

**МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ**

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П.КОРОЛЁВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» (СГАУ)**

А.И. БЕЛОУСОВ

**НАДЁЖНОСТЬ
АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК**

Учебное пособие

Самара 2011

УДК 621.431.75 (075)

ББК 39.55

Б 438

Белоусов, А. И. Надёжность авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] : учеб. пособие / А. И. Белоусов; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Самара, 2011. – 193 с.

Изложены теоретические и инженерные основы обеспечения надёжности авиационных двигателей, энергетических установок и ракетных двигателей. Рассмотрены требования по надёжности к различным типам двигателей. Основой изложения материала является раскрытие взаимосвязи функциональных и надёжностных характеристик систем и узлов силовых установок. Показана определяющая влияние на уровень их надёжности конструктивно-схемных решений, технологических процессов, методов эксплуатации изделий и диагностики их технического состояния. Успешная реализация принципов создания высоконадёжных двигателей в значительной степени определяется комплексностью рассмотрения конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов.

Учебное пособие предназначено для подготовки специалистов 2 факультета 5 курса по специальности 160301.65 «Авиационные двигатели и энергетические установки», специализирующихся по направлению «Информационные технологии проектирования и моделирования в авиадвигателестроении» (Государственный образовательный стандарт второго поколения - ГОС-2), и по специальности 160700 «Проектирование авиационных и ракетных двигателей» (Федеральный Государственный образовательный стандарт третьего поколения - ФГОС-3), а также магистров по этим направлениям.

Подготовлено на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов СГАУ.

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2011
© А.И. Белоусов, 2011 г.

Содержание

1	ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ХАРАКТЕРИСТИКИ НАДЁЖНОСТИ ИЗДЕЛИЙ ...	6
1.1	ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О НАДЁЖНОСТИ ДЛЯ.....	6
1.1.1	Понятие надёжности	6
1.1.2	Теория надёжности, её основы и этапы развития	10
1.2	НЕОБХОДИМЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ ВЕРОЯТНОСТИ.....	18
1.3	МЕСТО НАДЁЖНОСТИ В СИСТЕМЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ А и РКТ	27
1.4	СОСТОЯНИЯ И СОБЫТИЯ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ НАДЁЖНОСТЬ.....	36
1.5	КЛАССИФИКАЦИЯ ИЗДЕЛИЙ	39
1.6	ОТКАЗЫ ДЛЯ.....	40
1.6.1	Классификация отказов	40
1.6.2	Инженерно-физические основы надёжности	48
1.6.2.1	Физические причины внезапных отказов	48
1.6.2.2	Физические причины постепенных отказов	51
1.7	ПАРАМЕТРЫ НАДЁЖНОСТИ	54
1.7.1	Показатели безотказности.....	55
1.7.1.1	Вероятность безотказной работы	55
1.7.1.2	Наработка до отказа T_1	57
1.7.1.3	Наработка на отказ T_0	59
1.7.1.4	Интенсивность отказов $\lambda(t)$	60
1.7.1.5	Плотность распределения отказов – параметр потока отказов	62
1.7.1.6	Показатели долговечности, сохраняемости и ремонтпригодности.....	64
1.7.1.7	Параметры безотказности, применяемые только в ГТД	65
1.8	ОСНОВНОЕ УРАВНЕНИЕ ТЕОРИИ НАДЁЖНОСТИ	66
1.9	МОДЕЛИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ.....	67
1.9.1	Экспоненциальное распределение.....	68
1.9.2	Распределение Вейбулла.....	71
1.9.3	Нормальное распределение Гаусса	73
2	РАСЧЁТ И ОЦЕНКА НАДЁЖНОСТИ НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ	77
2.1	ТЗ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ТРЕБОВАНИЯ ПО НАДЁЖНОСТИ, СОДЕРЖАЩИЕСЯ В НЁМ	77
2.2	МЕТОД СТРУКТУРНЫХ СХЕМ	79

2.2.1 Общие замечания по построению ССх	79
2.2.2 Расчёт показателей надёжности при последовательном соединении элементов	82
2.2.3 Формулы для расчёта показателей безотказности при параллельном соединении элементов.....	83
2.2.4 Резервирование	86
2.3 МЕТОД ЛОГИЧЕСКИХ СХЕМ	90
2.4 ПРОЧНОСТНАЯ НАДЁЖНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛА	92
2.4.1 Надёжность и конструкционная прочность ДЛА.....	92
2.4.2 Надёжность и усталостные разрушения.....	94
2.4.3 Запасы прочности как критерии надёжности.....	95
2.4.4 Суммирование повреждений.....	97
2.4.5 Вероятность разрушения	98
2.4.6 Связь вероятности разрушения с запасом прочности.....	100
2.4.7 Запасы долговечности	100
2.4.8 Порядок расчёт прочностной характеристики диска в курсовом проекте по надёжности ГТД.....	101
3.1 ОСОБЕННОСТИ ДЛА КАК КЛАССА МАШИН С ПОЗИЦИЙ ТЕОРИИ НАДЁЖНОСТИ.....	102
3.2 ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ ДЛА.....	117
3.2.1 Обеспечение надёжности ДЛА при их проектировании	118
3.2.2 Учёт условий применения ДЛА.....	120
3.2.4 Выбор достаточных запасов работоспособности	122
3.2.5 Глубокое изучение истории доводки изделий.....	123
3.2.6 Сравнение проектируемой конструкции с работающими изделиями.....	123
3.2.7 Упрощение схем и конструкций.....	123
3.2.8 Агрегатирование и панелирование	125
3.2.9 Стандартизация и унификация.....	126
3.2.10 Ресурсное проектирование.....	129
4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ДОВОДКА ОПЫТНЫХ ДЛА	139
4.1 ПРИЧИНЫ НЕСОВЕРШЕНСТВА ПРОЕКТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ	139
4.2 ОСОБЕННОСТИ ЭТАПА ДОВОДКИ ДЛА С ПОЗИЦИИ ТЕОРИИ НАДЁЖНОСТИ.....	140
4.3 НЕОБХОДИМОСТЬ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПРОЦЕССА ДОВОДКИ	153

1 ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ И ХАРАКТЕРИСТИКИ НАДЁЖНОСТИ ИЗДЕЛИЙ

1.1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О НАДЁЖНОСТИ ДЛЯ

1.1.1 Понятие надёжности

Надёжность – свойство двигателей сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортирования.

Надёжность является сложным свойством, которое в зависимости от назначения изделия и условий его применения состоит из сочетаний свойств: безотказности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости

(рис. 1)

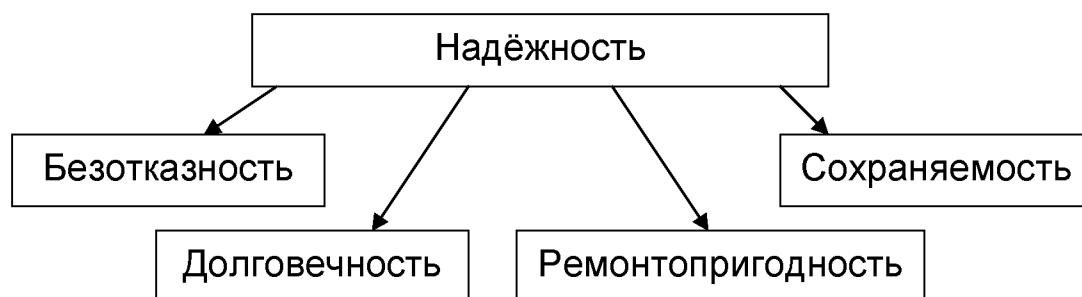


Рис. 1. Надёжность как комплексное свойство

Безотказность – свойство объекта непрерывно сохранять работоспособное состояние в течение некоторой наработки.

Долговечность – свойство объекта сохранять работоспособное состояние до наступления предельного состояния при установленной системе технического обслуживания и ремонта.

Ремонтпригодность – свойство объекта, заключающееся в приспособленности к предупреждению и обнаружению причин возникновения отказов, повреждений и поддержанию и восстановлению

работоспособного состояния путем проведения технического обслуживания и ремонтов.

Сохраняемость – свойство объекта сохранять значения показателей безотказности, долговечности и ремонтпригодности в течение и после хранения и (или) транспортирования.

Из определения надёжности следует, что при анализе надёжности ДЛА целесообразно рассматривать две группы свойств, образующих два вида надёжности. Первая группа свойств, характеризующая способность выполнять требуемые функции и выдерживать нагрузки, возникающие при работе изделия, образует *функциональную* надёжность (рис. 2).

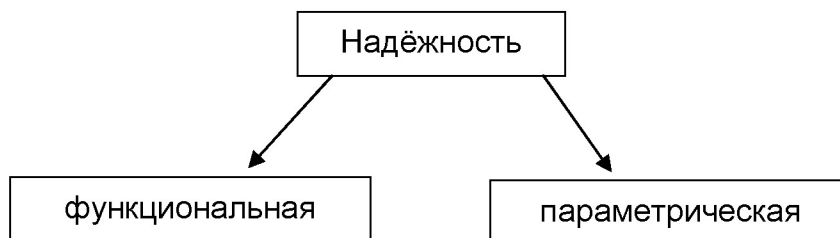


Рис. 2. Два вида надёжности

Вторая группа свойств, характеризующая способность ДЛА сохранять значения параметров в допустимых пределах, образует *параметрическую* надёжность.

При нарушении функциональной надёжности применение ДЛА по назначению обычно невозможно. Примерами таких нарушений могут быть разрушения деталей и элементов ДЛА, разгерметизация его полостей, “зависание” двигателя на каком-то режиме и невозможность изменения последнего и др.

Мерой функциональной надёжности является вероятность $P_{\text{парам}}(t)$ нахождения в заданных пределах на отрезке времени $[t_0; t]$ всех параметров, определяющих состояние изделия:

$$P_{\text{парам}}(t) = p\{Y(\tau) \in \Omega; \tau \in [t_0, t]\}, \quad (1)$$

где $p\{*\}$ – вероятность случайного события, описание которого дано в фигурных скобках;

$\bar{Y}(\tau)$ – вектор определяющих параметров;

Ω – многомерная область предельных значений определяющих параметров.

За начало отсчёта времени можно принять t_0 .

Совокупность определяющих параметров задаётся для каждого типа изделия. Например, для авиационных ГТД это могут быть тяга, удельный расход топлива, температура газа перед турбиной, уровень вибраций в местах расположения датчиков и др., а для ЖРД – тяга, удельный импульс тяги, температура вырабатываемого для наддува газа и др.

На рис. 3 изображён характер изменения отклонений удельного расхода топлива от его номинального значения ($\Delta C_{уд}$) в разные моменты времени t .

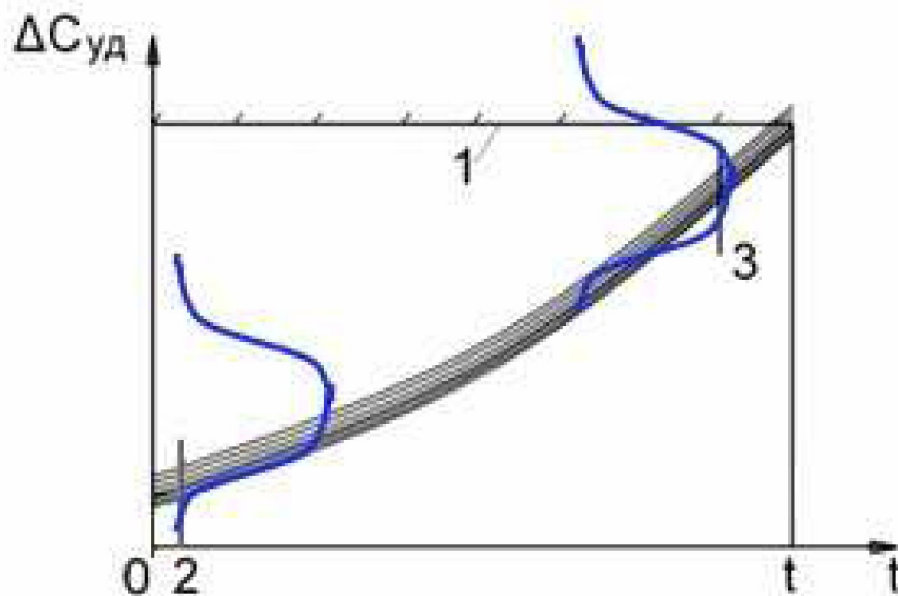


Рис. 3. Возрастание расхода топлива в процессе эксплуатации для совокупности двигателей:

1 – граница допуска; 2 и 3 – распределения $\Delta C_{уд}$ для совокупности двигателей, соответственно в моменты времени $t_0=0$ и t

Изменение рассматриваемого параметра во времени носит закономерный характер из-за нагаров, эрозии, износных процессов в проточной части ГТД, приводящих к падению к.п.д. его элементов. Но процесс ухода параметров за пределы допусков является *случайным*, так как для любого конкретного двигателя из множества однотипных нельзя точно предсказать момент достижения определяющим параметром своего предельного значения.

Таким образом, каждое отклонение определяющих параметров от заданных пределов имеет строго *детерминированную* причину или совокупность причин, обусловленных происходящими в изделиях процессами и внешними условиями, а время и условия проявления таких отклонений носит *вероятностный* характер.

При нарушении параметрической надёжности из-за незначительных отклонений от установленных техническим заданием (ТЗ) пределов не исключается возможность применения ДЛА по назначению для решения летательным аппаратом (ЛА) части задач. Например, повышение удельного расхода топлива авиационного ГТД в полёте может диктовать необходимость посадки самолёта на близко расположенный запасной аэродром ввиду уменьшения аэронавигационного запаса топлива. На трансатлантических линиях это может приводить к опасным ситуациям. Так, при продолжительности полёта 7 часов и росте удельного расхода топлива на 3-3,5% аэронавигационный запас снижается на ~25% [7]. Это может привести к невозможности ухода на запасной аэродром при неблагоприятных метеоусловиях в районе основного. Если к тому же регулирование двигателя осуществляется всережимным центробежным регулятором, поддерживающим постоянную частоту вращения при заданном положении рычага управления двигателем, то при снижении к.п.д. компрессора и турбины будет возрастать температура газа, что приведёт к ускоренной выработке ресурса горячей части двигателя.

Анализ надёжности, основанный на исследовании двух указанных на рис. 2 её видов, используется на всех этапах жизненного цикла изделий (ЖЦИ), но особенно важным является на этапе опытно-конструкторской отработки ДЛА. На этом этапе нарушения надёжной работы двигателя особенно частые. Для перехода к последующим более сложным стадиям отработки необходимо учитывать последствия таких нарушений. Например, можно представлять ДЛА к последующей отработке, если происходит нарушение параметрической надёжности двигателя из-за недостаточной точности его настройки. Но такое представление неприемлемо, если нарушение надёжности вызывается разрушением камеры сгорания или другого узла, т.е. не обеспечивается функциональная надёжность двигателя.

1.1.2 Теория надёжности, её основы и этапы развития

Надёжность изделия характеризуется свойствами безотказности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости, и её уровень зависит от многих функциональных, нагрузочных и эксплуатационных характеристик конкретного изделия, а также от условий и продолжительности его использования.

Причинами недостаточной надёжности ряда изделий авиационной и ракетно-космической техники наиболее часто являются следующие:

- недостаточно полное знание и учёт действительных условий работы изделия и фактических нагрузок, отличных от расчётных, и неточное воспроизведение их при испытаниях по оценке уровня надёжности отдельных систем и изделия в целом;
- нестабильность характеристик материалов и отдельных технологических операций;

- несоблюдение заданных условий и режимов работы в процессе эксплуатации изделия.

Основным условием полного соответствия изделия заданным требованиям по надёжности является строгое выполнение определённых правил, которые назывались триадой надёжности, а позднее были уточнены и названы квадрой надёжности.

В США была сформулирована триада надёжности: *надёжность закладывается при проектировании, обеспечивается в производстве и реализуется в эксплуатации* [1].

Генеральный конструктор академик Н. Д. Кузнецов обратил внимание на то, что в триаде надёжности отсутствует один из важнейших и тяжелейших этапов создания двигателя – этап доводки [2]. Поэтому в триаду надёжности он после слов «закладывается при проектировании» добавил «*достигается при испытаниях и доводке изделия*». Получилась квадра надёжности [3,4]:

Требуемая надёжность двигателей закладывается на этапе проектирования, обеспечивается в процессе производства, достигается при испытаниях и доводке изделия, совершенствуется и реализуется при эксплуатации.

Однако, из триады и квадры надёжности вытекает, что недостатки предшествующего этапа практически невозможно устранить на последующих этапах жизненного цикла двигателя. Действительно, устранение дефектов, допущенных при проектировании, обходятся на каждом последующем этапе на порядок дороже. Но благодаря активной обратной связи эксплуатирующих организаций с проектными и производственными предприятиями идёт постоянное совершенствование двигателя. Поэтому была сформулирована [5] уточнённая квадра надёжности Кузнецова: *Требуемая надёжность двигателей закладывается на этапе проектирования, обеспечивается доводкой опытного двигателя на необходимый для начала эксплуатации уровень,*

достигается и повышается в процессе серийного производства, совершенствуется и реализуется в эксплуатации.

Без строгого выполнения всех четырёх частей этого правила нельзя решать задачу создания высоконадёжных изделий, также нельзя компенсировать недоработки предыдущего этапа на последующем. Если в процессе проектирования не полностью решены все вопросы создания изделия с заданным уровнем надёжности и не заложены конструктивные и схемные решения, обеспечивающие безотказное функционирование всех узлов и систем изделия, то эти недостатки очень трудно устранить в процессе производства, и их последствия приведут к низкой надёжности изделия в эксплуатации. Точно так же в процессе производства должны быть в полном объёме реализованы все решения, разработки и указания конструктора и строго выполнены заданные им технологические операции и испытания. Конечно, можно вносить обоснованные изменения, согласованные с конструкторскими и технологическими службами, но это ведёт к резкому удорожанию изделия. Важное значение в поддержании, реализации и усовершенствовании необходимого уровня надёжности имеет эксплуатация. В эксплуатации должны в полном объёме выполняться установленные инструкциями условия и правила применения изделия, своевременно приниматься меры по изучению и устранению причин выявляемых неисправностей, анализироваться и обобщаться опыт использования изделия в реальных условиях.

Научная дисциплина, исследующая физические и математические закономерности возникновения и проявления неисправностей, изучающая влияющие на уровень надёжности факторы, разрабатывающая общие методы обеспечения, анализа и оценки надёжности при проектировании, изготовлении, испытаниях и эксплуатации изделий с целью обеспечения и реализации требуемого уровня надёжности двигателей, называется теорией надёжности.

В теории надёжности ДЛА широко используются разнообразные методы современной прикладной математики как для решения задач, так и для точной формулировки основных понятий. Сами определения и содержание понятия “надёжность” обуславливают то, что для теории надёжности теория вероятностей и математическая статистика служат основой.

Кроме того, теория надёжности ДЛА опирается на следующие базовые дисциплины:

- теорию двигателей,
- теорию и расчёт лопаточных машин,
- конструкцию и проектирование двигателей,
- динамику и прочность двигателей,
- материаловедение,
- технологию производства и сборки изделий,
- испытания двигателей,
- теорию и практику эксплуатации.

Надёжность изделий определяется такими факторами, как:

- 1) конструктивное совершенство изделия и его элементов,
- 2) стабильность свойств материалов,
- 3) совершенство технологии,
- 4) стабильность производства,
- 5) надёжность покупных изделий,
- 6) эксплуатация в соответствии с установленными правилами и техническими условиями.

Развитие теории надёжности явилось следствием как усложнения и дороговизны современных изделий, так и тяжести последствий ненадёжности.

Создание ЭВМ первых поколений, включающих тысячи радиоламп, десятки тысяч радиоэлементов и сотни тысяч спаек, показало, что объекты столь высокой сложности просто не могут функционировать без специальных мероприятий, направленных на обеспечение их надёжности.

Освоение космоса, увеличение численности пассажиров современных самолётов поставили вопросы надёжности как главные во всём комплексе работ по созданию изделий.

Ядерное и водородное оружие, системы защит, блокировок и транспортирования при недостаточной надёжности могут поставить под угрозу всю цивилизацию даже в мирное время.

Теория надёжности – молодая наука. Дату её рождения, с рядом оговорок, можно отнести к началу пятидесятих годов XX века. Развитие учения о надёжности прошло 3 основных этапа. На *первом этапе* была обоснована необходимость работ по надёжности и сформулированы основные требования к надёжности.

Второй этап характеризуется использованием методов прикладной математики для определения и прогнозирования показателей надёжности. Поэтому этот этап назовём *математическим*. Здесь, в основном, использовался вероятностно-статистический подход. Сама надёжность рассматривалась как вероятность отсутствия отказов. Но корень опроса состоит не в том, каким методом рассчитывать уровень надёжности, а в том, как сделать изделие надёжным. Получение значений вероятностей отказов и разрушений не гарантирует надёжность. При таком подходе всегда остаётся открытым вопрос о назначении безопасных пределов.

Например, нужно установить уровень допустимой вероятности разрушения или отказа какого-либо узла. Если этот вопрос имеет только экономический аспект, то оптимизации стоимости простоя и ремонта, с одной стороны, и затрат на обеспечение уровня надёжности с заданной вероятностью не разрушения, с другой, позволяют обоснованно выбрать этот уровень.

Уровень надёжности конкретных изделий (или отдельных его элементов) характеризуется рядом количественных показателей, среди которых наиболее часто используется *вероятность безотказной работы* $P(t)$, т.е. вероятность того, что в заданном интервале времени t и в

пределах заданной наработки не возникнет отказ изделия. В технике приняты показатели надёжности $P=0,9; 0,95; 0,99; 0,999; 0,9999$.

Однако, когда речь идёт об изделиях, обеспечивающих жизнь людей, сохранение окружающей среды, возможность самого существования человеческой цивилизации, такой подход уже недостаточен. Для уровня надёжности 0,9999 из 10000 событий только одно в среднем может быть неблагоприятным. Но теория вероятностей не отвечает на вопрос о сроке проявления этого неблагоприятного события. При постоянной интенсивности отказов оно может наступить практически в любое время.

Поэтому для изделий, которые должны обладать практически абсолютной надёжностью, основанные на аппарате теории вероятностей цифровые характеристики будут иметь только сравнительное значение.

Теория вероятностей и математическая статистика опираются на массовость событий. Поэтому чем выше требуется расчётное значение надёжности, тем больший объём статистического материала необходимы для достоверного заключения. Для изделий авиационной и ракетной техники, требующих высокую надёжность, но являющихся уникальными, это требование выполнить очень трудно.

Отмеченные факторы предопределили необходимость переходы к *третьему этапу* развития учения о надёжности – *физическому*. В настоящее время этот этап становится доминирующим. Он характеризуется установлением зависимостей основных показателей надёжности от физических свойств и параметров материалов и элементов, а также от эксплуатационных воздействий. Изучение закономерностей изменения свойств и параметров элементов, кинетики физико-химических процессов, вызывающих эти изменения, представляется особенно важным, так как существо проблемы надёжности заключается, в конечном счёте, в изменении параметров и свойств во времени при заданных условиях эксплуатации.

Оценка надёжности изделий, основанная на закономерностях изменения физических свойств материалов, характеристик элементов и воздействующих факторов, осуществляется с применением вероятностных и статистических методов, так как сами эти изменения в процессе работы изделия представляют собой обычно случайные функции.

Понятно, что глубокое изучение физики поведения тысяч деталей современного двигателя летательного аппарата (ДЛА) невозможно из-за ограниченного срока создания изделия. Разрешение противоречия между объёмом необходимых исследований и предусмотренным заданием на разработку изделия ограниченным сроком происходит путём использования опыта создания подобных изделий и узлов, унификации элементов конструкции и основных принципов расчётного и конструкторского проектирования, а также повышения точности расчётных методов.

Реализация физического этапа исследования надёжности изделий в эксплуатации проявляется в виде широкого развития методов и средств технической диагностики. На базе выявленных физических закономерностей определяются необратимые повреждения и прогнозируется поведение конструкции.

