения 66
Погрешность серийного производства 28
Приборы-шумомеры 96, 97
Проверка работоспособности горячей части 85
Программа испытаний 16
Помпаж двигателя 85
Полетный цикл 71
Потеря газодинамической устойчивости ГТД 89
Прочность длительная 75, 76, 77, 78, 80

Р

Режим

- эксплуатационный 17
- максимальный 17, 42
- взлетный 17, 42
- максимальный продолжительный 17, 42
- крейсерский 17, 42
- малый газ 17, 42
- форсажный 50

Расход топлива 39
Рабочий процесс 6

Ресурс 64.
Развитие понятия 83.
– назначенный 71
– межремонтный 66, 74
– оптимальный 66
– первоначальный типовой 67
– повышенный 70
– начальный назначенный 70
– фиксированный 82

Радиальный зазор 24, 25, 27
Регулирующие факторы 35
Регулируемые параметры 35
Расчетной долговечности 70

С

Стоимость опытно-конструкторских работ 7
Самолеты-лидеры 15
Схема испытательного стенда 18
Силоизмерительный станок 19
Система автоматического управления ГТД 34
Скачок уплотнения 60
Серийные ГТД 6, 11, 12, 13, 16, 20, 21
Ступень компрессора 7, 30, 95
Ступень турбины 65
Стенд 7
Смеситель ТРДД 9
Степень повышения давления в компрессор 21
Степень подогрева воздуха 21
спектр шума 95
Сертификация двигателя 69
Соответствия полетного и испытательного циклов 71
Специспытания 85
Сопловые аппараты 87
Способы определения запаса устойчивости ГТД 89
Схема измерения шума ГТД 92
Сила звука 93

Т

Турбулентное течение 29
Температура
– воздуха 22, 62, 69
– элементов ГТД 24
– за турбиной 36

Термометрирование 9
Теория газодинамического подобия 38
Термобарокамера 58
Термостойкость 76

У

Утечки в проточной части ГТД 26
Усталостная прочность 76
Условный порог слышимости 93
Удельная тяга 21
Упругая деформация 24

Ф

Форсажный режим 49

Х

Характеристики
– дроссельные 16, 42
– высотно-скоростные 16
– климатические 16, 55

Ц

Цифровая система автоматического управления 73

Ч

Число Рейнольдса 28, 29, 30, 31
Частота вращения 24

Ш

Шум 92, 93. Источники 94. Пути снижения 95.

Э

Экономическая эффективность 67
Экспериментальная доводка 67
Эксплуатация по «состоянию» 82
Экспериментальные методы 42
Экспериментальные характеристики 22

Учебное издание

*Григорьев Владимир Алексеевич
Бочкарев Сергей Константинович*

*Маслов Валентин Григорьевич
Морозов Илья Игоревич*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ ДАННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Учебное пособие

Редакторская обработка *Н.С. Куприянова*
Доверстка *Т.Е. Половнова*

Подписано в печать 14.11.2006 г. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Усл. печ. л. 6,1. Усл. кр.-отт. 6,3. Уч.-изд.л. 6,5 .

Тираж экз. Заказ . Арт. ИП-44(1)/2006

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.