Статистические данные об отказах и распределении их по сроку эксплуатации становятся вспомогательными сведениями, позволяющими сравнивать различные изделия между собой.

Процессы, протекающие в ДЛА, весьма сложны. Для их изучения привлекаются различные специалисты. Это определяет такой круг деятельности специалистов по надёжности, который включает научный, технический, организационный и административный аспекты.

Наука о надёжности изделий авиационной и ракетной техники стала развиваться с конца пятидесятых – начала шестидесятых годов.

Основные факторы, которые привели к необходимости исследования надёжности этих изделий, следующие

1. Увеличение стоимости разработки ЛА и усложнение их конструкции (например, в США стоимость истребителя составляла в 1940 г. – 0,1 млн. долл., а в 1975 г. – 10 млн. долл.; программы разработки стратегического бомбардировщика В-1 с выпуском 240 самолётов оценивалась в 22,6 млрд. долл., двигателя F-101 к нему в 1,9 млн. долл., а программы “Аполлон” – 25 млрд. долл.).

2. Рост пассажироместимости самолётов (в аэробусе ИЛ-86 350 пассажиров, в “Боинг-747” – до 500) и развитие пилотируемых космических полётов.

3. Усиление роли авиации и космонавтики в народном хозяйстве (ГА в год обслуживает 110 млн. пассажиров, спутниковые, телевизионные и навигационные системы и т.д.).

4. Резкое расширение диапазона эксплуатации (например, в авиации рост скоростей с 700 до 3500 км/ч, высот полёта с 5...7 до 27 км).

5. Форсирование основных параметров ДЛА (самый “большой” ЖРД конца второй мировой войны имел $P=0,246$ МН, а ГТД – $P=0,0246$ МН, а сейчас тяга ЖРД РД-170 составляет 7,3 МН).

6. Повышение требований выполнения боевых задач авиационной и ракетной техникой.

7. Политический престиж (1-й спутник, 1-й вылет самолёта ТУ-144, 1-й выход в космос, полёт на Луну, выход советской авиации на международную арену).

Принцип создания надёжных изделий может быть сформулирован в виде правила, называемого “Триадой надёжности”:

Надёжность закладывается при проектировании, обеспечивается в производстве и поддерживается в эксплуатации.

Это правило предусматривает, что недоработки предыдущего этапа нельзя компенсировать на последующем.

Но это правило следует расширить за счёт того, что *надёжность доводится до необходимого уровня при опытной отработке.* (презентацию см. в Приложении 1)

1.2 НЕОБХОДИМЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ ВЕРОЯТНОСТИ

Событие, которое при неоднократном воспроизведении одного и того же опыта или испытания в одних и тех же условиях протекает всякий раз несколько по иному и в различные моменты времени, называется случайным.

Вероятностью случайного события называется постоянное число, около которого группируется частота этого события, т.е. отношение числа испытаний, в которых появилось данное событие, к общему числу испытаний.

Вероятность появления события A лежит в пределах $0 \leq P(A) \leq 1$.

Событие, вероятность которого равна 1 , называется достоверным событием – $P(A)=1$. Событие, вероятность которого равна 0 , называется невозможным событием – $P(A)=0$.

Полной группой событий называется несколько событий, из которых при каждом испытании обязательно наступает хотя бы одно.

В том случае, когда полная группа состоит из двух событий, эти 2 события называются противоположными.

Законом распределения случайной величины называют соотношение, позволяющее определять вероятность появления случайной величины в любом интервале её возможных значений.

Функцией распределения случайной величины X называется функция аргумента x_i , равная вероятности того, что случайная величина примет любое значение, меньше x .

$$F(x) = P(X < x_i) \text{ или } F(x) = \sum P(X = x_i).$$

Функция распределения имеет следующие основные свойства:

1. Функция распределения $F(x)$ – неотрицательная функция, заключённая между 0 и 1.

$$0 \leq F(x) \leq 1.$$

2. Вероятность появления случайной величины в интервале $(\alpha-\beta)$, полузамкнутой слева (включая α и исключая β , равна разности значений функции распределения в концах интервала, т.е.

$$P(\alpha \leq x < \beta) = F(x=\beta) - F(x=\alpha).$$

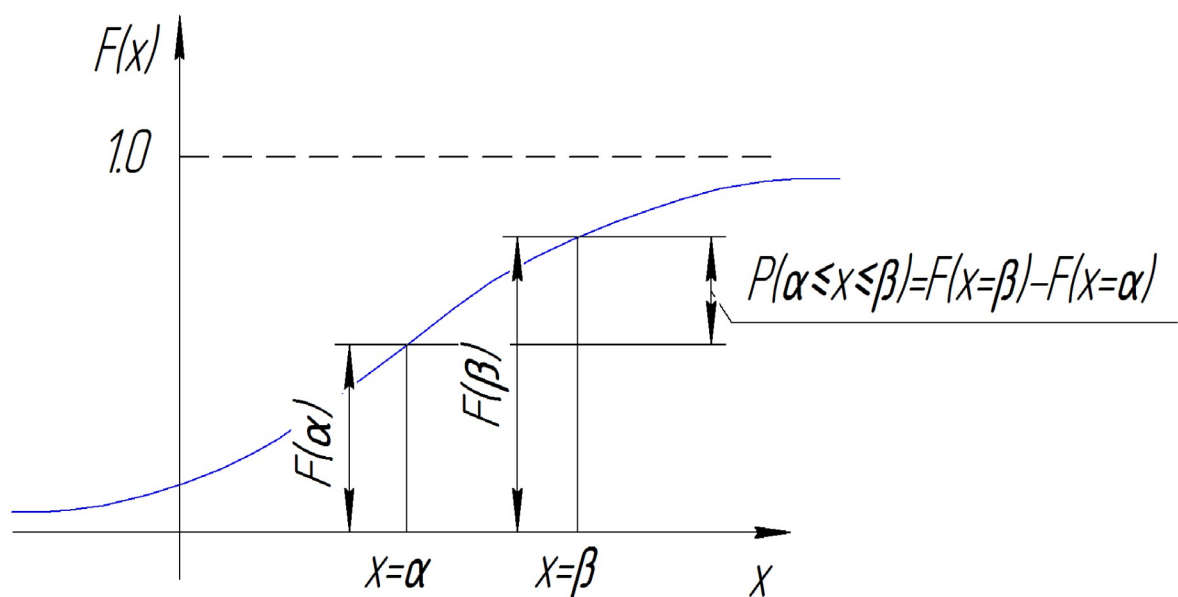


Рис. 4. Вероятность попадания случайной величины в интервал $\alpha-\beta$

3. Функция распределения случайной величины – неубывающая, т.е. $\beta > \alpha$, то $F(x=\beta) \geq F(x=\alpha)$.

4. При $x=-\infty$ функция распределения $=0$, а при $x=\infty$ функция распределения $=1$, т.е. $F(-\infty)=0$; $F(\infty)=1$.

5. Функция распределения в точке разрыва непрерывна слева, т.е. значение $F(x)$ в точке разрыва определяется при подходе к той точке слева по оси OX .

6. Величина скачка функции в точке разрыва равна вероятности появления случайной величины в этой точке: $P(X=x)=F(X+0)-F(x)$

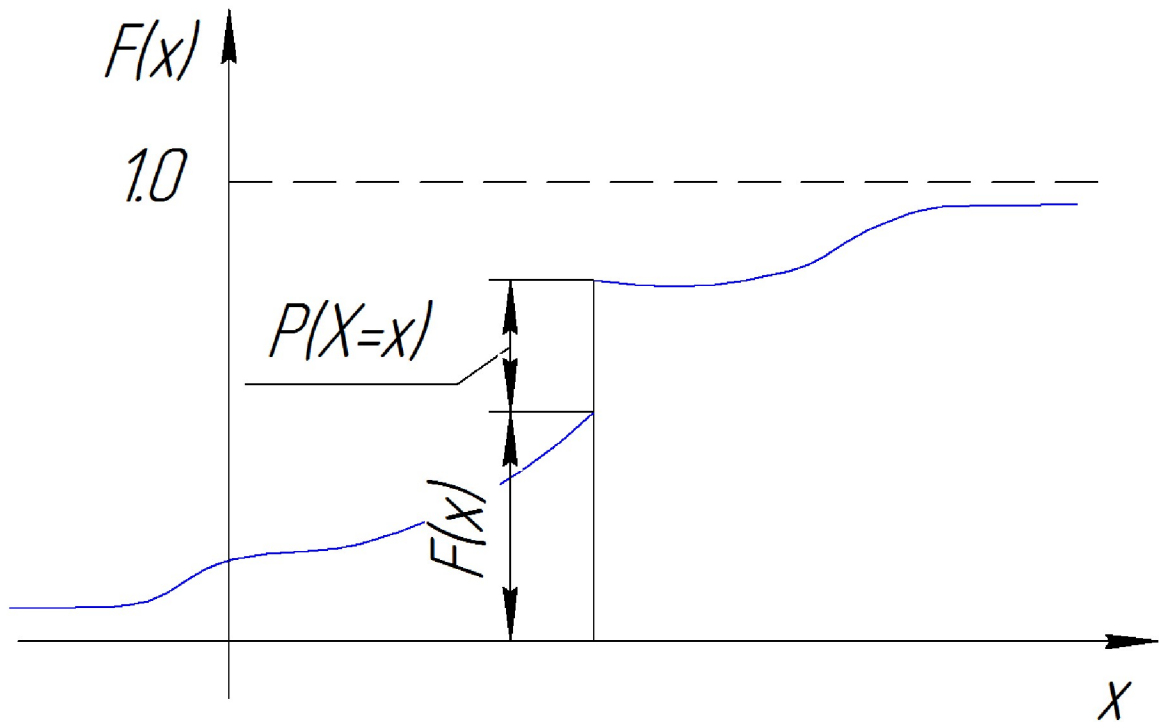


Рис. 5. Точка разрыва функции распределения

1. Предел отношения вероятности попадания непрерывной случайной величины на элементарный участок от x до $x+\Delta x$ к длине этого участка Δx , когда Δx стремится к 0 , называется плотностью распределения случайной величины x в точке x .

$$f(x) = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{P(x < X < x + \Delta x)}{\Delta x} = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{\Delta F(x)}{\Delta x}$$

$$m.e. f(x) = \frac{\Delta F(x)}{\Delta x} \quad (2)$$

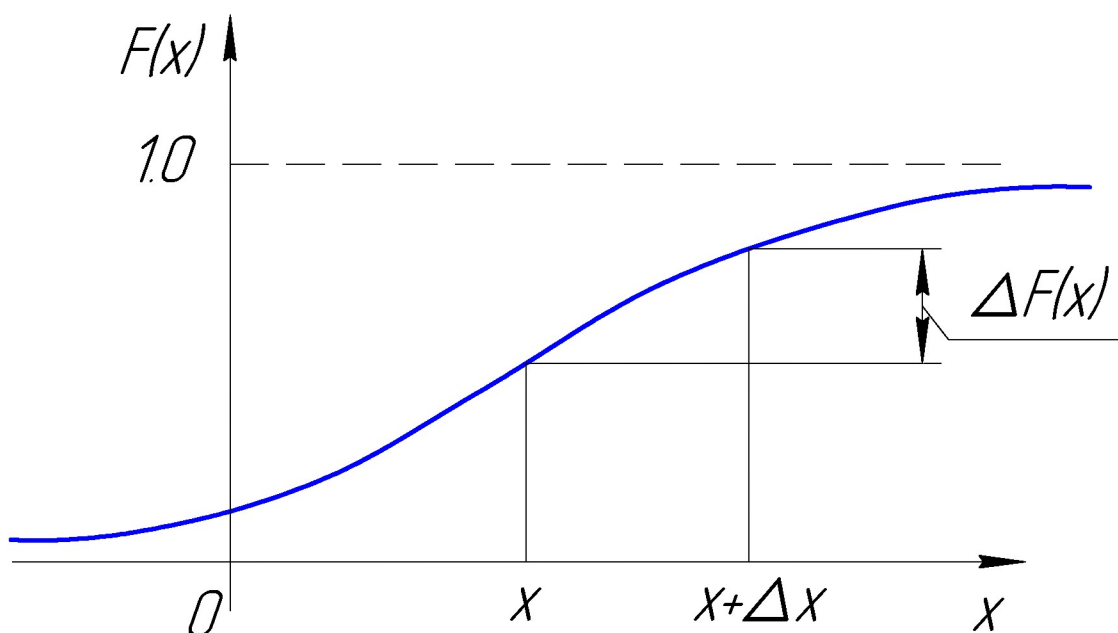


Рис. 6. График плотности распределения для заданной функции распределения

Таким образом, плотность распределения $f(x)$ равна производной от функции распределения $F(x)$, и её смысл состоит в том, что она указывает, как часто появляется случайная величина в малой окрестности x при повторении событий.

Некоторые свойства плотности распределения:

1. Плотность распределения неотрицательна, т.е. $f(x) \geq 0$.
2. Функция распределения случайной величины X равна интегралу от плотности распределения в интервале от $-\infty$ до x т.е.

$$F(x) = \int_{-\infty}^x f(x) dx. \quad (3)$$

Вероятность попадания непрерывной случайной величины X на участок α - β равна интегралу от плотности распределения взятому по этому участку

$$P(\alpha \leq x \leq \beta) = \int_{\alpha}^{\beta} f(x) dx.$$

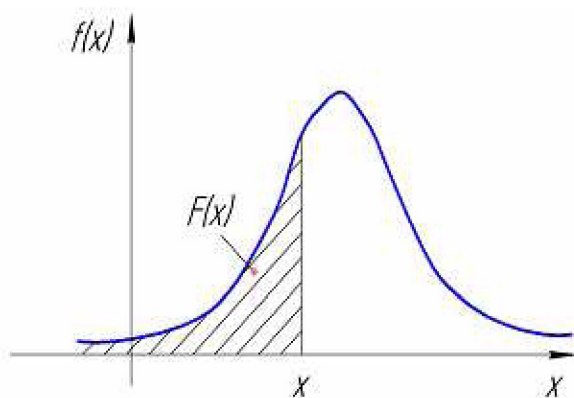


Рис. 7. Связь плотности и функции распределения

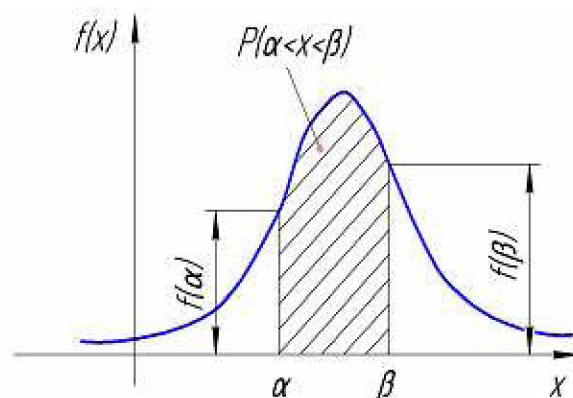


Рис. 8. Вероятность попадания случайной величины на участок α - β

Интеграл в бесконечных пределах от плотности распределения равен единице

$$\int_{-\infty}^{\infty} f(x) dx = 1. \quad (4)$$

Плотность распределения имеет размерность, обратную размерности случайной величины

$$[f(x)] = \frac{1}{[x]}.$$

Математическим ожиданием или средним значением случайной величины называется постоянное число, около которого с ростом числа испытаний устойчиво колеблется среднее арифметическое значение случайной величины, найденное по опытным данным.

Математическое ожидание произвольной случайной величины X с функцией распределения $F(x)$ определяется как интеграл:

$$m_x = M(X) = \int_{-\infty}^{\infty} x dF(x).$$

В случае, когда X – дискретная случайная величина, то согласно свойству интеграла Стильеса предыдущее выражение сводится к виду

$$m_x = \sum_{i=1}^n X_i P(X = x_i) = \sum_{i=1}^n (x_i P_i),$$

где $P_i = P(X = x_i)$.

Если X – непрерывная случайная величина, то

$$dF(x) = f(x) dx,$$

где математическое ожидание случайной величины определяется следующим образом, интегралом

$$m_x = \int_{-\infty}^{\infty} xf(x)dx. \quad (5)$$

2. Дисперсией случайной величины называется математическое ожидание квадрата отклонения случайной величины от её математического ожидания.

Дисперсия всегда больше 0.

$$D(X) = M[(x - m_x)^2].$$

Дисперсия случайной величины вычисляется как следующий интеграл:

$$D(X) = \int_{-\infty}^{\infty} (x - m_x)^2 dF(x)$$

Для дискретной величины дисперсия вычисляется как сумма:

$$D[X] = \sum_{i=1}^n (x_i - m_x)^2 P(X = x_i) = \sum_{i=1}^n (x_i - m_x)^2 P_i$$

Для непрерывной случайной величины дисперсия вычисляется при помощи интеграла

$$D(X) = \int_{-\infty}^{\infty} (x - m_x)^2 f(x) dx. \quad (6)$$

Для большего удобства вместо дисперсии используют только её положительный квадратный корень. Эта величина называется средним квадратическим отклонением.

Для случайной величины X : $\pm\sqrt{D(X)}$

Рассеивание в относительных единицах (в частности, в процентах), выражается коэффициентом вариации:

$$v(x) = \frac{\sigma_x}{M(x)}. \quad (7)$$

Он может принимать различные положительные и отрицательные значения. Например, при $M(x)=0$, $v(x) = \infty$.

3. Модой M_0 дискретной случайной величины называется её наиболее вероятное значение.

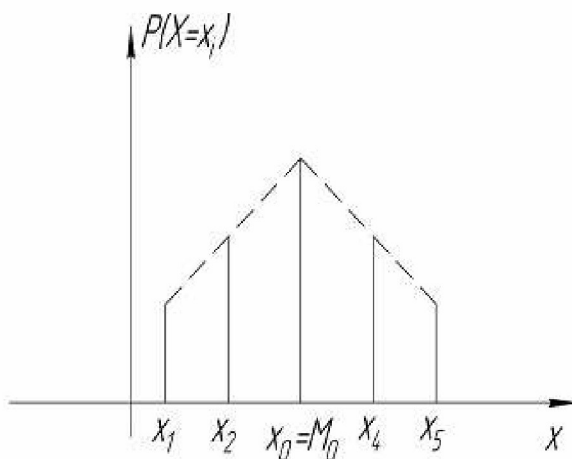


Рис. 9. Мода случайной дискретной величины

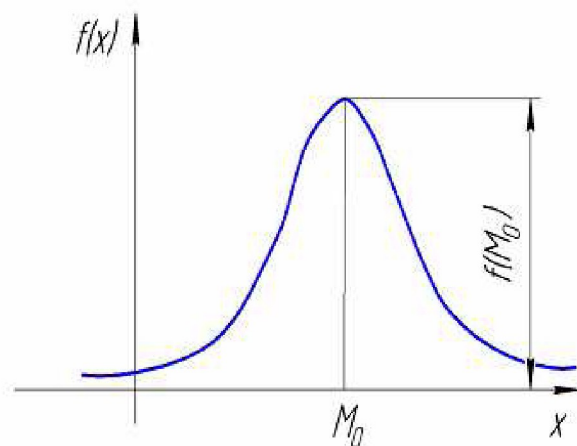


Рис. 10. Мода случайной непрерывной величины

Для непрерывной случайной величины мода есть такое значение случайной величины, которому отвечает наибольшее значение плотности распределения, т.е. $f(M_0) = \max$.

Медианой Me случайной величины X называется такое её возможное значение, относительного которого равновероятно получение большего или меньшего значения случайной величины, т.е. $P(X > Me) = P(X < Me)$.

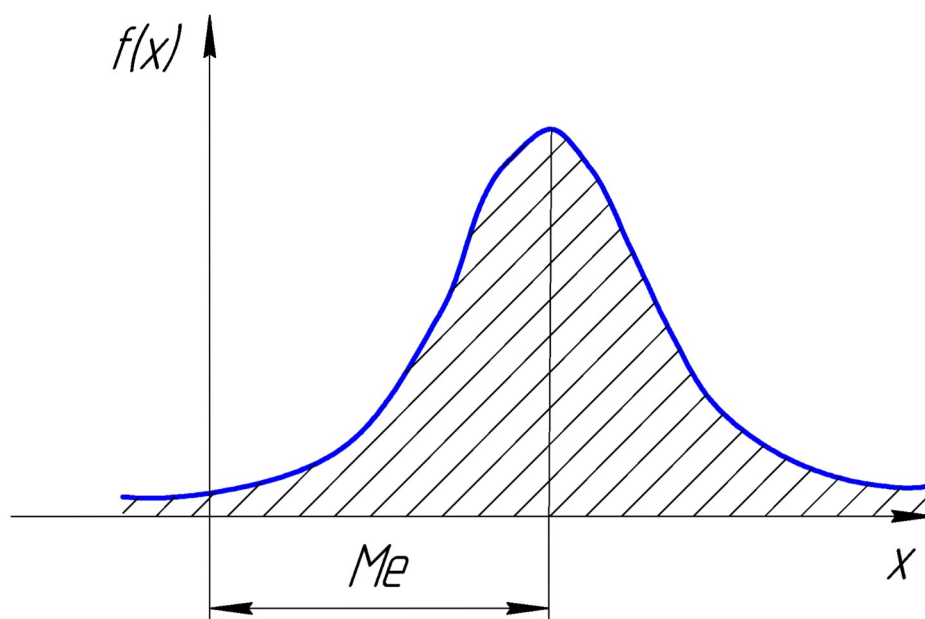


Рис. 11. График нормального распределения с медианой Me случайной величины X

Плотность нормального распределения определяется формулой:

$$f(x) = \frac{1}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} e^{\frac{-(x-m_x)^2}{2\sigma_x^2}} \quad (8)$$

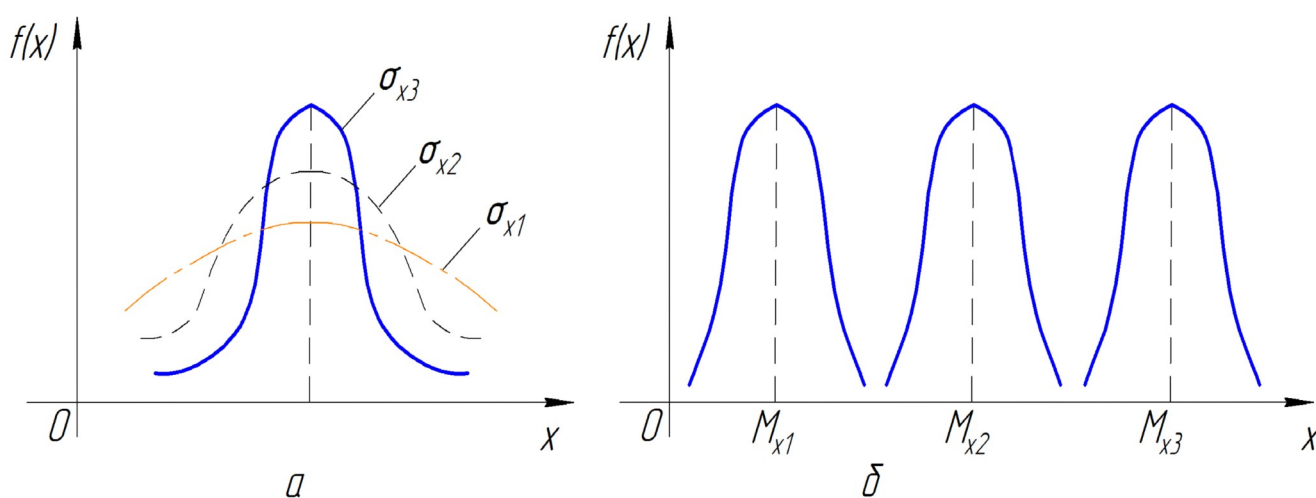


Рис. 12. График плотности распределения для нормального закона:

а – $m_x = \text{const}$, $\sigma_x = \text{var}$; б – $m_x = \text{var}$, $\sigma_x = \text{const}$

Главная его особенность (нормального закона распределения) состоит в том, что нормальное распределение является предельным

распределением, к которому при стремлении к бесконечности числа испытаний приближаются другие законы распределения.

Усечённое нормальное распределение случайной величины – распределение, полученное из нормального путём ограничения интервала изменения этой величины.

Величины $F_0(x)$ обычно вычисляются для удобных при проведении анализа значений X , например 0,8; 0,9; 0,95; 0,98; 0,99; 0,999 и т.д.

Если, поступить наоборот, т.е. выписать принятые для анализа значений $F_0(x)$, равные $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$ и определить им значения $x=u\alpha$, то такие значения $u\alpha$ называются квантили.

Например, $F_0(x) = F_0(u\alpha) = \alpha$, где α принятые значения функции $F_0(x)$, в этом случае $u\alpha$ -квантиль.

Если X, Y, Z являются случайными величинами, то их сумма и тоже будет случайной величиной и её плотность распределения вероятностей будет $f(u)$. Закон распределения величины u называется композицией законов распределения величин X, Y, Z .

Общие свойства композиции распределения следующие.

- Математическое ожидание композиции распределения равно сумме математических ожиданий независимых случайных величин, образующих рассматриваемую сложную случайную величину:

$$M(u) = M(X) + M(Y) + M(Z). \quad (9)$$

- Дисперсия композиции распределения равна сумме дисперсий независимых случайных величин, составляющих данную сложную случайную величину:

$$D(u) = D(X) + D(Y) + D(Z). \quad (10)$$

Тогда среднее квадратическое отклонение

$$\sigma_u = (\sigma_X^2 + \sigma_Y^2 + \sigma_Z^2)^{0,5}. \quad (11)$$

- Композиция случайной величины с нормальным распределением есть также нормальное распределение. Композиция распределения Пуассона даёт также распределение Пуассона. Композиция экспоненциальных распределений даёт новое гамма-распределение.

Доверительным интервалом I_y параметра m называется случайный интервал $m_1 - m_2$, который накрывает истинное значение параметра m с вероятностью y .

Двусторонняя доверительная вероятность: $y_2 = P(m^* - \varepsilon < m < m^* + \varepsilon)$.

Величина $I_y = 2 \varepsilon$ характеризует точность оценки.

1.3 МЕСТО НАДЁЖНОСТИ В СИСТЕМЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ

А и РКТ

Все существующие и создаваемые объекты, изделия или устройства предназначены для выполнения определённых задач или функций, и поэтому они должны в соответствии с заданными значениями удовлетворять предъявляемым к ним требованиям независимо от сложности их схемы и конструкции. Например, самолёт должен летать на заданное расстояние и перевозить людей или грузы с определённой скоростью, двигатель должен обеспечивать заданную силу тяги при определённом расходе топлива, свечи электрозажигания должны создавать разряд определённой интенсивности при заданном напряжении. Другими словами, все изделия должны обладать необходимой совокупностью свойств, определяющих их пригодность для использования по назначению, т. е. иметь соответствующее качество.

Все возрастающие требования к современным летательным аппаратам и усложнения выполняемых ими задач привели к необходимости создания авиационных комплексов и систем. Например, для обеспечения полёта

современного магистрального пассажирского самолёта с аэродрома вылета до аэродрома назначения в такой комплекс, кроме самолёта как средства доставки пассажиров, входят наземные системы управления и пилотажно-навигационного обеспечения, средства метеорологического обслуживания, системы радиосвязи и др. Успешная и своевременная доставка пассажиров в аэропорт назначения зависит уже не только от надёжности самолёта как летательного аппарата, но и от надёжности всех задействованных с целью обеспечения полёта систем и устройств, а также от качества работы экипажа самолёта, наземного технического и обслуживающего персонала.

Совокупность свойств комплекса, определяющая его способность выполнять поставленные задачи с достижением определённого эффекта, называется эффективностью комплекса или системы.

Эффект может быть экономическим, политическим, социальным, научным, философским, экологическим и т.д.

На рис. 13 схематично показана связь между отдельными свойствами и характеристиками изделий и человека, из сочетания которых формируется эффективность системы изделие — человек. Из представленной схемы видно, что на эффективность системы также влияют её безопасность и готовность.

На рис. 13 показано, что качество изделия, определяющее его пригодность быть использованным по назначению, складывается из комплексных свойств технического совершенства надёжности.

Техническое совершенство изделия характеризуется:

уровнем основных параметров и функциональных характеристик;

- рациональностью схемы, конструкции и уровня прочности;
- технологичностью (производственной и эксплуатационной);
- экономичностью (производства и эксплуатации) и эстетичностью;
- приспособленностью к использованию по назначению.

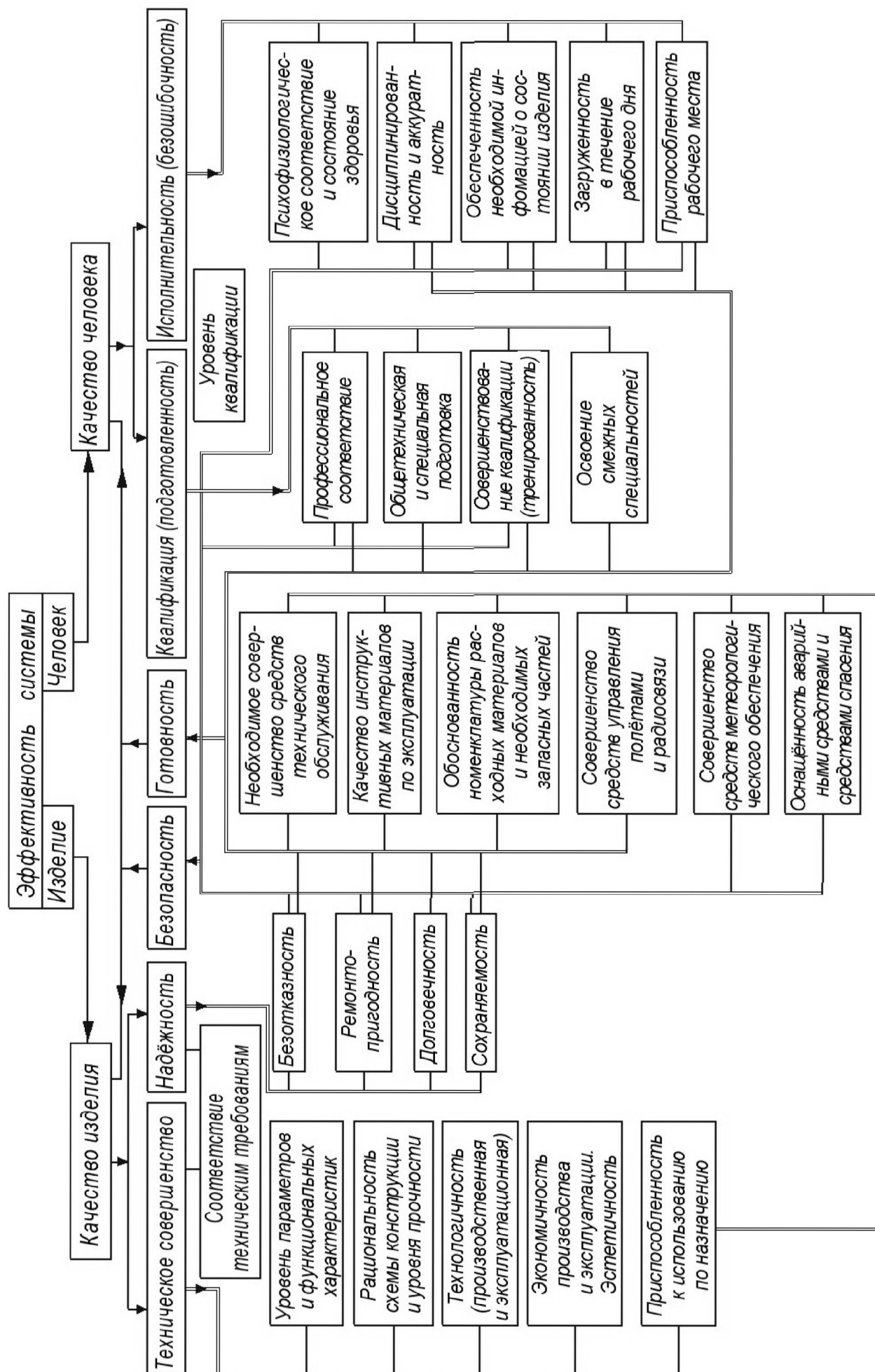


Рис. 13 – Схема взаимосвязи эффективности, качества и надёжности системы человек – изделие

Основными параметрами и характеристиками, например, авиационного двигателя являются удельная масса, удельный расход топлива, удельный импульс, а также абсолютные величины силы тяги, расхода топлива, массы и габаритных размеров.

Рациональность схемы и конструкции современного турбореактивного двигателя оценивается величиной степени двухконтурности, совершенством механизации компрессора и эффективностью системы охлаждения сопловых и рабочих лопаток турбины, степенью форсирования тяги и способами её регулирования и другими схемными и конструктивными решениями.

Производственная и эксплуатационная технологичность, экономичность изделия характеризуются величинами трудозатрат на его изготовление и эксплуатацию, уровнем унификации, стандартизации, степенью взаимозаменяемости деталей и узлов, удобством монтажа и демонтажа агрегатов и обслуживания изделий в эксплуатации. Оценка достоинств изделия также зависит от совершенства его внешних форм, тщательности обработки внешней и внутренней поверхностей, качества окраски и т. п.

Очень важным свойством авиационных систем является приспособленность к использованию по назначению. Наряду с эксплуатационной технологичностью летательного аппарата и его двигателей для эффективного использования авиационной системы большое значение имеют специальные средства и устройства, предназначенные для подготовки летательного аппарата к полёту и обеспечения успешного выполнения полёта. К числу основных составляющих, из которых складывается приспособленность изделия к использованию по назначению, относятся:

- необходимое совершенство средств технического обслуживания;
- качество инструктивных материалов по эксплуатации (руководства, инструкции);

- обоснованность номенклатуры расходных материалов и необходимых запасных частей;
- совершенство средств управления полётами и средств радиосвязи летательного аппарата с наземными службами обеспечения полётов;
- совершенство средств метеорологического обеспечения;
- оснащённость аварийными средствами и средствами спасения, используемыми для обеспечения возможности благополучного завершения полёта и уменьшения вредных последствий в случае лётного происшествия.

Одним из главных показателей технического совершенства изделия является соответствие его параметрических, функциональных, технологических, экономических и эксплуатационных характеристик достигнутому уровню науки и техники и требованиям мировых стандартов. Это соответствие является обязательным для авиационного двигателя. В частности, к современным газотурбинным двигателям в числе других предъявляются жёсткие требования по величинам отношения массы двигателя к силе тяги (удельная масса), удельных расходов топлива, трудозатрат на техническое обслуживание. Двигатели, не удовлетворяющие подобным требованиям, очевидно, не могут уже обеспечить современные лётно-технические характеристики летательных аппаратов.

Однако выполнение только изложенных выше требований ещё далеко недостаточно для использования изделий по своему назначению. Второй важной составляющей качества любого изделия является высокий уровень надёжности, так как при низкой надёжности никакие, даже самые хорошие функциональные характеристики не обеспечат безотказной работы изделия в течение заданного времени. Так, например, путём значительного повышения температуры газа перед турбиной, сужения критического сечения соплового аппарата турбины и применения ступеней компрессора с высокими степенями повышения давления воздуха можно

получить исключительно хорошие тяговые и расходные характеристики газотурбинного двигателя. Однако с таким двигателем самолёт не сможет безотказно летать из-за перегрева и прогаров сопловых и рабочих лопаток турбины, недостаточных запасов газодинамической устойчивости турбокомпрессора и плохих характеристик приёмистости двигателя. Следовательно, обеспечивая хорошие функциональные характеристики системы, необходимо одновременно заботиться о выполнении заданных требований по надёжности.

На рис. 13 представлены также составляющие свойства качества человека и их связи с безопасностью и готовностью системы.

Качеством человека, по аналогии с качеством изделия, назовём способность эксплуатирующего и обслуживающего персонала обеспечить выполнение системой поставленной задачи. Качество человека складывается из двух составляющих: квалификации, т. е. подготовленности персонала к выполнению своих обязанностей; и его исполнительности (дисциплинированности), т. е. безошибочности выполнения заданных действий по подготовке и применению изделия.

Исследование общих количественных характеристик и критериев качества человека и составляющих его свойств, а также определение возможностей человека как составляющего звена системы изделие — человек относятся к области инженерной психологии. Многие результаты исследований и рекомендации, разработанные авиационными медиками и психологами, находят практическое применение при проектировании систем управления и индикации, компоновке кабин летательных аппаратов, создании более эффективных средств и методов тренировки и подготовки лётного персонала, а также при разработке нормативов труда и отдыха лётно-технического состава. Большое значение для повышения качества работы эксплуатирующего и обслуживающего персонала имеют разработанные рекомендации по нормированию допустимых уровней акустических шумов, вибраций, радиоизлучений, загрязнённости воздуха

в кабине летательного аппарата и по рациональной организации рабочего места в ней.

Квалификация авиационного лётного и наземного персонала зависит от многих свойств человека, часть которых является общей для большинства специальностей, а часть – определяется профессиональной спецификой. К авиационному персоналу, например, предъявляются повышенные требования по общему физическому и психофизиологическому состоянию здоровья, т.е. по приспособленности к восприятию больших и знакопеременных нагрузок, скорости реакции, хорошей физической подготовке и т. п. Наряду с хорошей общетехнической и специальной подготовкой от авиационных специалистов требуется постоянное совершенствование своей квалификации и, в частности, для лётчиков обязательны периодические тренировки на специальных тренажёрах и подтверждение своего класса. Наземный технический и обслуживающий персонал также проходит периодическую переаттестацию. Большое значение для лучшего обеспечения безопасности и готовности имеет освоение смежных специальностей, что создаёт возможность взаимозаменяемости.

Исполнительность, или безошибочность действий, лётного и технического персонала зависит от ряда свойств человека и от многих внешних факторов, в том числе от его индивидуальных особенностей, состояния здоровья, удобства рабочего места, полноты получаемой информации о работе изделия и от загруженности в течение рабочего дня.

Безопасность и готовность системы как комплексные свойства определяются сочетанием ряда частных свойств, характеризующих качество изделия и качество человека, и некоторых других свойств, непосредственно влияющих на возможность предотвращения лётных происшествий или снижения тяжести их последствий.

Безопасностью будем называть совокупность свойств системы, включающей летательный аппарат, наземные средства управления,

экипаж и обслуживающий наземный персонал, позволяющих предупреждать возникновение аварийных ситуаций и обеспечивать невредимость и спасение людей, участвующих в полёте, в случаях отказов материальной части, ошибок экипажа или наземных служб, а также в случаях недопустимых внешних воздействий.

Безопасность обуславливается совокупностью следующих свойств:

- безотказность летательного аппарата и наземных средств обеспечения полётов;
- ремонтпригодность изделия;
- профессиональное соответствие лётного и обслуживающего наземного персонала;
- обеспеченность лётного и наземного персонала необходимой информацией о состоянии и параметрах работы систем и оборудования самолёта;
- совершенство средств управления полётами и радиосвязи;
- совершенство средств метеорологического обеспечения;
- оснащённость аварийными средствами и средствами спасения;
- дисциплинированность и аккуратность;
- приспособленность рабочего места;
- загруженность лётного и наземного персонала в течение рабочего дня.

Уровень безопасности полёта оценивается рядом количественных показателей: вероятностью безопасного завершения полёта, количеством налётанных часов на одно лётное происшествие или количеством происшествий на 100 тысяч часов налёта (или на 100 тысяч посадок) и др.

Лётным происшествием называется событие, которое связано с лётной эксплуатацией летательного аппарата и заключается в частичном или полном разрушении летательного аппарата, гибели людей в результате частичного или полного разрушения летательного аппарата.

К лётным происшествиям относятся также пропажа без вести летательных аппаратов, потеря летательных аппаратов в результате вынужденных посадок при невозможности их эвакуации (независимо от степени повреждения).

В зависимости от характера последствий для пассажиров, экипажа и летательного аппарата все лётные происшествия подразделяют на катастрофы, аварии и поломки.

Катастрофа – лётное происшествие, которое приводит к гибели хотя бы одного лица из состава экипажа или пассажиров при полном или частичном разрушении летательного аппарата. Лётное происшествие считают катастрофой, если смерть людей от ранений, полученных при лётном происшествии, наступила в течение десяти суток после него.

Авария – лётное происшествие, которое не влечёт за собой гибели людей из состава экипажа или пассажиров и заключается в полном разрушении летательного аппарата или в таких повреждениях, при которых восстановление его является невозможным или нецелесообразным.

Поломка – лётное происшествие, которое не влечёт за собой гибели людей из состава экипажа и пассажиров и заключается в таких повреждениях летательного аппарата, которые могут быть устранены силами ремонтных органов, после чего летательный аппарат может быть допущен к эксплуатации.

Готовность к работе – это совокупность свойств системы, определяющих её способность быть подготовленной к выполнению требуемой задачи в заданное время. Готовность определяется частью свойств изделия и человека, в том числе:

- безотказностью изделия и средств, применяемых при его обслуживании;
- ремонтпригодностью изделия;
- сохраняемостью изделия;

- профессиональным соответствием наземного технического персонала;
- совершенством средств технического обслуживания;
- обеспеченностью необходимой информацией о состоянии изделия;
- обеспеченностью технического персонала необходимыми расходными материалами и запасными частями;
- дисциплинированностью и аккуратностью;
- интенсивностью загрузки и продолжительностью рабочего дня;
- приспособленностью рабочего места;
- взаимозаменяемостью со смежными специалистами.

Кроме того, готовность зависит от качества руководящих материалов по техническому обслуживанию.

Готовность оценивается рядом количественных показателей и, в том числе, трудозатратами и продолжительностью подготовки изделия к работе.

Из рассмотренного следует, что как безопасность, так и готовность влияют на эффективность системы через качество изделия и качество человека. Более глубокое изучение методов анализа характеристик безопасности и готовности и их обеспечения является задачей специальных курсов. В числе их основных составляющих находятся безотказность и ремонтпригодность изделий, являющиеся важнейшими свойствами, определяющими надёжность.

1.4 СОСТОЯНИЯ И СОБЫТИЯ, ХАРАКТЕРИЗУЮЩИЕ НАДЁЖНОСТЬ

Состоянием называется совокупность процессов, которые происходят в изделии при его эксплуатации.

Выделяют пять технических состояний:

1. исправность (исправное состояние);

2. неисправность (неисправное состояние);
3. работоспособность (работоспособное состояние);
4. неработоспособность (неработоспособное состояние);
5. предельное состояние.

Событием называется переход из одного состояния в другое.

Исправным называется такое состояние двигателя, при котором он удовлетворяет всем требованиям нормативно-технической документации.

НТД — это совокупность различных документов:

$$\text{НТД} = \text{ТЗ} + \text{КД} + \text{ТД} + \text{ГОСТы} + \text{ОСТы} + \text{РТМ} + \text{ПР} + \text{НЛГ}.$$

Неисправным называется такое состояние двигателя, при котором он не соответствует хотя бы одному из требований НТД.

Работоспособность — это такое состояние двигателя, при котором значения всех параметров, характеризующих способность выполнять им заданные функции, находятся в заданных пределах, т.е. соответствуют требованиям ТЗ.

Неработоспособность — это такое состояние двигателя, при котором значение хотя бы одного параметра, характеризующего способность выполнять заданные функции, не соответствует требованиям ТЗ.

Ремонт — это событие, связанное с переходом от предельного и неработоспособного состояния в работоспособное и исправное, с полным и частичным восстановлением ресурса.

Дефект (по ГОСТ 15.467-79) — каждое отдельное несоответствие продукции требованиям, установленным НТД.

Термин «дефект» применяют при контроле качества продукции на стадии её изготовления, а также при её ремонте, например, при дефектации, составлении ведомостей дефектов и контроле качества отремонтированной продукции.

Предельным называется такое состояние, при котором эксплуатация изделия прекращается из-за:

- нарушения требований безопасности;
- ухода параметров за допустимые пределы;
- неустранимого снижения эффективности эксплуатации;
- морального старения.



Рис. 14. Схема перехода изделия из одного состояния в другое

Моральное старение — изделие соответствует всем требованиям ТЗ, но его параметры не соответствуют современному уровню развития.

Восстановление — процесс перехода объекта в работоспособное состояние из неработоспособного, или в исправное из неисправного.

Повреждение — событие, заключающееся в нарушении исправного состояния объекта при сохранении работоспособного.

Отказ — событие, заключающееся в нарушении работоспособного состояния объекта.

1.5 КЛАССИФИКАЦИЯ ИЗДЕЛИЙ

В определениях и терминах ГОСТов под изделиями или объектами понимают системы и их элементы, сооружения машины, приборы и их части (агрегаты, узлы, детали), т.е. единицы промышленной продукции, количество которых может исчисляться в штуках или экземплярах.

В теории надёжности авиационной и ракетной техники обычно под объектом понимают летательный аппарат, а двигатели чаще называют изделиями и реже объектами.

Классификация изделий необходима для:

- установления причин отказов и повреждений;
- определения потребного количества изготавливаемых двигателей;
- расчёта потребного количества ЗИП (запасные детали, инструменты, приспособления);
- определения мощности ремонтных предприятий.

Двигатели могут быть восстанавливаемыми и невосстанавливаемыми.

Восстанавливаемое изделие — изделие, для которого в рассматриваемой ситуации восстановление работоспособного состояния предусмотрено в НТД.

Двигатели могут быть восстанавливаемыми в рассматриваемой ситуации:

- в условиях полёта;
- находясь на аэродроме;
- находясь на ремонтном предприятии.

По возможности проведения ремонта различают:

- **ремонтируемые** (изделия, для которых проведение ремонтов предусмотрено в НТД);
- **неремонтируемые** (изделия, для которых проведение ремонтов не предусмотрено в НТД).

В зависимости от проведения технического обслуживания различают:

- **обслуживаемые** (изделия, для которых проведение технического обслуживания предусмотрено в НТД);

- **необслуживаемые** (изделия, для которых проведение технического обслуживания не предусмотрено в НТД).

Простым называется изделие, которое теряет свою работоспособность при отказе любого его элемента.

Сложным называется изделие, которое сохраняет свою работоспособность при отказе его отдельных элементов.

1.6 ОТКАЗЫ ДЛЯ

1.6.1 Классификация отказов

Классификация отказов позволяет облегчить оценку количественных показателей надёжности. Можно наметить математическую и инженерную классификацию отказов изделий авиационной и ракетной техники.

Отказ — событие, заключающееся в потере работоспособного состояния объекта.

Классификационные признаки:

- Характер потери работоспособности;
- Зависимость отказов между собой;
- Возможность одновременного возникновения отказов;
- По этапу ЖЦ, на котором была заложена причина отказа;
- Степень опасности;
- Последствия отказов;
- По узлам двигателя.

По характеру потери работоспособности отказы бывают:

- постепенные;
- внезапные.

По последствиям:

- отказы в полёте, когда двигатель самопроизвольно или принудительно выключается в полёте;
- отказы, приводящие к досрочному съёму (до выработки гарантийного ресурса);
- отказы, устраняемые в эксплуатации при ремонте и в течении обслуживания.

С позиции теории вероятности по характеру проявления отказов как случайных явлений можно выделить отказы постепенные и внезапные, совместные и несовместные, независимые и зависимые.

Постепенный отказ характеризуется постепенным изменением одного или нескольких заданных параметров изделия. Постепенные отказы развиваются во времени и связаны со старением, износом, усталостной прочностью, коррозией и другими факторами, изменяющимися свойствами материалов.

Для одного из ГТД (НК-8-4) постепенные отказы составляют 81,4%. Основные из них: износ уплотнений, сепараторов шарикоподшипников, полок и вставок, а также спецслоя; трещины сварных швов; ухудшение удельного расхода; электрохимическая и контактная коррозия. Среди этих дефектов детали компрессора составляют 7,8%, а турбины 10%.

Внезапный отказ характеризуется скачкообразным изменением одного или нескольких заданных параметров изделия. На вероятность появления внезапных отказов не влияет время предыдущей работы изделия.

Внезапные отказы наиболее опасны. Примерами таких отказов являются срывы в компрессоре, резонансные колебания, автоколебания лопаток и других элементов конструкции, разрушение деталей, прогары камеры сгорания и др.

Внезапные отказы трудно устранять, так как порождающие их условия и причины обычно неизвестны. Для ликвидации причин внезапных отказов часто приходится изменять первоначально принятую конструкцию

или методы изготовления. Внезапные отказы в рассматриваемом ГТД составляют 18,6%. В компрессоре возникает примерно 11%, а в турбине 2,7% от общего количества внезапных отказов ГТД.

Отказы элемента или изделия, не обусловленный повреждением или отказами других элементов, называется независимым. Зависимый отказ элемента обуславливается повреждением или отказом другого элемента изделия.

Отказ, возникающий в результате нарушения установленных правил и (или) норм конструирования, называется конструкционным.

Отказ, возникающий в результате нарушения установленного процесса изготовления или ремонта объекта, называется производственным. Эксплуатационным называется отказ, возникающий в результате нарушения установленных правил и (или) условий эксплуатации.

На начальной стадии доводки опытных изделий конструкционные отказы преобладают над производственными. Например, опытный ГТД

НК-8-4 имел 76% конструкционных и 24% производственных дефектов. По мере доводки это соотношение изменяется в сторону увеличения процента производственных отказов.

Статистика доводки ГТД НК-8-4 даёт следующие распределение отказов и неисправностей по стадии их выявления:

- В ходе стендовых испытаний 29%
- При опытной отработке на летающей лаборатории и самолёте-лидере 16%
- При разборке после испытаний и дефектации 55%

ГОСТ 13377-75 предусматривает ещё 2 типа отказов:

- сбой;
- перемежающийся отказ.

Сбой – это самоустраняющийся отказ, приводящий к кратковременному нарушению работоспособности. Многократно возникающий сбой одного и того же характера называется перемежающимся отказом.

По степени опасности последствий отказы делятся на следующие группы:

Таблица 1 – Группы отказов по степени опасности

Группа	Категория	Характеристика	
		На стенде	В эксплуатации
1	Летное происшествие	Прекращение испытания	Отказы, угрожающие безопасности полёта (аварии, катастрофы)
2	Отказ в полёте	Неисправности в процессе этапной наработки	Неисправности в полёте, приводящие к выключению двигателя
3	Досрочный съём двигателя	Отказы в процессе испытаний и при осмотрах, устранённых на стенде и при снятии двигателя со стенда, которые в эксплуатации приводят к досрочному съёму двигателя	Отказы на земле и в полёте, приводящие к досрочному съёму двигателя
4	Отказ, устранённый в эксплуатации	Отказы, устранённые без снятия двигателя со стенда	Отказы, устранённые без снятия двигателя с эксплуатации

Среди всех отказов самолётов на долю двигателей приходится 10-20%. Однако по последствиям отказы двигателей наиболее опасны. 60% лётных происшествий и 75% катастроф зарегистрировано из-за отказов двигателей.

Таблица 2 – Распределение отказов по системам и узлам двигателей

Система, узел	Распределение отказов (в %), приводящих к		Все отказы, %
	выключению двигателя в полёте	досрочному съёму с эксплуатации	
Регулирования и топливопитания	30...60	0...13	15...53
Смазки, подшипниковые узлы	5...15	3...14	2...28
Приводы агрегатов	2...10	0...10	8
Компрессор	10...20	10...50	2...20
Турбина	0...7	3...20	5...10
Камера сгорания	5	1...9	8

Модели постепенных отказов

S — предельные возможности, свойства или параметры конструкции.

R — действительные значения этих параметров в определённый момент времени.

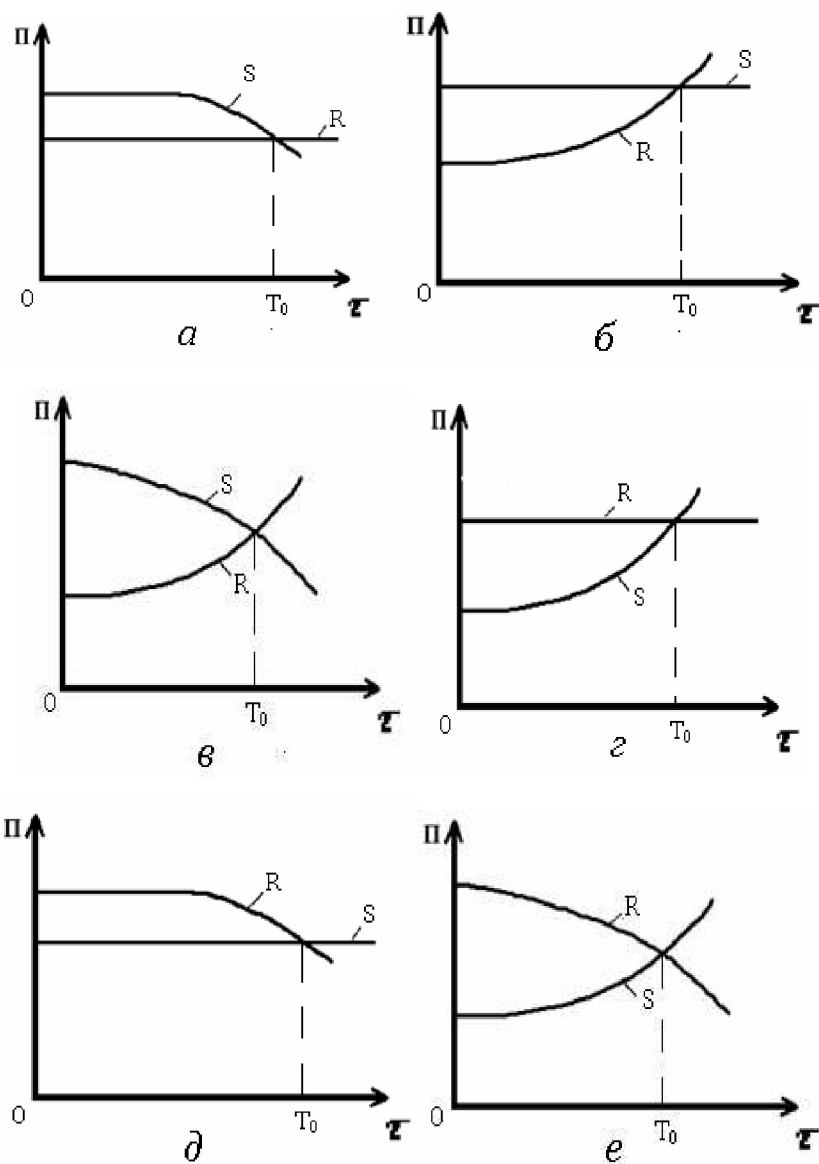


Рис. 15. Модели постепенных отказов

Модели внезапных отказов

Внезапные отказы — такие отказы, при которых S или R изменяются скачкообразно.

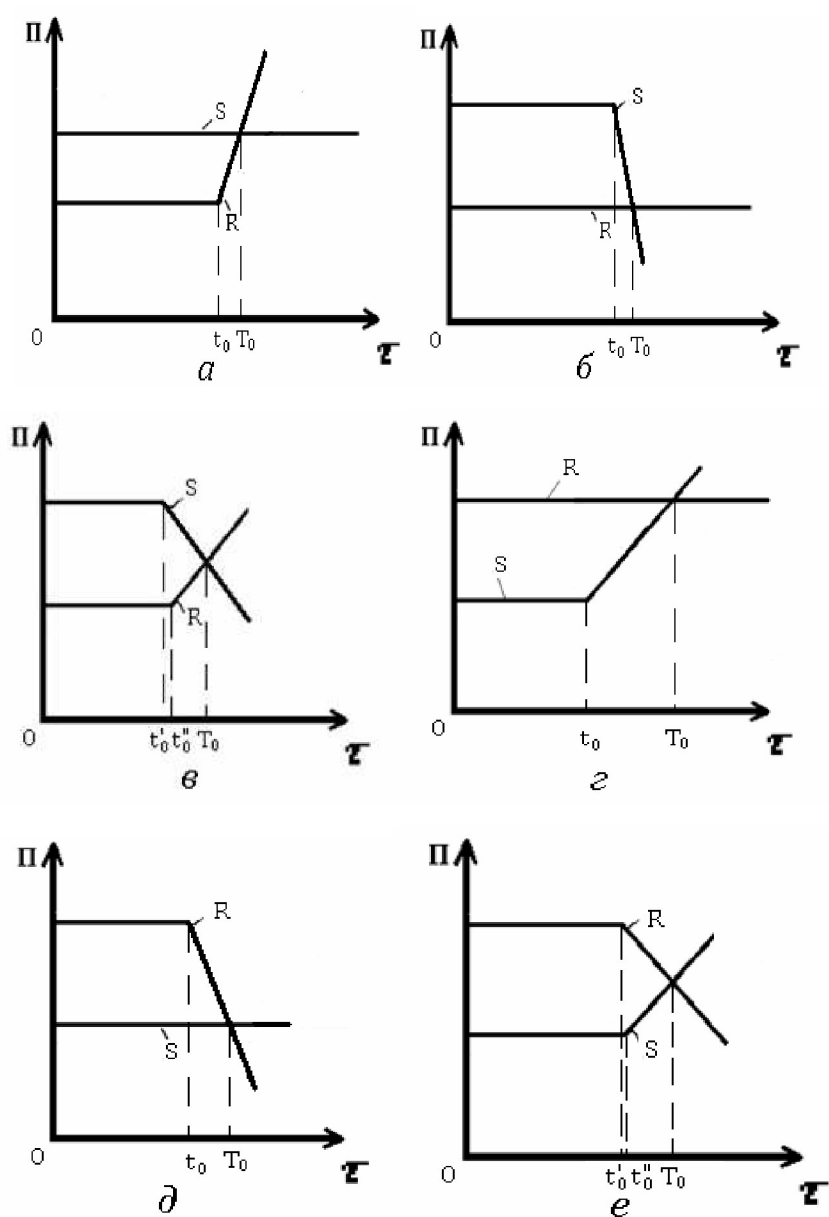


Рис. 16. Модели внезапных отказов

Примеры событий, приводящих к постепенным отказам

- Загрязнение проточной части пылью ($\downarrow P$, $\uparrow C_{уд.}$, перегрев);
- Абразивное изнашивание лопаток ($\downarrow P$, $\uparrow C_{уд.}$, $\downarrow \eta$);
- Изнашивание подшипников ($\rightarrow$ разрушение подшипников);
- Увеличение радиальных зазоров в проточной части ($\rightarrow \downarrow \eta$).

Примеры событий, приводящих к внезапным отказам:

- Попадание птицы (→ разрушение лопаток);
- Удар, катастрофа (для подшипников — удар при внештатной посадке на ВПП);
- Усталость от знакопеременных напряжений в лопатках, дисках, валах и др. (→ разрушение деталей);
- Молния, попадание самолёта в облако вулканического пепла, песчаное облако;
- Человеческий фактор (для маслосистемы — заправка неправильного масла, для турбины – резкое изменение положения РУД).

Конструкционные отказы — отказы, связанные с нарушением правил и норм проектирования двигателя.

Причины конструкционных отказов:

- Неверный выбор материалов;
- Неверное назначение шероховатости поверхности;
- Несоблюдение ГОСТов и ОСТов;
- Грубые промахи;
- Неучёт опыта создания предыдущих изделий.

Производственные отказы — возникают из-за несоблюдения конструкторской или технической документации при изготовлении, сборке, испытаниях и ремонтах.

Причины производственных отказов:

- Низкая квалификация работников;
- Несознательность и халатность;
- Усталость персонала из-за высокого качества двигателя.

Эксплуатационные отказы возникают в результате несоблюдения правил, норм и конструкций по эксплуатации.

Причины эксплуатационных отказов:

- Низкая квалификация;
- Халатность персонала.

1.6.2 Инженерно-физические основы надёжности

Разработка ДЛА производится по техническому заданию, определяющему назначение и условия применения, функциональные и эксплуатационные характеристики, ресурс, массу, габариты, показатели надёжности изделия.

Любое изделие проходит 3 этапа: проектирования, изготовления и эксплуатации. Но даже если все этапы создания изделия выполнены правильно, с использованием научно обоснованных методик, нормативно-технических документов и проверенных на практике инструкций по эксплуатации, в реальных условиях применения изделия наблюдаются его отказы и разрушения.

Основные причины отказов в том, что всегда имеются:

- 1) разброс и нестабильность физических и прочностных свойств материалов;
- 2) нестабильность и неидентичность технологических процессов изготовления и сборки;
- 3) разнообразие сочетания внешних условий;
- 4) широкий диапазон изменения величины и характера нагрузок, зачастую превышающих расчётный уровень и имеющих случайный характер.

1.6.2.1 Физические причины внезапных отказов

Внезапные отказы ДЛА могут приводить к тяжёлым последствиям, поэтому изучение физических причин их появления и разработка методов их своевременного предупреждения составляют важный раздел теории надёжности ДЛА.

Наиболее частым проявлением внезапных отказов являются поломки, растрескивания и деформации деталей, вызванные неблагоприятным

сочетанием действующих нагрузок и предела прочности. Например, в лопатке могут возникнуть повышенные местные напряжения, вызванные нерасчётными статическими и динамическими нагрузками, в сочетании с невыявленными производственными отклонениями и температурными воздействиями. Эти местные напряжения как случайные величины могут существенно отличаться от величин, принимаемых при прочностных расчётах и оценке ресурса.

Для определения вероятности появления внезапного отказа из-за повышенных местных напряжений необходимо проанализировать неблагоприятные сочетания высоких значений местной прочности R .

Эти параметры имеют плотности распределения $f(Q)$ и $f(R)$, определяемые режимом работы изделия, внешними условиями и отклонениями геометрии.

Так как Q и R – независимые случайные величины, то вероятность разрушения, определяемая как вероятность того, что $R-Q < 0$,

$$P(Q, R) = P(Q)P(R) = \int f(Q)dQ \cdot \int f(R)dR = \iint_{R < Q} f(Q) f(R)dQdR.$$

Для исключения разрушения согласно нормали прочности задаётся коэффициент запаса прочности $k=R/Q > 1$. Его величина изменяется во времени (рис. 17).

Разброс коэффициента запаса прочности отдельных элементов изделия определяется по результатам анализа неблагоприятных сочетаний внешних воздействий (нагрузок, температур, вибраций и т.п.) и местного ослабления конструкции из-за производственных отклонений (подрезки, утончения стенок, несоблюдения заданных радиусов скруглений, перекосов и т.п.).

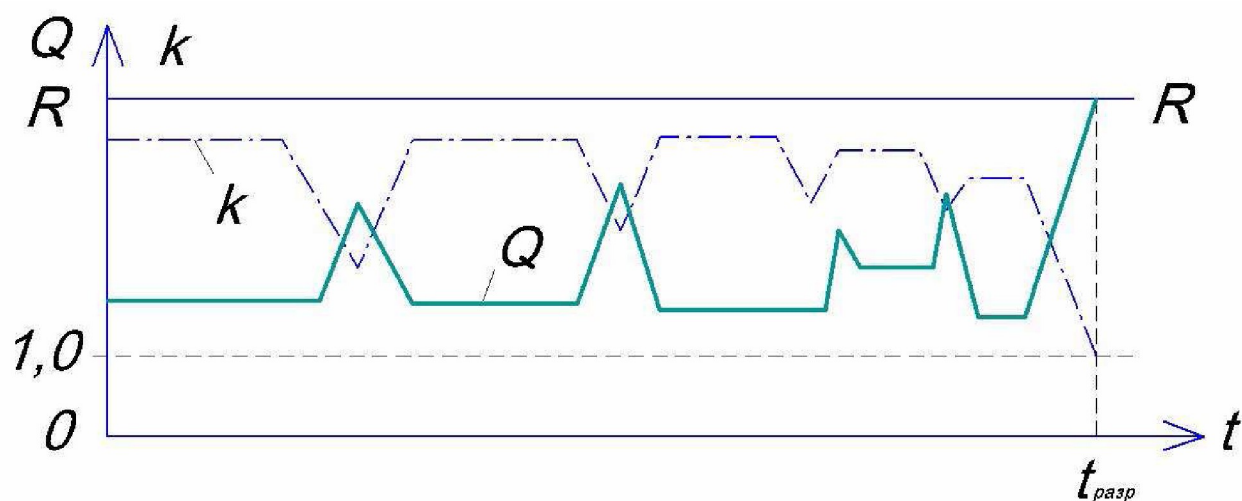


Рис. 17. Изменение во времени действующей нагрузки Q , фактической прочности R и коэффициента запаса прочности при внезапных отказах

Вероятность разрушения является очень чувствительной функцией коэффициента запаса прочности (рис. 18).

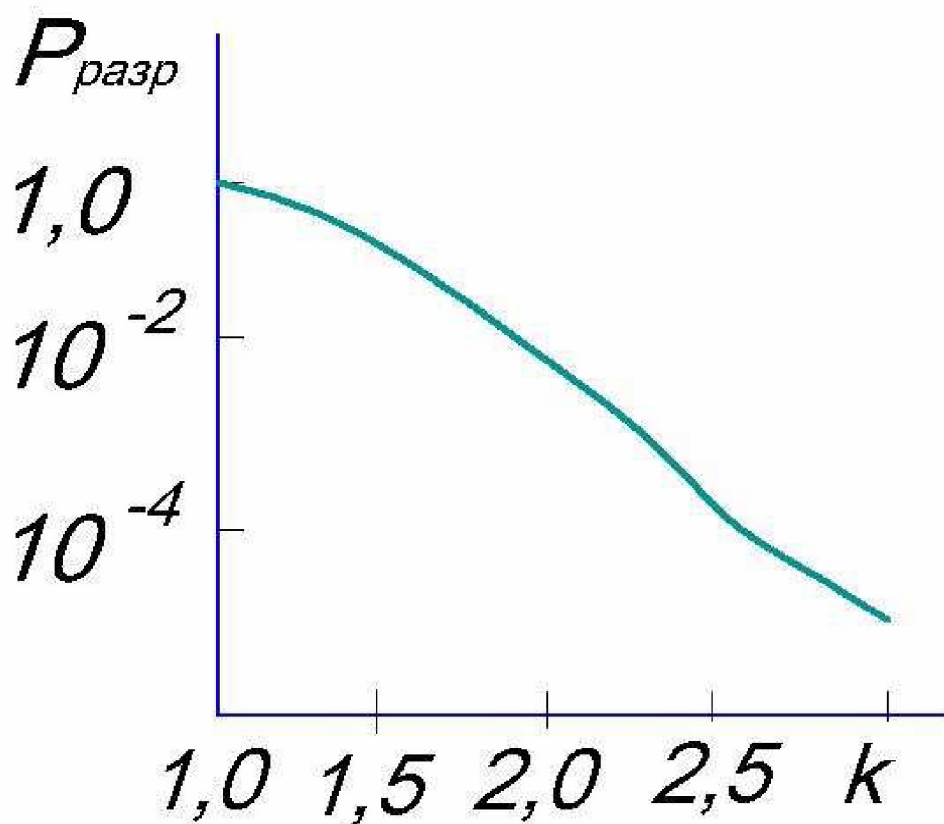


Рис. 18. Зависимость вероятности разрушения от запаса прочности

Для того чтобы сохранить вероятность разрушения на низком уровне, необходимо иметь относительно высокое значение коэффициента запаса прочности.

1.6.2.2 Физические причины постепенных отказов

Постепенные отказы обусловлены износом, старением, усталостью и коррозией материала. Они определяют долговечность элементов и ресурс изделия (рис. 19).

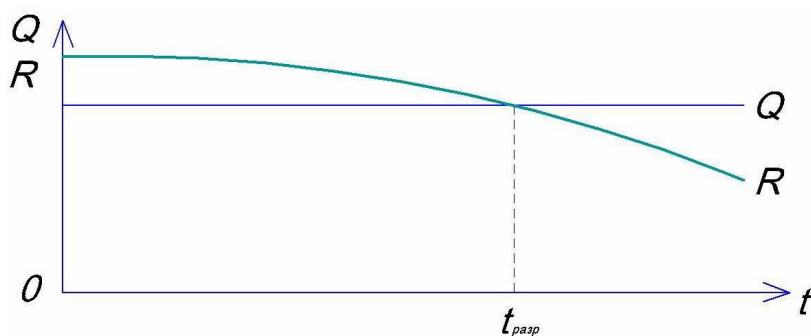


Рис. 19. Изменение действующей нагрузки Q
и фактической прочности R при постепенных отказах

Процессы, вызывающие постепенные отказы элементов ДЛА, определяются широким диапазоном температур (от 20 до 3500K), их переменными значениями (до 200...400K), высокими удельными нагрузками, широким спектром вибраций, воздействием разнообразных рабочих и окружающих сред.

Старение – это процесс, связанный с переходом материала из недостаточно стабильного в стабильное состояние. Этот переход сопровождается изменением структуры и физических свойств материала. С целью улучшения или стабилизации характеристик некоторых материалов иногда применяют искусственное старение. Но при этом наряду с улучшением одних характеристик материала может произойти

ухудшение других. Так, упрочнение при старении приводит к уменьшению пластичности металла.

Старение, обусловленное внутренними процессами, происходит в твёрдых растворах, имеет большое значение для многих термически обрабатываемых сплавов на железной, алюминиевой, медной, магниевой, никелевой и кобальтовой основе. Эти сплавы применяются для изготовления деталей ДЛА, работающих при высоких температурах.

В результате старения происходит изменение механических и динамических свойств сплава (рис. 20): на первых стадиях наблюдается упрочнение сплава, увеличение его твёрдости, уменьшение пластичности материала, на последних стадиях прочность сплава снижается, а пластичность повышается.

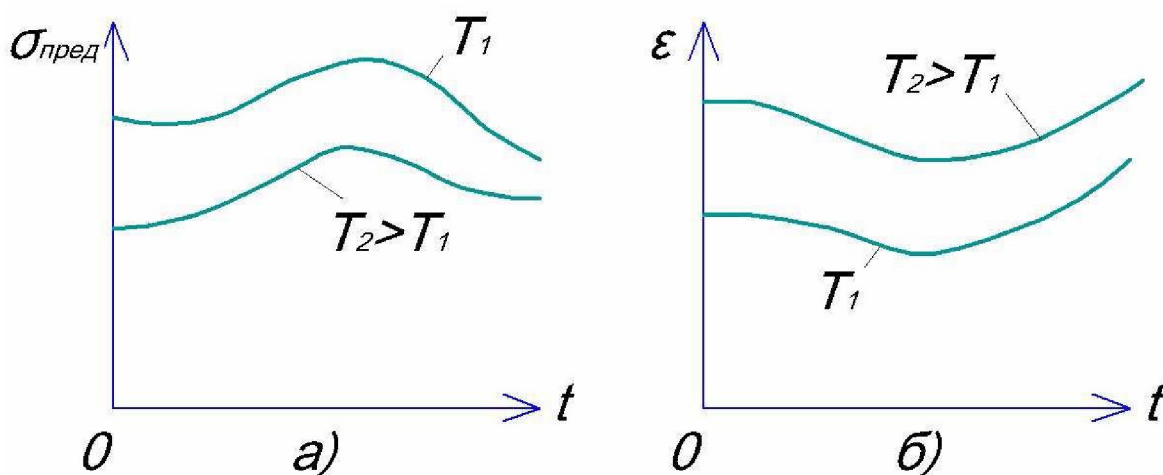


Рис. 20. Влияние продолжительности и температуры процесса старения на:
а – предел прочности; б – пластичность сплава

Коррозия – разрушение поверхности металла в результате химического и электрохимического взаимодействия среды. В продуктах сгорания топлива содержатся CO_2 и O_2 , которые вызывают окисление металла при высоких температурах. При газовой коррозии происходит обезуглероживание поверхностных слоёв, приводящее к снижению предела выносливости и поверхностной твёрдости.

Усталость – разрушение металлов и сплавов под действием многократного повторно-переменного нагружения.

Износ – это результат процесса постепенного изменения размеров детали по её поверхности при трении.

Абразивный износ – отделение частиц поверхности в результате резания абразивными частицами. Этому виду износа подвержены все элементы газовой воздушной системы.

Усталостный износ (питтинг) обычно возникает при трении качения или скольжения и является следствием усталости поверхностных слоёв металла. Этому виду износа подвержены зубья шестерён, цапфы валов, кольца шарикоподшипников.

Молекулярно-адгезионный износ характеризуется местным налипанием и отделением частиц на поверхности трения. Этот вид износа наблюдается в прецизионных парах агрегатов регулирования, золотниковых устройствах, плунжерных насосах и проявляется при больших давлениях и относительных скоростях скольжения, при малых величинах зазоров.

Кавитационный износ возникает в местах пониженного давления всасывающих патрубков насосов и сопровождается разрушением поверхности в результате воздействия газовоздушных пузырьков, возникающих при кавитации (холодном кипении жидкости).

Эрозия – разрушение поверхности металла в результате механического воздействия высокоскоростного потока жидкости или газа. Это воздействие можно представить как трение сплошного потока и его удары о поверхность. Эрозия в начальный момент на гладкой поверхности развивается медленно, но после появления поражённых мест прогрессирует. Этому способствуют имеющиеся на поверхности микротрещины.

Фреттинг-коррозия – это процесс разрушения металла на плотно контактирующих поверхностях трения в результате повторяющихся

микросмещений поверхностей относительно друг друга. Для образования фреттинг-коррозии достаточно перемещения с амплитудой 0,05...0,20 мкм. Разрушение заключается в образовании на поверхностях взаимного касания язвочек и продуктов коррозии в виде налёта, пятен, порошка. Поверхности, повреждённые фреттинг-коррозией, являются концентраторами напряжений и снижают предел выносливости. Этот вид износа встречается на деталях, соединённых с натягом и подверженных вибрациям (соединения трубопроводов, замковые соединения лопаток с диском и т.п.).

1.7 ПАРАМЕТРЫ НАДЁЖНОСТИ

Парциальные свойства надёжности и единичные количественные параметры их приведены на рис. 21. Проанализируем эти параметры.

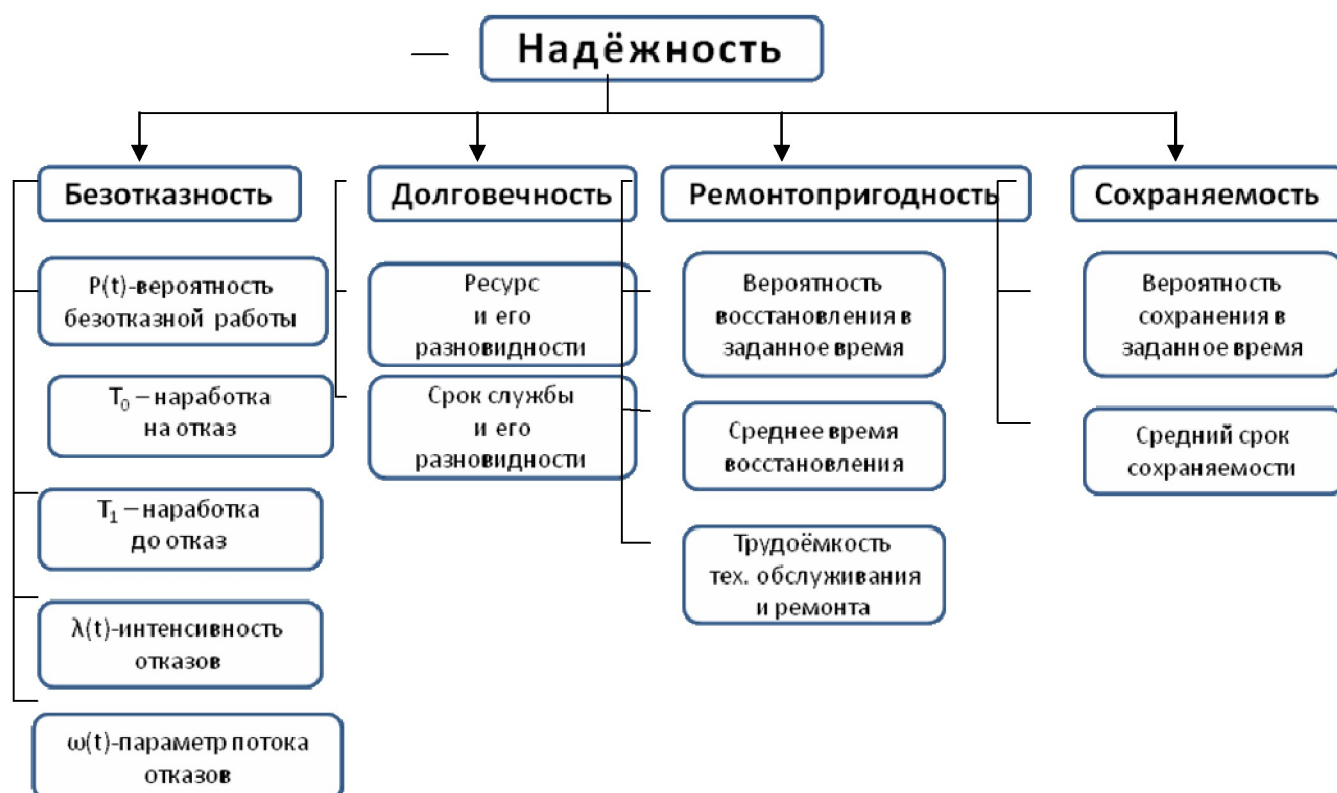


Рис. 21. Парциальные свойства надёжности и их параметры

1.7.1 Показатели безотказности

1.7.1.1 Вероятность безотказной работы

ВБР – это вероятность, что в пределах заданной наработки t – отказа не произойдёт.

$$P(t) = \text{Вер} \{t < T_1\} \quad (12)$$

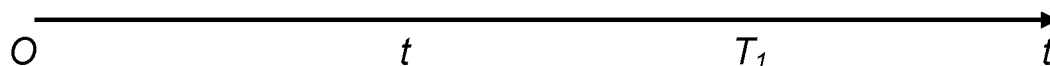


Рис. 22. Связь наработки до отказа T_1 с наработкой t

Если всего в эксплуатации находится N работоспособных двигателей, а при наработке t работоспособными остались

$$N(t) = N - n(t) \quad (13)$$

где $n(t)$ – число отказавших двигателей.

Тогда на основании статистических данных:

$$\square P(t) = \frac{N(t)}{N}; \quad (14)$$

$$\square P(t) = 1 - \frac{n(t)}{N}; \quad (15)$$

$$\square Q(t) = \frac{n(t)}{N}, \quad (16)$$

где $\square Q(t)$ – вероятность отказа, т. е. вероятность того, что при наработке t двигатель будет неработоспособен.

Если $n \rightarrow \infty$, статистическое значение параметра

$$\square Q(t) \rightarrow Q(t).$$

Из отмеченного следует

$$P(t) + Q(t) = 1. \quad (17)$$

$P(t)$ и $Q(t)$ образуют полную группу событий

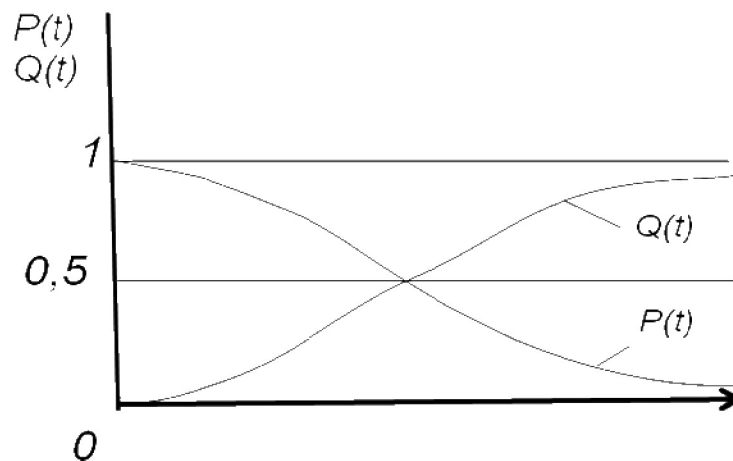


Рис. 23. Зависимость ВБР и вероятности отказа от наработки

Зависимость ВБР от наработки называется кривой убыли.

Математические свойства ВБР:

- при $t=0$ все изделия работоспособны, т. е. отказов нет;
- при $t \rightarrow \infty$, $P(\infty)=0$, т.е. при бесконечно большой наработке все изделия откажут;
- кривая убыли является монотонно убывающей функцией;

Некорректно говорить о неограниченном повышении ресурса, как о главной цели создания двигателя.

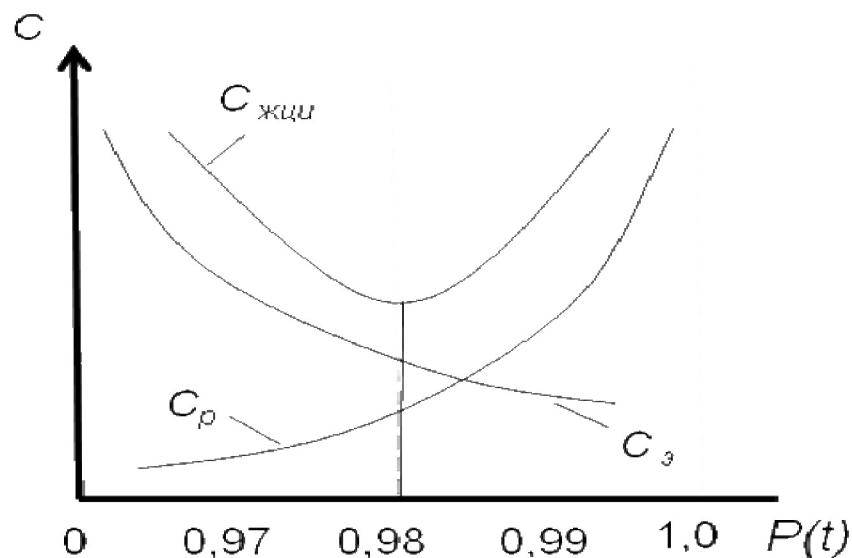


Рис. 24. Зависимости составляющих стоимости изделия от ВБР

где C_p – стоимость разработки и изготовления;
 $C_э$ – стоимость эксплуатации;
 $C_{жцц}$ – стоимость изделия за жизненный цикл.

Рассмотрим изменение ВБР по жизненному циклу для восстанавливаемого изделия (рис. 25)

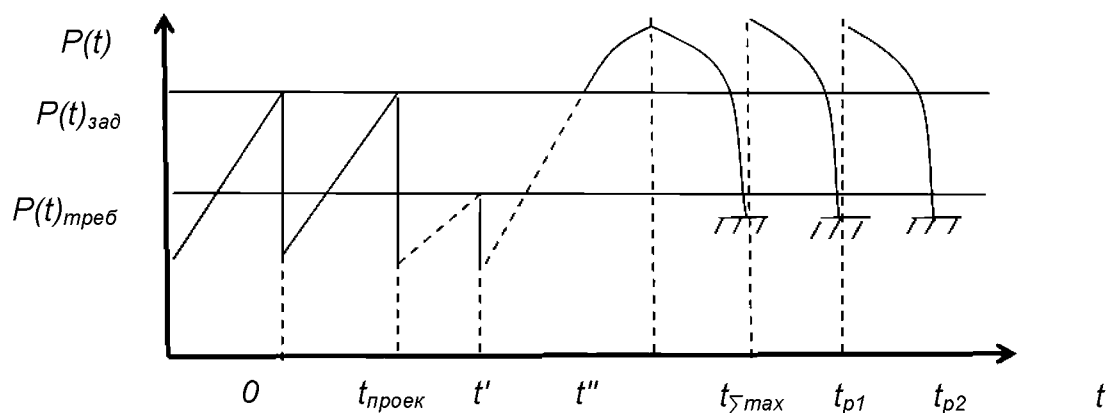


Рис. 25. Изменение ВБР по жизненному циклу для восстанавливаемого изделия

где $t_{\text{проект}}$ – продолжительность проектирования;

t' – время изготовления опытного образца;

t'' – время окончания доводки и проведения ГИ;

$t_{\Sigma\text{max}} \leq 1 \cdot 10^6 \text{ ч}$;

$P(t)_{\text{треб}}$ – параметры, которые необходимо достичь для начала эксплуатации;

t_{p1}, t_{p2} – время 1-го и 2-го ремонта.

1.7.1.2 Нарботка до отказа T_1

T_1 – математическое ожидание времени первого отказа

$$T_1 = M(t_{\text{отк}}) = \int_{-\infty}^{\infty} t \cdot f(t) \cdot dt. \quad (18)$$

Так как в задачах надёжности время изменения от 0, то

$$T_1 = M(t_{\text{отк}}) = \int_0^{+\infty} t \cdot f(t) \cdot dt, \quad (19)$$

где $f(t)$ – плотность распределения отказов, равная пределу отношения вероятности того, что случайная величина находится в определённом интервале

$$f(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{Bep\{t \leq T_1 \leq t + \Delta t\}}{\Delta t} \quad (20)$$

$$f(t) = \frac{dQ(t)}{dt} \quad (21)$$

$$f(t) = -\frac{dP(t)}{dt} \quad (22)$$

Подставим (22) в (19), получим

$$T_1 = - \int_0^{+\infty} t \cdot dP(t). \quad (23)$$

Найдём дифференциал произведения

$$d[t \cdot P(t)] = t \cdot dP(t) + P(t)dt. \quad (24)$$

$$t \cdot dP(t) = d[t \cdot P(t)] - P(t)dt,$$

тогда подставив (24) в (23), получим

$$T_1 = - \int_0^{+\infty} d[t \cdot P(t)] + \int_0^{+\infty} P(t)dt = -(t \cdot P(t)) \Big|_0^{+\infty} + \int_0^{+\infty} P(t)dt = \int_0^{+\infty} P(t)dt, \quad (25)$$

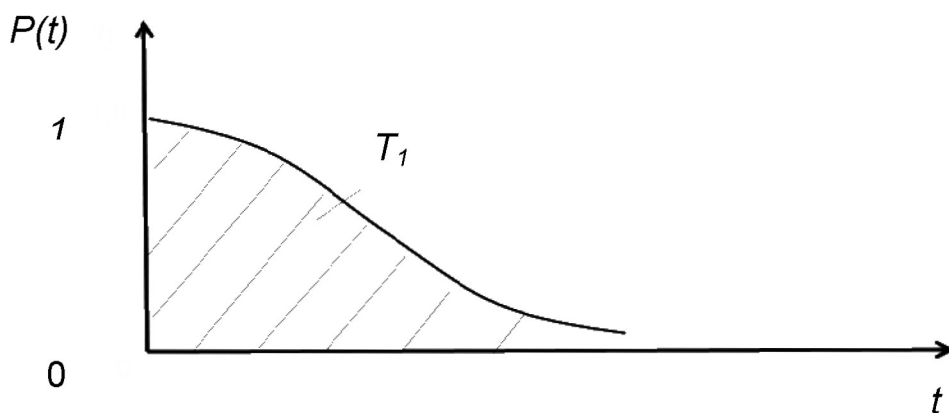


Рисунок 25 – Графическая интерпретация уравнения (25)

где T_1 – площадь под кривой.

Статистическое определение T_1

Пусть проходят испытания пять двигателей. Двигатели отказали в следующие моменты времени:

1-й: 20,35,50,120 ч.

2-й: 80,130,180 ч.

3-й: 50,180 ч.

4-й: 5,120,150 ч.

5-й: 10,20,40,150 ч.

Обычно T_1 используют для невосстанавливаемых двигателей. Возможно использовать T_1 для восстанавливаемых двигателей, если исследуются закономерности появления первого отказа

$$\bar{T}_1 = \frac{\sum_{i=1}^N T_{1i}}{N} \quad (26)$$

$$\bar{T}_1 = \frac{20 + 80 + 50 + 5 + 10}{5} = 35 \text{ ч.}$$

1.7.1.3 Нарботка на отказ T_0

T_0 – отношение периода наработки к математическому ожиданию количества отказов за этот период:

$$\bar{T}_0 = \frac{t_2 - t_1}{m_{cp}(t_2) - m_{cp}(t_1)}, \quad (27)$$

где t_1, t_2 – моменты времени

$m_{cp}(t_1), m_{cp}(t_2)$ – математическое ожидание количества отказов при наработке t_1 и t_2

$$m_{cp}(t) = \frac{\sum_{i=1}^N m_i(t)}{N} \quad (28)$$

Для примера найдём T_0 в период эксплуатации $t_1=100$ ч, $t_2=180$ ч.

Тогда

$$m_{cp}(t_2) = m_{cp}(180) = \frac{4+3+2+3+5}{5} = 3,4 \text{ ч.}$$

$$m_{cp}(t_1) = m_{cp}(100) = \frac{3+1+1+1+4}{5} = 2 \text{ ч.}$$

$$T_0 = \frac{180 - 100}{3,4 - 2} = 57 \text{ ч.}$$

Т.е. в среднем через каждые 57 ч. будет происходить один отказ.

Существуют нормы на T_0 и T_1

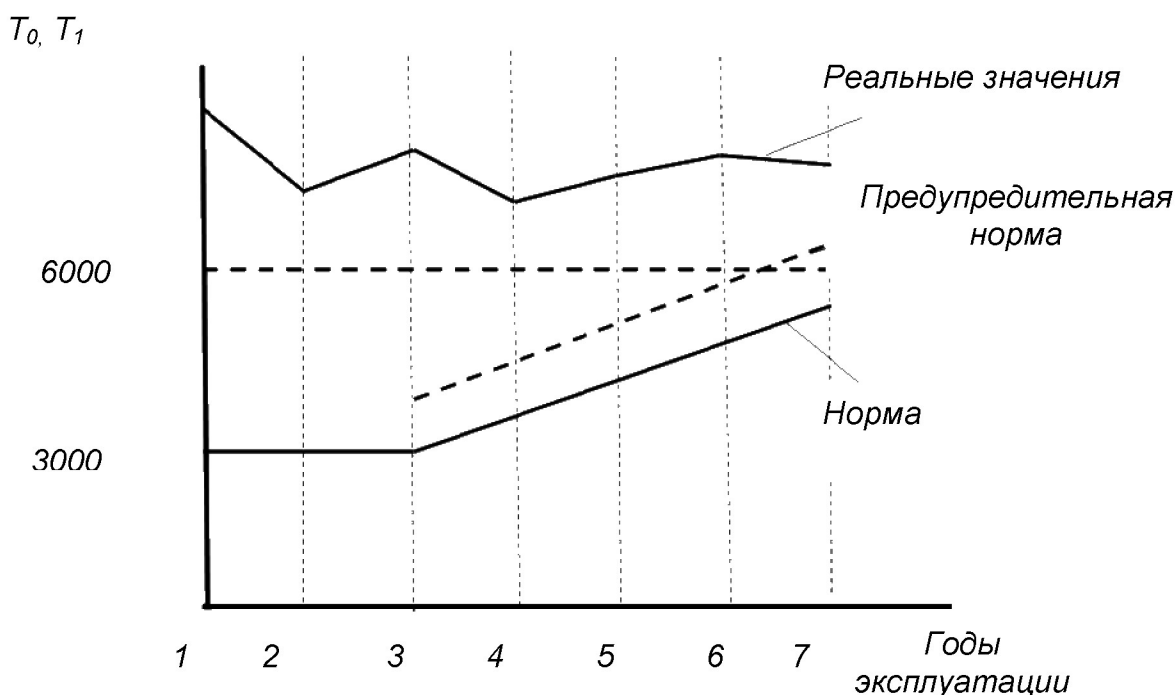


Рис. 27. Нормы на T_0 и T_1

Если реальная кривая приближается к предупредительной норме, то собирается отраслевая комиссия для выработки рекомендации.

1.7.1.4 Интенсивность отказов $\lambda(t)$

$\lambda(t)$ — условная плотность возникновения отказов невосстанавливаемого объекта, определяемая для рассматриваемого момента времени при условии, что до этого момента времени отказ не возник.

Смысл этой характеристики в оценке вероятности отказа в интервале $(t, t+\Delta t)$ изделий, безотказно проработавших до начала этого интервала, т.е. не вышедших из строя за время t .

Функция интенсивности отказов $\lambda(t)$ может быть определена как

$$\lambda(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{Bep\{t \leq T_i \leq t + \Delta t\}}{\Delta t} \Big|_{\text{для } N(t) \text{ изделий}} \quad (29)$$

Иными словами $\lambda(t)$ есть предел отношения условной вероятности отказа в интервале $(t, t+\Delta t)$ для $N(t)$ работоспособных изделий к длине этого интервала.

$$f(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{Bep\{t \leq T_i \leq t + \Delta t\}}{\Delta t} \quad (30)$$

Пусть $n(t)$ – число отказов в момент времени t

$n(t + \Delta t)$ – число отказов в момент времени $t + \Delta t$

$\Delta n(t) = n(t + \Delta t) - n(t)$, тогда

$$f(t) = \frac{\Delta n(t)}{N \cdot \Delta t}, \quad (31)$$

где N – общее число изделий

$f(t)\Delta t$ – характеризует вероятность отказа любого из общего числа изделий

$$\lambda(t) = \frac{\Delta n(t)}{N(t) \Delta t} \quad (32)$$

$N(t)$ – число изделий, работоспособных в момент времени t ;

$\lambda(t)\Delta t$ – вероятность отказа только тех устройств, которые остались работоспособными к моменту времени t

$$\lambda(t) = \frac{dn(t)}{N(t)dt} = \frac{dn(t)}{N(t)dt} \cdot \frac{N}{N} = \frac{f(t)}{p(t)} \quad (33)$$

$$\int_0^{\infty} f(t)dt = 1,$$

$$a \int_0^{+\infty} x(t)dt = \int_0^{+\infty} \frac{f(t)}{p(t)} dt \neq 1,$$

т.е. $\lambda(t)$ не обладает основными свойствами $f(t)$.

$\lambda(t)$ имеет размерность обратную наработке.

Параметр $\lambda(t)$ используют только для невосстанавливаемых ДЛА.

Для приведённого примера определим $\lambda(t)$

$$t_1=20 \text{ ч, } t_2=60 \text{ ч, тогда} \quad \lambda(20) = \frac{n(60) - n(20)}{2 \cdot (60 - 20)} = \frac{1}{80} \text{ ч}^{-1}$$

т.е. в единицу времени после момента времени t отказывают эксплуатируемых двигателей.

1.7.1.5 Плотность распределения отказов – параметр потока отказов

$$\omega(t) = f(t) = \frac{dQ(t)}{dt} \quad (34)$$

$$\square \quad \omega(t) = \frac{dn(t)}{N \cdot dt} \quad (35)$$

$$\square \quad \omega(t) = \frac{n(t + \square t) - n(t)}{N \cdot (t + \square t - t)} \quad (36)$$

$$m_{cp}(t) = \frac{n(t)}{N} = \frac{\sum_{i=1}^N n_i(t)}{N}$$

Если сравнить (36) с (29), то получим

$$\square \quad \omega(t) = \frac{1}{\square T_0}$$

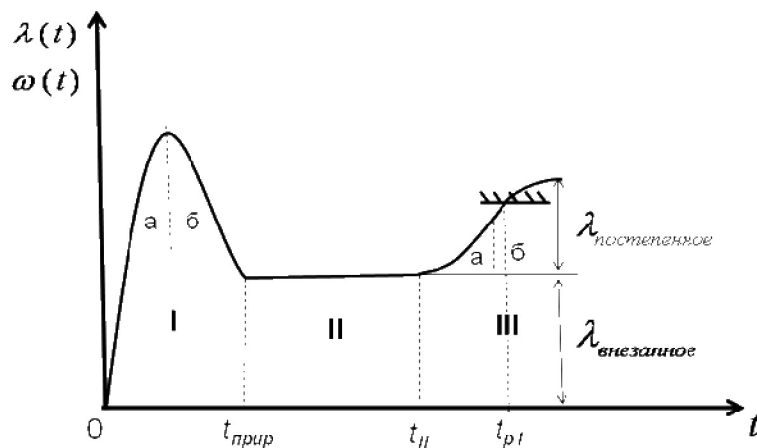


Рис. 28. λ -характеристика

Выводы по λ -характеристике:

- 1) стендовые испытания на заводе-изготовителе должны быть длительностью t_i ;
- 2) целесообразно совместить контрольные испытания со сдаточными;
- 3) профилактическая замена отказавшего элемента на новый может потребовать его приработки в системе двигателя, тем самым надёжность падает.

I Этап приработки – на этом участке происходит «выжигание» (выявление и устранение) скрытых конструкторско-технологических дефектов, которые происходят из-за незнания, неизученности многих вопросов при создании нового изделия или даже случайных ошибок конструкторов, технологов и т.п.

II Этап нормальной эксплуатации. Величина интенсивности отказов в этом периоде обусловлена действием таких объективных факторов, как стабильность характеристик материалов и соответствие фактических условий работы изделия заданным. Она также зависит от совершенства реализованных методов проектирования и производства. На этом этапе происходят только внезапные отказы.

III Этап деградации. После t_{II} начинает проявляться ресурсная наработка, т.е. проявляются последствия ползучести, релаксации,

усталости, эрозии, коррозии, изнашивания, выкрашивания, старения материалов и т.д. Т.е. выявляются деградационные процессы, и изделие переходит на III этап эксплуатации. В конце периода вследствие приближения к предельному техническому состоянию эксплуатация изделия становится небезопасной или нерентабельной и поэтому должна быть прекращена. Изделие направляется в ремонт или списывается (t_{p1} – снятие с эксплуатации или первый ремонт).

1.7.1.6 Показатели долговечности, сохраняемости и ремонтпригодности

Ресурс – наработка объекта от начала эксплуатации или её возобновления после ремонта определённого вида до перехода в предельное состояние.

Разновидности ресурса (срока службы):

1) γ -процентный ресурс (срок службы) – величина ресурса (срока службы), который достигается с вероятностью γ в процентах.

$$\gamma = 90, 95, 98, 99 \%$$

2) гарантийный ресурс (срок службы) – величина ресурса (срока службы), при которой не могут возникать неустраняемые отказы, а устраняемые ликвидируются на заводе-изготовителе за счёт его средств.

Срок службы – календарная продолжительность хранения и (или) транспортирования объекта, в течение и после которой сохраняются значения показателей безотказности, долговечности, ремонтпригодности в установленных пределах.

Примечание. Различают сроки сохраняемости:

- 1) срок сохраняемости до ввода в эксплуатацию;
- 2) срок сохраняемости в период эксплуатации.

Ремонтпригодность – свойство объекта, заключающееся в приспособленности к предупреждению и обнаружению причин

возникновения отказов, повреждений, поддержанию и восстановлению работоспособного состояния путём проведения технического обслуживания и ремонтов.

Свойство ремонтпригодности имеет следующие основные количественные показатели:

- вероятность восстановления работоспособного состояния;
- вероятность того, что время восстановления работоспособного состояния изделия не превысит заданного;
- среднее время восстановления работоспособного состояния – математическое ожидание времени восстановления работоспособного состояния.

Сохраняемость – свойство объекта сохранять значения показателей безотказности, долговечности и ремонтпригодности в течение и после хранения и (или) транспортирования.

Сохраняемость количественно оценивается с помощью следующих показателей:

- *средний срок сохраняемости* – математическое ожидание срока сохраняемости;
- *гамма-процентный срок сохраняемости* – срок сохраняемости, достигаемый изделием с заданной вероятностью γ , выраженной в процентах.

1.7.1.7 Параметры безотказности, применяемые только в ГТД

Частные критерии характеризуют количество отказов, приходящихся на 1000 часов наработки двигателей в полёте:

$$K_{1000} = \frac{1000}{T_0} \quad - \text{отношение 1000 ч наработки к наработке на отказ.} \quad (37)$$

$$K_{1000 \text{ о.п}} = \frac{1000}{T_{\text{о.п}}} \quad - \text{характеризует общее количество отказов,}$$

проявившихся в полёте и вызвавших нарушение работоспособности двигателей, $T_{o.п.} > 20000$ ч. (38)

Разновидностью этого коэффициента является коэффициент $K_{1000 \text{ в.п.}}$, характеризующий количество отказов, проявившихся в полёте и повлёкших за собой вынужденное или самопроизвольное выключение двигателей.

$K_{o.c.д} = \frac{1000}{T_{o.c.д}}$ – характеризует количество отказов, приведших к досрочному съёму двигателя с ЛА, т. е. затраты завода-изготовителя. $T_{o.c.д} > 6000$ ч. (39)

$K_{o.y.э} = \frac{1000}{T_{o.y.э}}$ – характеризует количество отказов, устранённых в эксплуатации, т.е. затраты эксплуатирующей организации.

1.8 ОСНОВНОЕ УРАВНЕНИЕ ТЕОРИИ НАДЁЖНОСТИ

Установим связь между показателями надёжности. Для этого воспользуемся такой расчётной схемой. Пусть в момент времени $t = 0$ работоспособными будут N изделий, а в момент времени t – $N(t)$ изделий, т.е. при наработке t откажет $n(t) = N - N(t)$ изделий.

Так как вероятность безотказной работы равна

$$p(t) = \frac{N(t)}{N} = 1 - \frac{n(t)}{N}, \quad (40)$$

то

$$\frac{dp(t)}{dt} = -\frac{dn(t)}{N dt} = \frac{N(t)}{N \cdot N(t)} \cdot \frac{dn(t)}{dt} = -p(t) \cdot \lambda(t). \quad (41)$$

Умножим и разделим правую часть на $N(t)$

$$\frac{dp(t)}{dt} = -p(t) \cdot \lambda(t). \quad (42)$$

или при обозначении

$$\dot{p}(t) = \frac{dp(t)}{dt}, \quad (43)$$

$$\lambda(t) = -\frac{\dot{p}(t)}{p(t)}. \quad (44)$$

Выражение (44) связывает интенсивность отказов с кривой убыли.

Плотность распределения

$$f(t) = \frac{dp(t)}{dt} = -\dot{p}(t), \quad (45)$$

Следовательно,

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{p(t)}. \quad (46)$$

Отсюда следует, что так как $0 \leq p(t) \leq 1$, то интенсивность отказов можно назвать условной плотностью вероятности отказа.

Проинтегрируем уравнение (45):

$$\int_0^t \frac{dp(t)}{p(t)} = -\int_0^t \lambda(t) \cdot dt. \quad (47)$$

откуда получаем при условии что $p(0)=1$;

$$p(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) \cdot dt} = \exp\left[-\int_0^t \lambda(t) \cdot dt\right]. \quad (48)$$

Выражение (43) называется основным уравнением безотказности. Оно определяет вероятность безотказной работы $p(t)$, для любого закона изменения $\lambda(t)$ во времени, а с помощью уравнения (46) и

$$\int_0^\infty f(t) \cdot dt = 1 = c \int_A^B f(t) \cdot dt. \quad \text{устанавливается связь между основными}$$

показателями безотказности.

1.9 МОДЕЛИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ВРЕМЕНИ БЕЗОТКАЗНОЙ РАБОТЫ

Знание λ -характеристик элементов и систем позволяет решать ряд важных практических задач надёжности ДЛА:

- правильно назначать величину ресурса;
- определять сроки и содержание регламентных работ;

- оценивать и обеспечивать заданные показатели надёжности вновь проектируемого двигателя и т.д.

Для анализа характеристик надёжности целесообразно описать их математическими моделями. Поэтому имеющиеся действительные распределения времени безотказной работы обычно аппроксимируются теоретическими распределениями. Эти распределения будут различными для трёх различных этапов эксплуатации, описываемых λ -характеристикой: приработки, нормальной эксплуатации и деградации (старения).

Рассмотрим подробнее некоторые теоретические распределения.

1.9.1 Экспоненциальное распределение

Экспоненциальное распределение характеризуется постоянной интенсивностью отказов, т.е. принимается $\lambda(t) = \lambda = \text{const}$. Тогда согласно основному уравнению безотказности:

$$p(t) = e^{-\lambda t}, \quad (49)$$

если $f(t) = \lambda e^{-\lambda t}, \quad (50)$

$$Q(t) \equiv F(t) = \int_0^t f(t) \cdot dt = \int_0^t (t) \cdot dt. \quad (51)$$

Математическое ожидание M , равное средней наработке до отказа T_1 , определим согласно выражениям (49) и (51)

$$T_1 = \int_0^{\infty} p(t) \cdot dt = \int_0^{\infty} e^{-\lambda t} \cdot dt = -\frac{1}{\lambda} \cdot e^{-\lambda t} \Big|_0^{\infty} = \frac{1}{\lambda}. \quad (52)$$

Для экспоненциального закона распределения дисперсия

$$D(t) = \int_0^{\infty} (t - M_t)^2 f(t) dt = \int_0^{\infty} \left(1 - \frac{1}{\lambda}\right)^2 \cdot \lambda e^{-\lambda t} dt = \frac{1}{\lambda^2}. \quad (53)$$

а среднее квадратическое отклонение

$$\sigma_t = \sqrt{D(t)} = \frac{1}{\lambda}. \quad (54)$$

Для экспоненциального закона распределения математическое ожидание равно среднеквадратическому отклонению случайной величины, т.е. коэффициент вариации $v_t = \frac{\sigma}{M} = 1$.

Отсюда следует недостаток экспоненциального распределения: при обработке небольшого количества данных можно сделать ошибку, соизмеримую с величиной математического ожидания.

Следует предостеречь также и от следующей ошибки при расчёте наработки до отказа по зависимости (54). При очень низких значениях λ , например, для некоторых радиоламп $\lambda = 1 \cdot 10^{-6} \text{ ч}^{-1}$. За 100 лет лет будут стареть и физически изнашиваться. Следовательно, наработка до отказа (или средняя наработка на отказ для восстанавливаемого изделия) не является истинной величиной наработки изделия, а служит математическим выражением наработки в предположении интенсивности отказов на определённом интервале времени.

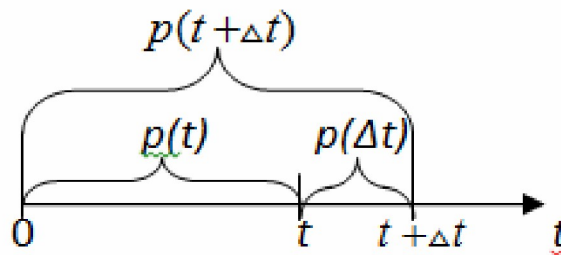


Рис. 29

Используем формулы из предыдущих разделов

$$p(t) = e^{-t/T_1};$$

$$Q(t) = 1 - e^{-t/T_1}.$$

Следовательно, при экспоненциальном законе надёжности средняя наработка до отказа однозначно определяет вероятности отказа и безотказной работы в любой момент времени.

Экспоненциальное распределение является однопараметрическим, так как форма кривой плотности распределения полностью определяется одним параметром λ . Это распределение является также и несимметричным.

Отметим важную особенность экспоненциального закона надёжности, определяющую область его использования.

Рассмотрим сложное событие (рис. 29), заключающееся в том, что изделие безотказно работало сначала с вероятностью $p(t)$ время t (первое событие), а затем с вероятностью $p(\Delta t/t)$ в интервале $(t, t + \Delta t)$ в течение Δt (второе событие). Тогда по правилу умножения вероятностей $p(t + \Delta t) = p(t) \cdot p(\Delta t/t)$, откуда

$$p\left(\frac{\Delta t}{t}\right) = \frac{p(t + \Delta t)}{p(t)} = \frac{e^{-\lambda(t + \Delta t)}}{e^{-\lambda t}} = e^{-\lambda \Delta t}. \quad (55)$$

Из выражения (55) следует, что при экспоненциальном законе надёжности вероятность безотказной работы в любом интервале времени определяется только величиной интервала Δt и не зависит от времени t предшествующей работы т.е. от истории нагружения изделия.

Независимость от предшествующих условий работы изделия является характерной особенностью внезапных отказов. Следовательно, экспоненциальный закон описывает безотказность только при внезапных отказах.

Но этот закон описывает также участок 2 Λ -характеристики (см. рис. 30) – период нормальной эксплуатации двигателей.

Таким образом, период нормальной эксплуатации характеризуется проявлением только внезапных отказов.

Экспоненциальное распределение применяется при рассмотрении наработки невозстанавливаемого изделия, до его внезапного отказа. У восстанавливаемых изделий случайным является промежуток времени между последовательными отказами, т.е. средняя наработка на отказ $T_0 = 1/\omega(t)$. Она также часто подчиняется экспоненциальному закону распределения.

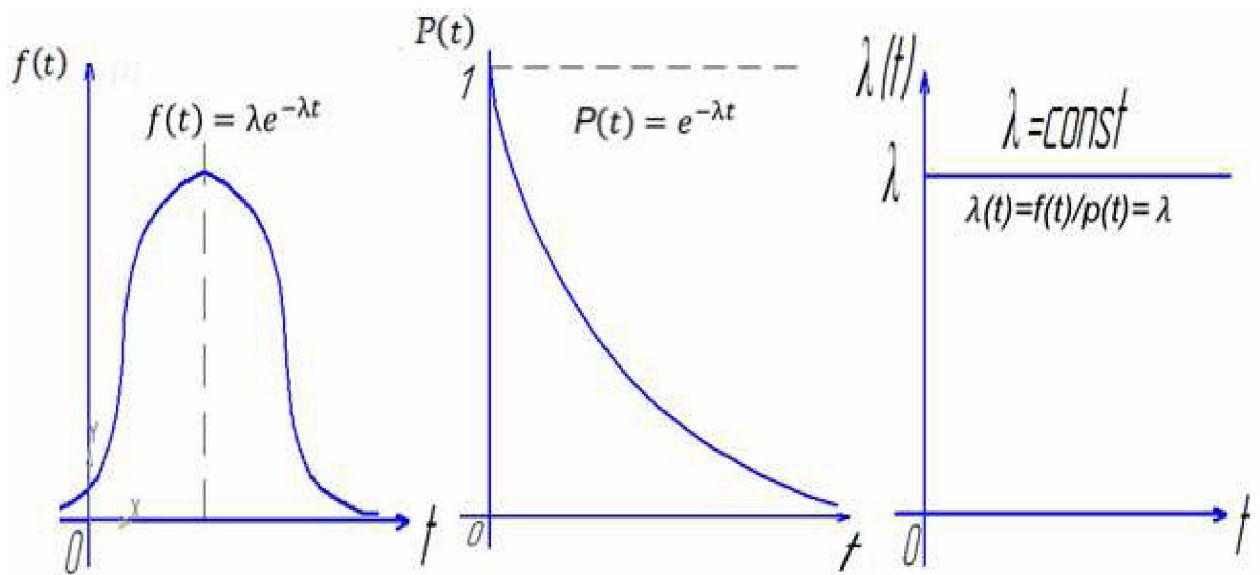


Рис. 30 – Экспоненциальный закон распределения

1.9.2 Распределение Вейбулла

Распределение Вейбулла получено эмпирически при исследовании времени безотказной работы и сроков службы.

Для непрерывной случайной величины (времени наработки) плотность распределения по Вейбуллу

$$f(t) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{(t-M)^2}{2\sigma^2}} \quad (56)$$

где T и t_0 -параметры распределения, характеризующие соответственно асимметрию и масштаб распределения (см. рис. 31).

Таким образом, распределение Вейбулла является двухпараметрическим. Универсальность этого распределения позволяет получать разный характер (см. рис. 31) зависимостей $f(t)$, $p(t)$, $\lambda(t)$ при изменении величины m . Благодаря этому, распределение Вейбулла широко используется при описании λ -характеристики на этапах приработки ($m < 1$), нормальной эксплуатации ($m = 1$), а также старения ($m > 2$, и $1 < m < 2$).

Следовательно, экспоненциальное распределение является частным случаем распределения Вейбулла.

Выбирая на основании статистических данных параметры t и t_0 , можно подобрать закон к опытному распределению. В частности, при $t=0,4\dots 0,7$ описывается период приработки авиационных ГТД.

Наработка до отказа

$$T_1 = \int_0^{\infty} p(t) dt = \int_0^{\infty} e^{-\lambda_0 t^m} dt = \frac{\Gamma(1 + \frac{1}{m})}{\lambda_0^{\frac{1}{m}}} \quad (57)$$

Здесь $\Gamma(1 + \frac{1}{m}) = \int_0^{\infty} x^{\frac{1}{m}} e^{-x} dx$, – гамма функция от аргумента $(1 + \frac{1}{m})$.

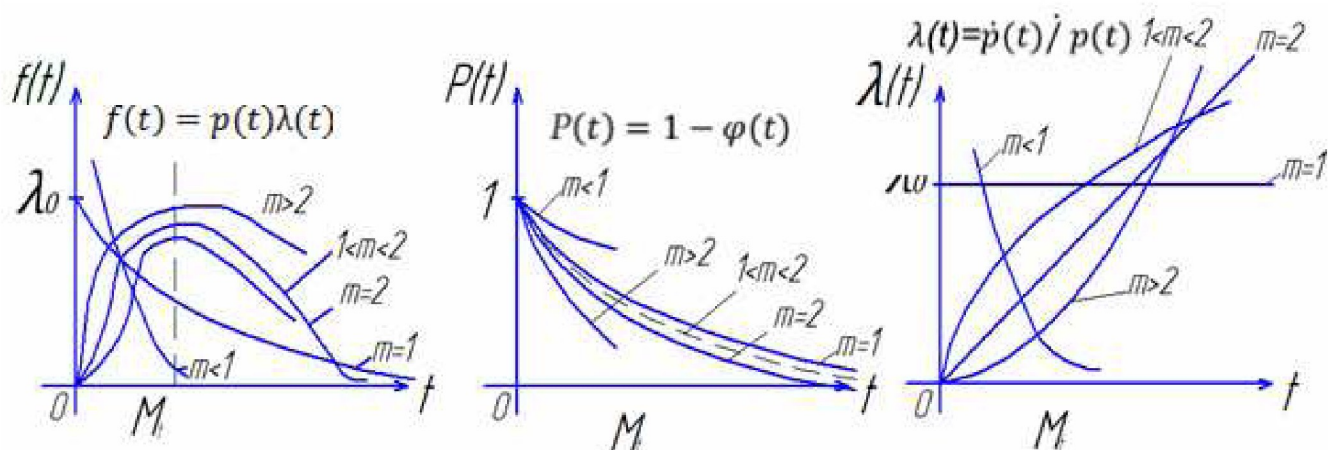


Рис. 31 – Кривые распределения Вейбулла

1.9.3 Нормальное распределение Гаусса

Нормальное распределение Гаусса является предельным распределением, к которому приближаются другие законы распределения при увеличении числа испытаний до бесконечности.

Плотность нормального распределения

$$f(t) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{(t-M)^2}{2\sigma^2}} \quad (58)$$

имеет симметричный относительно математического ожидания M вид (рис. 32).

Максимальная ордината $f(t)$ соответствует $t=M$ и зависит от величины среднего квадратического отклонения. Так как площадь под кривой $f(t)$ есть, то чем больше ρ , тем меньше максимальная ордината, положе кривая распределения и больше разброс случайной величины t . Если $\rho=idem$, а $M = var$, то кривая распределения сдвигается вдоль оси абсцисс без изменения своей формы.

Вероятность безотказной работы

$$p(t) = \int_t^{\infty} f(t) dt = \frac{2}{\sigma\sqrt{2\pi}} \cdot \int_t^{\infty} e^{-\frac{(t-M)^2}{2\sigma^2}} \cdot dt = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \cdot \int_t^{\infty} e^{-\frac{(t-M)^2}{2\sigma^2}} \cdot d\left(\frac{t-M}{\sigma}\right). \quad (59)$$

Таким образом, M характеризует положение центра симметрии, а σ – форму кривой распределения (т.е. рассеивание). Поэтому нормальное распределение является двух параметрическим. Уже отмечалось, что $M = T_1$ для невосстанавливаемых изделий и $M = T_0$ – для восстанавливаемых. Следовательно, средняя наработка на отказ есть параметр нормального распределения.

При $t > M + 3\sigma$ и $t < M - 3\sigma$ величина $f(t)$ очень мала. Поэтому часто рассмотрение закономерностей ограничивают приближёнными значениями $f(t)$ только до $t=M \pm 3\sigma$. Это свойство называется правилом трёх сигм. Оно справедливо и для ряда других распределений.

Соответственно вероятность безотказной работы

$$f(t) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{(t-M)^2}{2\sigma^2}}. \quad (60)$$

Интегралы выражений в конечном виде не берутся. Они вычисляются с помощью табулированной функции вида

$$\phi(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \cdot \int_0^x e^{-\frac{u^2}{2}} \cdot du, \quad (61)$$

где $u = \frac{t-M}{\sigma}$ – нормированная нормально-распределенная случайная величина.

Функция $\phi(x)$ называется интегралом вероятности или функцией Лапласа, её значения приведены в справочниках по теории вероятности.

Графики нормального распределения изображены на рисунке 3. Видно, что нормальное распределение хорошо описывает процессы, возникающие в период 3 λ -характеристики.

Нормальное распределение характеризует распределение непрерывных случайных величин, которые могут принимать любые не только положительные (как в экспоненциальном и Вейбулловском распределениях), но и отрицательные значения. Поэтому в задачах надёжности целесообразно пользоваться усеченным нормальным распределением, у которого ограничен интервал изменения случайной величины (от 0 до ∞).

Иногда интегралом вероятности называют функцию

$$\operatorname{erf} x = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \cdot \int_0^x e^{-\frac{u^2}{2}} \cdot du = \phi(x\sqrt{2}). \quad (62)$$

Если величина t ограничена интервалом от A до B , то в этом интервале вся площадь под Гауссовской кривой равна

$$\int_{-\infty}^{\infty} f(t) \cdot dt = 1 = c \int_A^B f(t) \cdot dt. \quad (63)$$

Отсюда нормирующий множитель

$$\varepsilon = \frac{1}{F\left(\frac{B-M}{\sigma}\right) - F\left(\frac{A-M}{\sigma}\right)}. \quad (64)$$

Вне этого интервала, т.е. при $B < t < A$, $f_y(t) = 0$

При оценке срока службы изделия можно пользоваться и нормальным законом распределения, если коэффициент вариации $\vartheta(t) = \sigma/M < 0.5$.

Например, для ТВД АИ-20 $\sigma = 1100$ ч, $M = 3700$ ч $\vartheta(t) = 1100/3700 \approx 0,3$, т.е. можно пользоваться не усечённым, а нормальным распределением.

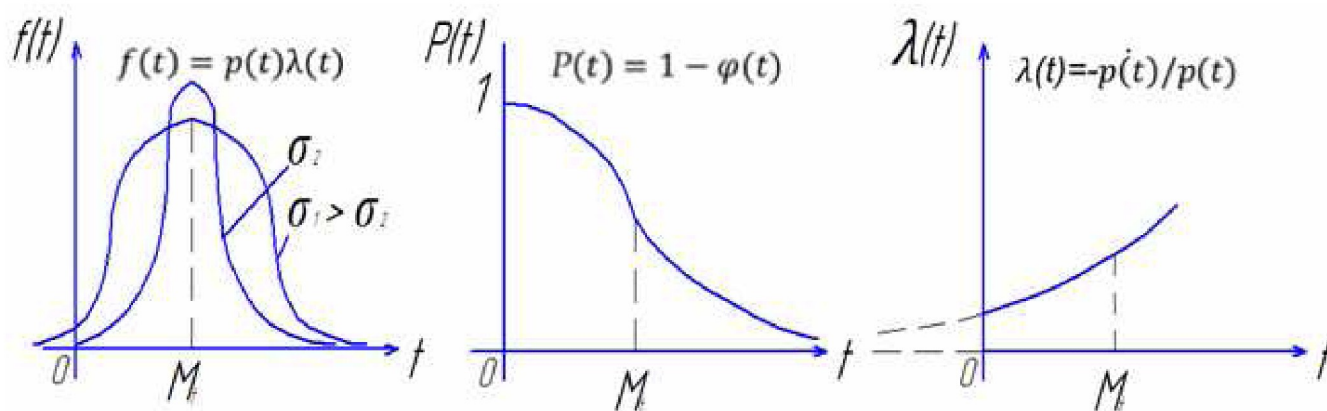
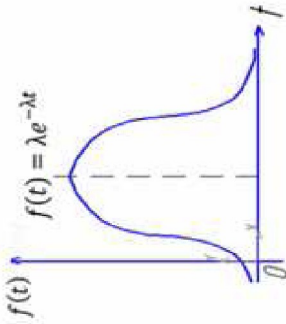
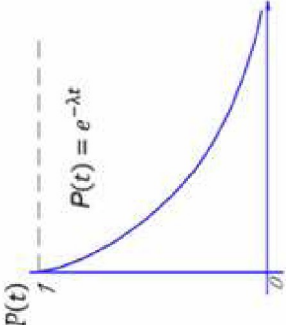
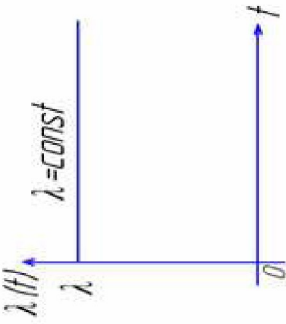
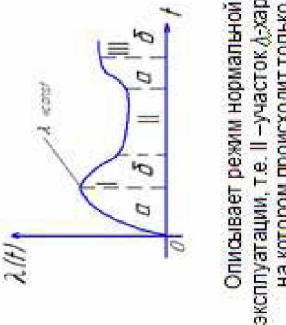
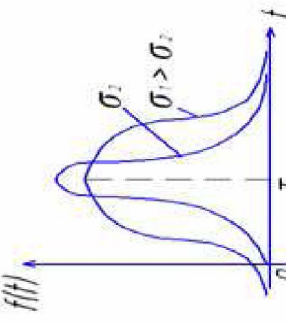
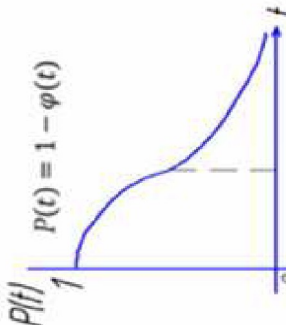
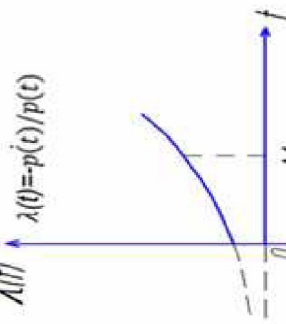
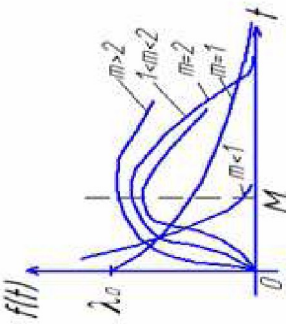
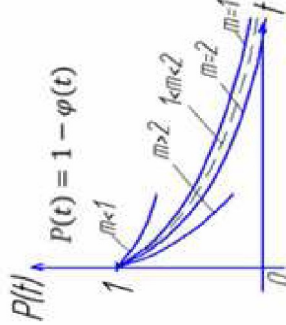
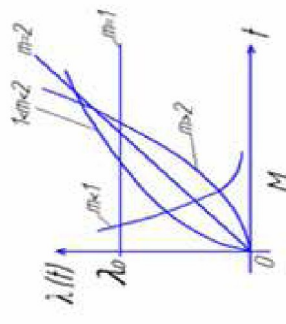


Рис. 32 – Кривые нормального распределения

Таблица 3 – Модели времени безотказной работы изделия

Закон распределения времени до отказа	Плотность распределения $f(t)=p(t) \cdot \lambda(t)$	ВБР $P(t) = \exp \left[- \int_0^t \lambda(\tau) d\tau \right];$ $p(t) = \frac{d}{dt} \int_0^t f(\tau) d\tau.$	Интенсивность отказов $\lambda(t) = \dot{p}(t) / p(t);$ $\lambda(t) = f(t) / p(t).$	Наработка до отказа $T_1 = \int_0^\infty p(t) dt$	Область применения закона распределения
Экспоненциальный закон распределения $0 \leq t \leq \infty$				$T_1 = \frac{1}{\lambda}$	 Описывает режим нормальной эксплуатации, т.е. II –участок λ-хар-ки, на котором происходит только внезапные отказы
Нормальный закон Гаусса $-\infty \leq t \leq \infty$ $0 \leq t \leq \infty$				$T_1 - \text{ для невосстанавливаемых изделий}$ $T_0 - \text{ для восстанавливаемых изделий}$	Описывает III а) –этап λ -хар-ки, т.е. этап деградации изделия, на котором происходят изнашивание, накопление повреждений и т.д.
Закон Вейбулла $0 \leq t \leq \infty$				$T_1 = \frac{\Gamma(1 + \frac{1}{m})}{\lambda_0^{\frac{1}{m}}}$	Описывает все этапы λ -хар-ки: $1 < m < 2 - \text{I а) и III б)}$ $m < 1 - \text{I б)}$ $m = 1 - \text{II –норм. эксл.}$ $m > 2 - \text{III а)}$

2 РАСЧЁТ И ОЦЕНКА НАДЁЖНОСТИ НА ЭТАПЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

2.1 ТЗ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ТРЕБОВАНИЯ ПО НАДЁЖНОСТИ, СОДЕРЖАЩИЕСЯ В НЁМ

При получении ТЗ конструктор учитывает особенности и отличия вновь создаваемого двигателя от двигателя прототипа, а также весь отечественный и мировой опыт создания двигателей.

Подсчёт показателей надёжности на этапе проектирования имеет низшую достоверность из-за того что:

1. Новый двигатель создаётся для новых условий эксплуатации, и влияние новых факторов может быть выяснено только с началом эксплуатации;
2. Новые двигатели имеют модернизированную конструктивно силовую схему, используются новые конструкторские и технологические решения, новые материалы, поведение которых при продолжительной эксплуатации будет выявлено лишь в течение большой наработки;
3. Статистика по отказам двигателя-прототипа из-за высокой его надёжности имеет небольшую выборку, т.е. отказы определённого типа одиночны.

Расчёты показателей надёжности на этапе конструирования позволяют сравнивать различные варианты между собой.

В ТЗ на проектирование двигателя предусматриваются следующие разделы:

1. Наименование и условные обозначения (шифр, индекс), разработчик;
2. Основание для разработки;
3. Цель разработки и назначение изделия;
4. Тактико-технические требования:

- 4.1 Тактические требования;
- 4.2 Технические характеристики;
- 4.3 Состав изделий;
- 4.4 Требования к конструкции и технологией изготовления;
- 4.5 Требования к сырью, исходным материалам и покупным изделиям;
- 4.6 Специальные требования;
- 4.7 Требования по надёжности;
- 4.8 Эксплуатационные и ремонтные требования;
- 4.9 Требования к упаковке и маркировке;
- 4.10 Требования к хранению и транспортированию;
5. Требования к стандартизации и унификации;
6. Техничко-экономические показатели;
7. Эргономические требования;
8. Порезом разработки, испытания изделия, приёмки и окончании работ;
9. Требования обеспечения секретности на всех этапах ЖЦИ;
10. Приложения.

В подразделе 4.7 обязательно указывается:

- номенклатура показателей надёжности и их значения;
- критерии отказов (разделение работоспособного и неработоспособного состояния);
- критерии предельного состояния изделия;
- основные методы оценки соответствия изделия требованиям по надёжности на различных этапах ЖЦИ;
- методы испытаний и исходные данные для их планирования;
- характеристики условий и режимов эксплуатации, а также условий ремонта;
- требования к составлению программ по обеспечению надёжности (ПОН).

При оценке надёжности на стадии проектирования исходят из 2 подходов:

- 1) метод физической надёжности;
- 2) метод структурной (схемной) надёжности.

Физическая надёжность – свойства отдельных элементов изделий, определяемая свойствами материала и конструкций, условиями работы и действующими нагрузками.

Схемная (структурная) надёжность – свойство изделий сохранять работоспособное состояние при наличии отказов отдельных элементов. Схемная надёжность определяется как физической надёжностью элементов, так и структурно-силовой схемой, а также взаимосвязью всех элементов изделий.

Для расчётов показателей надёжности используют различные методы, в том числе:

- 1) метод структурных схем;
- 2) метод логических схем.

2.2 МЕТОД СТРУКТУРНЫХ СХЕМ

2.2.1 Общие замечания по построению СС_х

1. Структурная схема (СС_х) представляет собой условное изображение элементов надёжности, способов их соединения и взаимосвязи. Под элементами надёжности будем понимать как элементы конструкции, так другие понятия (режимы, дополнительные нагрузки, траектории полёта);
2. Выбирается принципиальная, или функциональная схема;
3. Элементы надёжности целесообразно детализировать до такого уровня, по которому имеется достоверная статистика и чтобы не усложнить схему элементами, имеющими высокую надёжность;

4. Некоторые элементы работают не всё время полёта, поэтому для определения показателей надёжности их необходимо приводить по всему времени полёта:

Пример: 1) $T_{1\text{фкпр}} = \frac{t_{\text{пол}}}{t_{\text{фк}}} T_{1\text{фк}}$

- 2) Разные агрегаты работают на разных режимах на разных участках полёта (СТГ– стартёр- генератор)

$$t_{\text{пол}} = t_{\text{ст}} + t_{\text{г}};$$

$$\lambda_{\text{стг}} = \frac{\lambda_{\text{ст}} \cdot t_{\text{ст}} + \lambda_{\text{г}} \cdot t_{\text{г}}}{t_{\text{г}} + t_{\text{ст}}}.$$

- 3) Некоторые элементы работают циклами:

$$\lambda = \frac{z_{\text{ц}} \cdot \lambda_{\text{ц}}}{t_{\text{пол}}} \quad z_{\text{ц}} - \text{количество циклов.}$$

5. Структурная схема не всегда совпадает с принципиальной схемой соединения элементов (табл. 4).
6. В структурной схеме элементы надёжности могут соединяться последовательно (рис. 33) или параллельно (рис. 34).

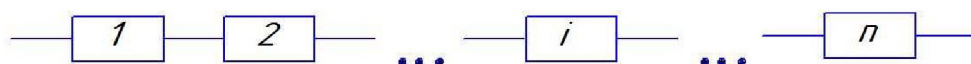


Рис. 33

Таблица 4 – Структурные и принципиальные схемы

Принципиальная схема расположения двигателей на самолёте	Структурная схема СУ, если НЛГС	
	удовлетворяет	Не удовлетворяет

Последовательным соединением элементов надёжности называют такие соединения необходимым и достаточным условием отказа которого является отказ любого элемента.

Параллельным называется такое соединение элементов, необходимым и достаточным условием отказа которого, является отказ всех элементов.

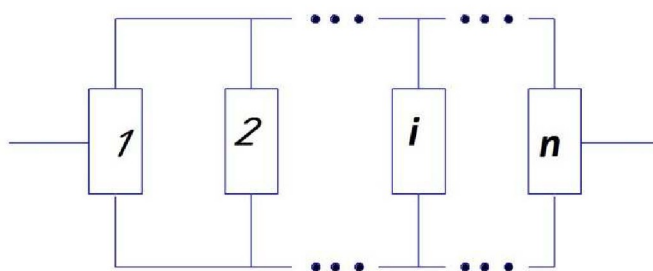


Рис. 34

Пример: Фильтр, назначение которого отфильтровывать элементы несгоревшего пороха. Отказами такого фильтра являются (табл. 5):

- прорыв фильтроэлемента под действием запуска;
- прогар фильтроэлемента;
- засорение фильтроэлемента.

Таблица 5 – Структурные и принципиальные схемы соединения фильтров

Принципиальная схема соединения фильтров	Структурная схема, если для фильтра опасно событие		
	прорыв	прогар	засорение

7. Метод структурных схем прост, но может использоваться при следующих условиях:

- все элементы СС_х должны быть одноотказными;
- все отказы должны быть независимыми;
- элементы надёжности не должны отрицать друг друга;
- все элементы должны быть одинарными, т.е. одно и тоже событие обозначает один элемент.

2.2.2 Расчёт показателей надёжности при последовательном соединении элементов

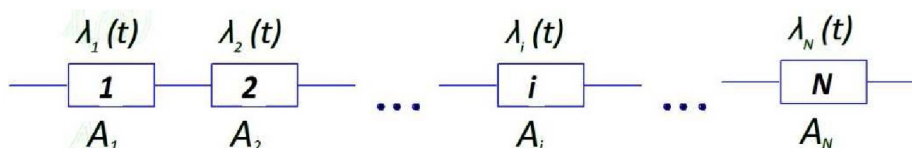


Рис. 35

При последовательном соединении элементов используется теория вероятности:

$$P(t) = P(A_1) \cdot P(A_2) \cdot \dots \cdot P(A_i) \cdot \dots \cdot P(A_N) = \prod_{i=1}^N P(A_i) \quad (65)$$

$$P_i(t) = e^{-\int_0^t \lambda_i(\tau) d\tau} \quad (66)$$

$$P_c(t) = \prod_{i=1}^N e^{-\int_0^t \lambda_i(\tau) d\tau} = e^{-\sum_{i=1}^N \int_0^t \lambda_i(\tau) d\tau} = e^{-\int_0^t (\sum_{i=1}^N \lambda_i(\tau)) d\tau} \quad (67)$$

$$P_c(t) = e^{-\int_0^t \lambda_c(\tau) d\tau} \quad (68)$$

$$\lambda_c = \sum_{i=1}^N \lambda_i(t) \quad (69)$$

Из зависимостей (67) и (69) видно, что чем больше число элементов N тем выше $\lambda_c(t)$ и тем ниже ВБР системы, поэтому для системы с последовательным соединением элементов целесообразно:

- 1) уменьшать количество элементов;
- 2) уменьшать интенсивность отказов каждого элемента;

Интенсивность отказов системы всегда больше интенсивности отказов элемента ($\lambda_э$). Следовательно, система всегда менее надёжна, чем её элемент.

Для нормального режима эксплуатации имеем:

$$\lambda(t) = \text{const} = \lambda_i \quad (70)$$

$$\text{Если } \lambda_i = \text{idem} = \lambda_{\text{э}}, \text{ то } \lambda_c = N \lambda_{\text{э}} \quad (71)$$

Из (70) и (71) следует, что если элемент и система в целом работают на режиме нормальной эксплуатации, то т.к. $\lambda = \frac{1}{T_{\lambda}}$, то можно заключить, что для последовательного соединения $\lambda_c = \frac{1}{T_c}$ (72).

Пример. Определить наработку до отказа редуктора авиационного конвертируемого ГТД, если $T_{1 \text{ пр ГТД}} = 15000 \text{ч}$, а потребные значения системы составляют:

$$1) T_{1c} = 10000 \text{ч};$$

$$2) T_{2c} = 12000 \text{ч}.$$

$$T_{1c} = \frac{1}{\frac{1}{T_{1\text{пр}}} + \frac{1}{T_{1\text{п}}}};$$

$$\frac{1}{T_{1c}} = \frac{1}{T_{1\text{пр}}} + \frac{1}{T_{1\text{п}}};$$

$$\frac{1}{T_{1\text{п}}} = \frac{1}{T_{1c}} - \frac{1}{T_{1\text{пр}}} = \frac{T_{1\text{пр}} - T_{1c}}{T_{1c} \cdot T_{1\text{пр}}};$$

$$T_{1\text{п}} = \frac{T_{1c} \cdot T_{1\text{пр}}}{T_{1\text{пр}} - T_{1c}};$$

$$1) T_{1\text{п}} = \frac{15000 \cdot 10000}{15000 - 10000} = 30000 \text{ч};$$

$$2) T_{1\text{п}} = \frac{15000 \cdot 12000}{15000 - 12000} = 60000 \text{ч}.$$

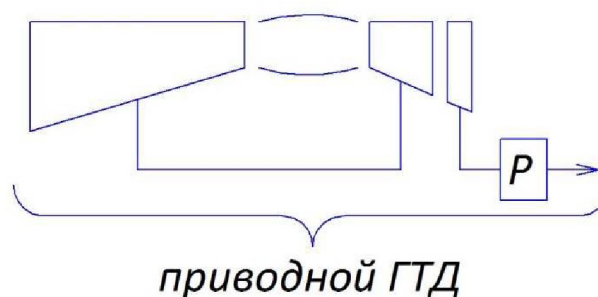


Рис. 36

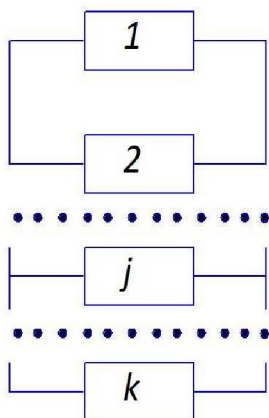
2.2.3 Формулы для расчёта показателей безотказности при параллельном соединении элементов

Вероятность отказа системы:

$$Q_c(t) = \prod_{j=1}^k Q_j(t) \quad (73)$$

$$Q_j(t) = 1 - P_j(t) = 1 - e^{-\int_0^t \lambda_j(t) dt} \quad (74)$$

$$Q_c(t) = \prod_{j=1}^k (1 - e^{-\int_0^t \lambda_j(t) dt}) \quad (75)$$



Пусть все элементы работают на режиме нормальной эксплуатации

$$\lambda_j(t) = \text{const} = \lambda_j \quad (76)$$

$$Q_c(t) = \prod_{j=1}^k [1 - e^{-\lambda_j t}] \quad (77)$$

Рис. 37

Если все элементы системы одинаковые, то

$$Q_c(t) = \prod_{j=1}^k (1 - e^{-\lambda_3 t}) = (1 - e^{-\lambda_3 t})^k \quad (78)$$

$$P_c(t) = 1 - (1 - e^{-\lambda_3 t})^k \quad (79)$$

При параллельном соединении надёжность тем выше, чем больше элементов (k).

$$f(t) = -\frac{dP_c(t)}{dt} = k(1 - e^{-\lambda_3 t})^{k-1} \cdot \lambda_3 e^{-\lambda_3 t} \quad (80)$$

Сравнение уравнений (80) и (70) говорит о том, что плотность распределения не подчиняется экспоненциальному закону, а система с параллельным соединением элементов – режиму нормальной эксплуатации.

$$\lambda_c = \frac{f(t)}{P(t)} = \frac{k\lambda_3(1 - e^{-\lambda_3 t})^{k-1} \cdot \lambda_3 e^{-\lambda_3 t}}{1 - (1 - e^{-\lambda_3 t})^k} \quad (81)$$

Вся система также не подчиняется экспоненциальному закону.

$$\lambda_c(0) = 0 ; \quad \lambda_c(\infty) = \lambda_3$$

Показатели надёжности системы при параллельном соединении всегда лучше, чем показатели надёжности одного элемента.

Из формулы (81) следует, что при $\lambda = \text{const}$ λ_c растёт при $\uparrow t$.

Постоянное резервирование характерно лишь для небольших интервалов наработки. Если через короткие интервалы времени (рис. 38) производится восстановление отказавших элементов, то в каждом заданном интервале преимущества резервирования будут использоваться наиболее полно.

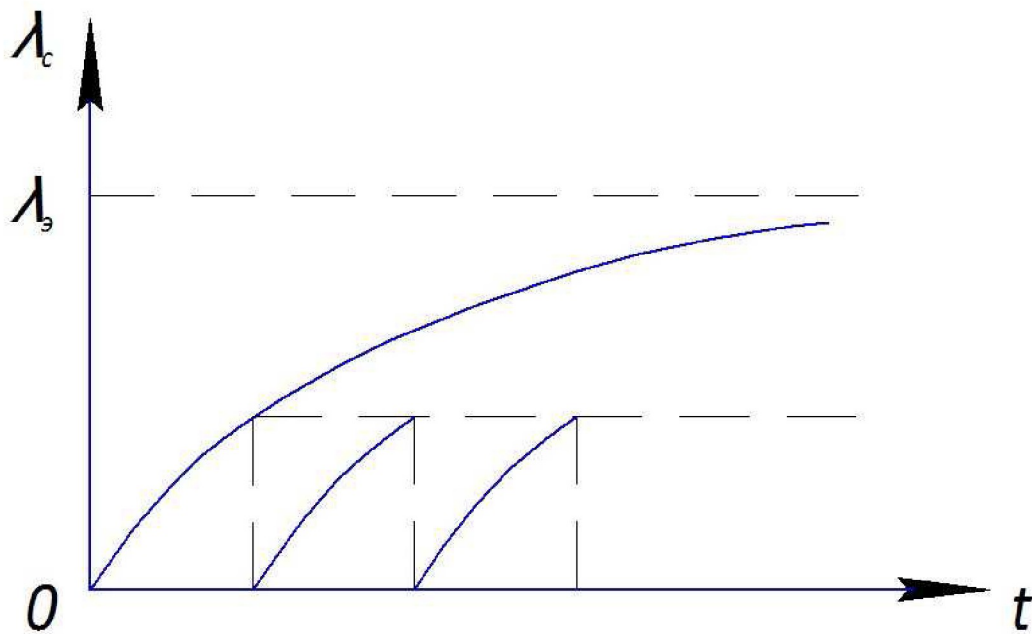


Рис. 38. К обоснованию целесообразности резервирования при небольшой наработке

Наработка до отказа системы:

$$T_{1c} = \int_0^{\infty} P_c(t) dt = \int_0^{\infty} [1 - (1 - e^{-\lambda t})^k] dt = (1 + \frac{1}{2} + \frac{1}{3} + \dots + \frac{1}{n}) T_{1э} \quad (82)$$

Для двух элементов:

$$\begin{aligned} T_{1c} &= \int_0^{\infty} [1 - (1 - e^{-\lambda t})^2] dt = \int_0^{\infty} [1 - (1 - 2e^{-\lambda t} + e^{-2\lambda t})] dt = \int_0^{\infty} (2e^{-\lambda t} - e^{-2\lambda t}) dt = \\ &= \int_0^{\infty} e^{-\lambda t} (2 - e^{-\lambda t}) dt = \frac{1}{\lambda} \int_0^{\infty} (2 - e^{-\lambda t}) d(2 - e^{-\lambda t}) = \frac{1}{2\lambda} (2 - e^{-\lambda t})^2 \Big|_0^{\infty} = \frac{1}{2\lambda} (4 - 1) = \frac{3}{2\lambda} = \\ &= \frac{3}{2} T_{1э} \end{aligned} \quad (83)$$

При параллельном соединении элементов наработка до отказа системы повышается, но не пропорционально количеству элементов: при $k=2$

$$T_{1c} = \frac{3}{2} T_{1э}, \text{ при } k=3 \quad T_{1c} = \frac{11}{6} T_{1э}.$$

Уравнение (83) является теоретическим обоснованием метода эксплуатации по техническому состоянию.

Факт, что показатели надёжности улучшаются при увеличении количества элементов, является основой для метода улучшения надёжности – резервирования.

2.2.4 Резервирование

Резервированием называется метод повышения надёжности системы введением дополнительных элементов или возможностей сверх минимального количества при их абсолютной безотказности.

Элемент, который необходим для выполнения изделия своих функций, называется основным. Элемент, который выполняет функции отказавшего элемента называется резервным.

Резервирование будем классифицировать по ряду признаков.

I. По возможности одновременной работы всех элементов резервирование бывает нагруженным и ненагруженным (рис. 39).

При нагруженном резерве резервные элементы присоединены к основным в течение всего времени работы и находятся в одинаковом с ними режиме.

При ненагруженном резерве резервные элементы включаются в работу только при отказе основных.

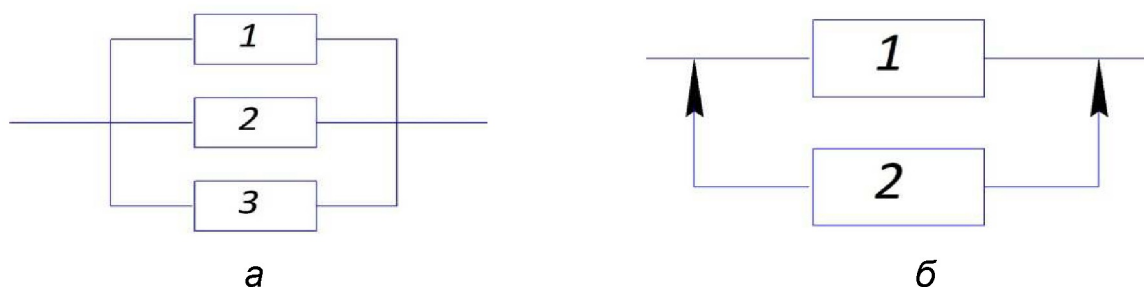


Рис. 39. Резервирование по возможности одновременной работы всех элементов:
а – нагруженное резервирование; б – ненагруженное резервирование

II. По способу резервирования элементов выделяют (рис. 40):

- общее резервирование;
- раздельное резервирование.

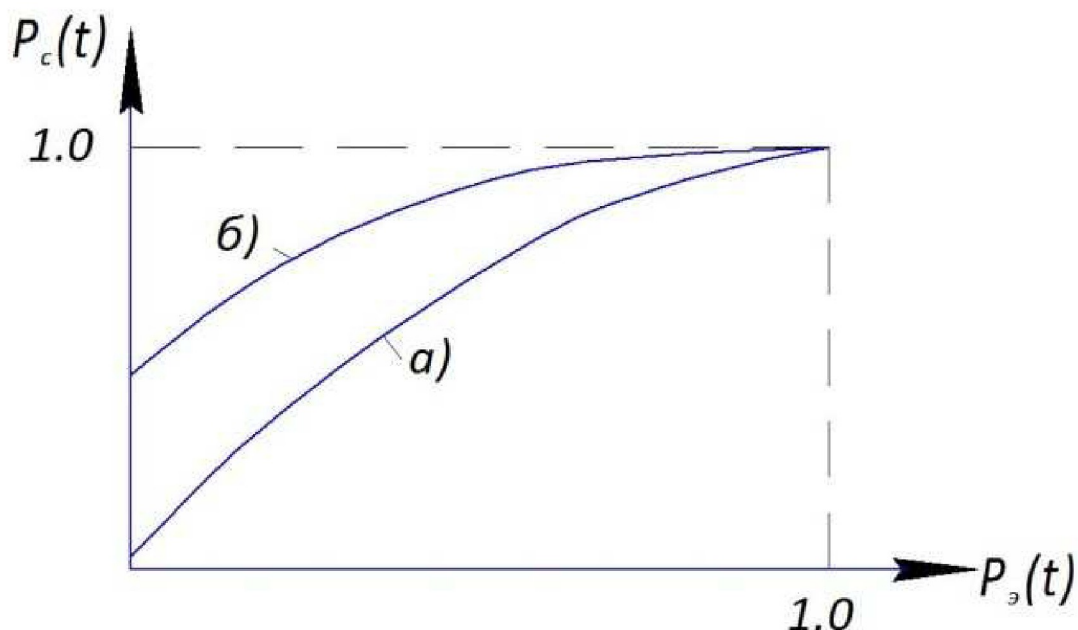


Рис. 42. Сравнение общего и отдельного резервирования

Из рис. 42 следует, что отдельное резервирование обеспечивает более высокий уровень ВБР.

III. По использованию дополнительных элементов или возможностей выделим агрегатное, нагрузочное, временное и функциональное виды резервирования.

Агрегатным называется резервирование, когда для выполнения функции отказавшего элемента используется такой же элемент.

Нагрузочным называется резервирование, при котором оставшиеся работоспособные элементы обеспечивают работоспособность системы благодаря переводу их на более нагруженный режим.

Временное резервирование – резервирование, при котором оставшиеся работоспособными элементы переводятся в режим более продолжительной работы, чем это предусматривается при безотказности элементов.

Функциональное резервирование – резервирование, при котором функцию отказавшего элемента выполняет элемент, не предназначенный для выполнения этой функции.

Пример. Как изменится вероятность безотказной работы на 2-х и 3-х двигательном самолёте, если $T_1=15000$ ч, $t_n=1,5$ ч?

Для режима нормальной эксплуатации:

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

Если $\lambda t \leq 0,1$ (т.е. $P(t) > 0,9$), то

$$P(t) \cong 1 - \lambda t + \frac{\lambda^2 t^2}{2!} - \frac{\lambda^3 t^3}{3!} + \dots + (-1)^{2k+1} \frac{(\lambda t)^{2k+1}}{(2k)!} (-1)^{2k+1} \frac{\lambda^k t^k}{k!}$$

$$P(t) \approx 1 - \lambda t \quad (84)$$

$$Q(t) = 1 - P(t) = \lambda(t) \quad (85)$$

$$\text{т.к. } \lambda = \frac{1}{T_1}, \text{ то } P(t) = 1 - \frac{t}{T_1} \quad (86)$$

$$Q(t) = \frac{t}{T_1} \quad (87)$$

$$1) \ n=1 \quad Q_1(1.5) = \frac{1.5}{15000} = 0.0001$$

$$2) \ n=2 \quad Q_2(1.5) = \left(\frac{1.5}{15000}\right)^2 = 1 \cdot 10^{-8}$$

$$3) \ n=3 \quad Q_3(1.5) = \left(\frac{1.5}{15000}\right)^3 = 1 \cdot 10^{-12}$$

Видно, что с увеличением количества двигателей ВБР системы резко повышается, если самолёт удовлетворяет НЛГ.

Резервирование не следует рассматривать как панацею от всех бед. Оно имеет ряд недостатков:

- 1) с $\uparrow$ количества элементов, увеличивается масса двигателя;
- 2) основной и резервный элементы работают в одних и тех же неблагоприятных условиях, поэтому необходимо усилия конструкторов направить на создание более благоприятных условий работы всех элементов благодаря виброзащите, охлаждению, созданию равномерных полей температуры и давления и т. д.;
- 3) внедрение резервирования приводит к увеличению параметра потока отказов, что усложняет и удорожает систему технического обслуживания и ремонтов;

- 4) не всякое параллельное соединение является резервированием (см. табл. 3, 4).

Резервирование применяется в 2-х случаях:

- 1) когда необходимо создать высоконадёжное изделие из дешёвых и малонадёжных элементов вместо того, чтобы создавать высоконадёжные, но дорогие элементы;
- 2) когда в принципе невозможно получить требуемый уровень надёжности без использования резервирования.

2.3 МЕТОД ЛОГИЧЕСКИХ СХЕМ

Метод логических схем основан на принципе алгебры логики.

Логическое умножение: $A_1 \text{ и } A_2 \rightarrow A_1 \times A_2$

Логическое сложение: $A_1 \text{ или } A_2 \rightarrow A_1 + A_2$

$$A_1 + \bar{A}_2 = 1$$

$$A_1 \times A_2 = 1$$

Порядок определения показателей надёжности по методу логических схем.

1. Вычерчивается принципиальная схема изделия и определяются все возможные виды отказов. Например, использование 3-х отказов фильтров, защищающих агрегатов A_2 :



Рис. 43. Схема рассчитываемой системы

2. Записываются логические условия безотказности рассматриваемой системы:

система работоспособна, если:

1) или все элементы системы работоспособны, т.е. $A_1 \times A_{\Phi 1} \times A_2 \times A_{\Phi 2}$;

2) или работоспособны агрегаты A_1 , A_2 , Φ_1 , а Φ_2 отказал по прорыву сетки:

$$A_1 \times A_{\Phi 1} \times A_2 \times \bar{A}_{\Phi 2 \text{прорыв}}$$

3) или работоспособны агрегаты A_1 , A_2 , Φ_1 , а Φ_2 отказал по прогару сетки:

$$A_1 \times A_{\Phi 1} \times A_2 \times \bar{A}_{\Phi 2 \text{прогар}}$$

4) или работоспособны агрегаты A_1 , A_2 , Φ_2 , а Φ_1 отказал по прорыву сетки:

$$A_1 \times A_{\Phi 2} \times A_2 \times \bar{A}_{\Phi 1 \text{прорыв}}$$

5) или работоспособны агрегаты A_1 , A_2 , Φ_2 , а Φ_1 отказал по прогару сетки:

$$A_1 \times A_{\Phi 2} \times A_2 \times \bar{A}_{\Phi 1 \text{прогар}}$$

3. На основании логических условий записывается логическое уравнение безотказности системы:

$$S = A_1 \times A_2 \times A_{\Phi 1} \times A_{\Phi 2} + A_1 \times A_2 \times A_{\Phi 1} \times \bar{A}_{\Phi 2 \text{прор}} + A_1 \times A_2 \times A_{\Phi 1} \times \bar{A}_{\Phi 2 \text{прог}} + A_1 \times A_2 \times A_{\Phi 1} \times \bar{A}_{\Phi 2 \text{прор}} + \\ + A_1 \times A_2 \times A_{\Phi 1} \times \bar{A}_{\Phi 2 \text{прог}} \quad (88)$$

4. Состояния A_i в уравнении (88) заменяем на их вероятности и получаем алгебраическое уравнение безотказности:

$$P_C(t) = P_1(t) \times P_2(t) \times P_{\Phi}(t) \times P_{\Phi}(t) + P_1(t) \times P_2(t) \times P_{\Phi}(t) \times Q_{\Phi \text{ прор}}(t) + \\ + P_1(t) \times P_2(t) \times P_{\Phi}(t) \times Q_{\Phi \text{ прог}}(t) + P_1(t) \times P_2(t) \times P_{\Phi} \times Q_{\Phi \text{ прор}}(t) + P_1(t) \times P_2(t) \times P_{\Phi} \times Q_{\Phi \text{ прог}}(t). \quad (89)$$

5. В уравнении (89) заменяем вероятности их выражениями через интенсивности отказов:

$$P_C(t) = (1 - \lambda_{A1}t)^x (1 - \lambda_{A2}t)^x (1 - (\lambda_{\text{Засор}} + \lambda_{\text{Прогар}} + \lambda_{\text{Прорыв}})t)^x (1 - (\lambda_{\text{Засор}} + \\ + \lambda_{\text{Прогар}} + \lambda_{\text{Прорыв}})t + 2\lambda_{\text{Прогар}}t + 2\lambda_{\text{Прорыв}}t). \quad (90)$$

6. При заданной наработке T и значениях интенсивности отказов фильтров $\lambda_{\text{зас}}$, $\lambda_{\text{прогар}}$, $\lambda_{\text{прорыв}}$ рассчитывается ВБР системы. Интенсивности отказов берутся из справочной литературы или по статистическим данным двигателей-прототипов.

7. Делается заключение о работоспособности спроектированной системы.

Если $P_{C\text{ расч}}(t) < P_{C\text{ треб}}(t)$, то система не удовлетворяет требованиям ТЗ. Тогда необходимо:

- 1) или применить структурные элементы с повышенным уровнем надёжности, т.е. меньшим λ ;
- 2) или ввести дополнительное резервирование;
- 3) или использовать оба пути.

2.4 ПРОЧНОСТНАЯ НАДЁЖНОСТЬ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛА

2.4.1 Надёжность и конструкционная прочность ДЛА

Проблема повышения надёжности ГТД является частью общей проблемы безопасности и регулярности движения, а также экономической эффективности авиационного транспорта.

С развитием двигателей возрастает их трудоёмкость и стоимость. Для повышения экономической эффективности ГТД важно обеспечивать высокие показатели надёжности. Задача эта очень сложна, так как современные двигатели имеют напряжённые параметры, их рабочие режимы находятся вблизи границ предельного состояния элементов.

В результате работ, проведённых в последние годы конструкторскими, научно-исследовательскими, эксплуатирующими организациями и серийными заводами по совершенствованию конструкции, улучшению технологии изготовления, применению повышающих работоспособность узлов и деталей восстановительно-технологических методов, отработке методики испытаний, применению средств технической диагностики, удалось значительно улучшить показатели надёжности ГТД. Так, в короткий срок ресурс отечественных двигателей вырос в 6-8 раз, для ряда ГТД пассажирских самолётов гарантийный ресурс уже превышает 6000 ч при назначенном ресурсе 18000...20000 ч. При этом надёжность отечественных двигателей

(например, по такому показателю, как наработка на одно выключение в полёте) в ряде случаев выше надёжности лучших зарубежных ГТД.

Выполнение растущих требований к надёжности изделий может быть достигнуто благодаря разработке оптимальной конструкции, совершенствованию технологии, максимальному использованию возможностей материала.

Обеспечение высокой и стабильной *конструкционной прочности* двигателей, под которой понимается прочность конструкции в реальных условиях работы с учётом металлургических, технологических и конструкционных факторов, — одно из направлений решения проблемы повышения надёжности изделий. Методология обеспечения надёжности на всех этапах жизненного цикла двигателя определяется уточнённой квадрой надёжности Н.Д.Кузнецова, приведённой на с. 11.

Требуемая надёжность двигателей закладывается на этапе проектирования, обеспечивается в процессе производства, достигается при испытаниях и доводке изделия, совершенствуется и реализуется при эксплуатации.

Но даже если конструирование, расчёты, изготовление, сборка, испытания отдельных элементов выполнены правильно, в соответствии с нормативно-технической документацией, при доводке опытных изделий и в эксплуатации наблюдаются отказы и разрушения деталей. Это объясняется многообразием факторов, влияющих на конструкционную прочность, и отсутствием чётких, научно обоснованных рекомендаций по ряду вопросов конструирования, выбора материала, расчёта на прочность с учётом комплексности нагружения и длительности эксплуатации. Анализ причин разрушения показывает, что наибольшее число разрушений связано с не поддающимися пока расчёту на этапе проектирования задачами прочности (переменные напряжения, термоусталость, распределение термических напряжений, износы, контактная и вибрационная коррозия и др.), а также с рядом факторов, снижающих

достоверность прочностных расчётов (недостаточная обоснованность допущений, ограничения и упрощения расчётных схем, нестабильность нагружения, многорежимность и широкий диапазон реальных условий эксплуатации, сложность изменения свойств материалов под нагрузкой, разброс механических характеристик несущей способности и долговечности деталей в связи со свойствами материалов, особенностями технологии и т. д.).

Большинство отказов (61%) связано с недостаточной прочностью конструкционных элементов, причем основная часть отказов (42%) вызвана переменными нагрузками и обусловлена низкой конструкционной прочностью. Таким образом, обеспечение прочностной надёжности современных двигателей летательных аппаратов представляет собой актуальную и сложную научно-техническую проблему.

Отсюда следует необходимость основательного изучения вопросов прочностной надёжности при подготовке инженеров-механиков по двигателям летательных аппаратов.

2.4.2 Надёжность и усталостные разрушения

Надёжность конструкций и узлов, подверженных динамическим нагрузкам, существенно зависит от вероятности усталостного разрушения. Усталостные поломки, в отличие от других видов отказов, часто приводят к весьма тяжелым последствиям. Их предварительное обнаружение в процессе эксплуатации в большинстве случаев невозможно, так как они возникают внезапно.

Большой статистический разброс характеристик усталости, вызываемый конструктивными, технологическими и эксплуатационными факторами, уменьшает достоверность прогнозирования надёжности.

Усталостное разрушение возникает в результате постепенного развития начальной трещины. Для усталостных изломов характерно наличие двух зон: зоны возникновения и развития трещины и зоны окончательного статического разрушения. Поверхность усталостной зоны излома имеет гладкие притертые участки. В зоне усталостной трещины пластические деформации не наблюдаются. Поверхность статического разрушения обладает зернистой, кристаллической структурой, имеет следы пластической деформации.

При высокой температуре усталостная трещина пересекает зерна материала, тогда как статическое разрушение идет по границам зерен.

Зарождение усталостной трещины начинается в области наибольших переменных напряжений, обычно в местах концентрации напряжений (возле галтелей, отверстий и т. п.).

Усталость материала определяет долговечность деталей, испытывающих большие переменные нагрузки (лопатки, диски, валы, оболочки, трубопроводы, подвески, агрегаты и др.).

Экспериментальные исследования показали, что характер разрушения конструкционных материалов (черных и цветных металлов, жаропрочных сплавов и др.) зависит от числа циклов нагружений.

2.4.3 Запасы прочности как критерии надёжности

Необходимый уровень прочностной надёжности деталей двигателей достигается с помощью выбора надлежащих запасов прочности.

При определении запасов прочности детали анализируются условия ее работы, выбирается расчётная схема, определяются действующие нагрузки, оценивается конструкционная прочность, сравниваются полученные результаты с нормами прочности.

Прочностная надёжность деталей машин иногда оценивается сопоставлением наибольших напряжений в опасной точке ρ_{max} с допускаемыми $[\rho]$. Условие прочности в этом случае

$$\rho_{max} \leq [\rho] \quad (91)$$

Такая оценка удобна, если разработана система допускаемых напряжений для однотипных конструкций, изготавливаемых по устоявшейся технологии производства и эксплуатирующихся в стабильных условиях нагружения.

Но величина $[\rho]$ не даёт представления о степени надёжности в явном виде, так как для этого нужно знать предельные напряжения $\rho_{пред}$, которые вызывают разрушения детали. Величина $[\rho]$ носит условный характер, она не отражает типа предполагаемого разрушения (статическое, усталостное и т.п.) и режима нагружения, сильно зависит от геометрии детали, концентрации напряжений, материала и технологии изготовления.

Следовательно, допускаемые напряжения нецелесообразно использовать в качестве нормативной характеристики.

Поэтому наибольшее распространение получило условие прочностной надёжности по запасам прочности

$$k_\rho = \rho_{пред} / \rho_{max} \geq k_{min} \quad (92)$$

где k_{min} – минимальное допускаемое нормами прочности значение запаса прочности.

Условие прочности по допускаемым напряжениям и запасам прочности связаны соотношением

$$K_{min} = \rho_{пред} / [\rho] \quad (93)$$

Практика показала, что значение K_{min} стабильно для данной детали, тогда как $\rho_{пред}$ и, следовательно, $[\rho]$ существенно зависит от применяемого материала, геометрии, качества заготовки и обработки, условий нагружения и т.д.

В качестве $\rho_{\text{пред}}$ принимаются различные величины в зависимости от условий работы рассчитываемой детали.

При действии нормальных температур статическая прочность обычных конструкционных материалов (сталей, титана и др.) практически не зависит от времени, поэтому в качестве $\rho_{\text{пред}}$ принимается предел прочности материала ρ_b .

При воздействии высоких температур на горячие детали двигателя в течение длительного времени (рабочие лопатки и диски турбины, корпуса и оболочки, валы, опоры) прочность материала падает, разрушающее напряжение в этом случае принимается равным пределу длительной прочности

$$\rho_{b,t}^T \quad (94)$$

Надёжная работа деталей горячей части двигателя (лопаток и дисков турбины и последних ступеней компрессора, диафрагм сопловых и направляющих аппаратов, болтовых соединений и др.) обусловлена возможностью допустимых перемещений и деформаций при отсутствии, например, касания роторных деталей о статорные. В этом случае используется предел ползучести $\rho_{\varepsilon/t}^T$, определяемый напряжением, которое вызывает величину остаточной деформации $\varepsilon\%$ за установленный ресурс t при температуре T .

2.4.4 Суммирование повреждений

Для оценки надёжности машин важно учитывать весь спектр нагружения. Во время эксплуатации на детали действуют переменные напряжения различной величины и продолжительности. Требуется определить степень повреждения, внесенную в результате суммарного воздействия. Наиболее правильные оценки можно получить с помощью усталостных испытаний при программном нагружении, отражающем эксплуатационные нагрузки. Такие испытания все больше внедряются в

практику, однако сложность и длительность их проведения делают весьма важной разработку методов оценки сопротивления усталости при программном (нестационарном) нагружении по результатам более простых усталостных испытаний. Это составляет основную задачу теории суммирования повреждений.

2.4.5 Вероятность разрушения

Выделим 2 группы параметров, определяющих прочностную надёжность:

$\tilde{S}(S_1, S_2, \dots, S_j, \dots, S_n)$ – предельные прочностные свойства или параметры (например, $S_1 = \sigma_{ол}$; $S_2 = \sigma_{0,2}$; $S_3 = \sigma_{\varepsilon/\tau}^t$; $S_4 = \sigma_{-1}$, т.е. $n = 4$);

$\tilde{R}(R_1, R_2, \dots, R_j, \dots, R_m)$ – параметр нагруженности (например, $R_1 = \sigma_{раст}$; $R_2 = \sigma_{изг}$; $R_3 = \tau_{кр}$; $R_4 = \tau_{ср}$; $R_5 = \sigma_V$, т.е. $m = 5$).

Введём понятие функции качества

$$\psi = S - R. \quad (95)$$

Условие разрушения детали

$$\psi \leq 0, \quad (96)$$

а условие неразрушения её

$$\psi > 0. \quad (97)$$

Так как S_i и R_j – случайные величины, то согласно разд. 1.2 ψ также является случайной величиной, как композиция их распределений.

Согласно теории вероятности, ψ – композиция законов распределений S и R .

Согласно общим свойствам композиции распределений и формулам (9) – (11)

$$\tilde{\psi} = \tilde{S} - \tilde{R}; \quad (98)$$

$$\sigma_{\psi} = \sqrt{\sigma_S^2 + \sigma_R^2}. \quad (99)$$

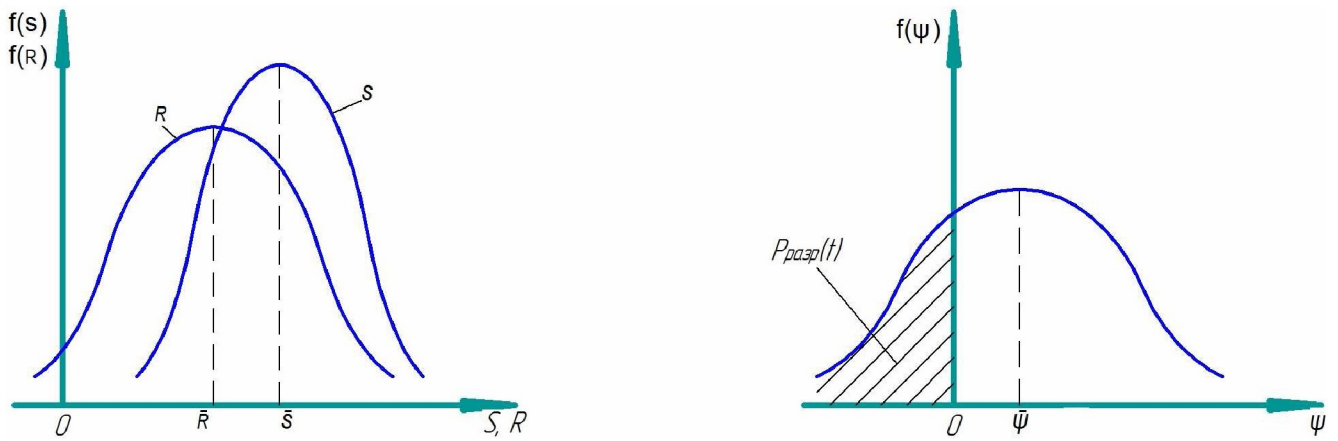


Рис. 44. Распределения S , R и ψ

Распределения прочностных параметров конструкционных материалов и нагруженности обычно подчиняются нормальному или логарифмически-нормальному распределениям [3]. Примем, что S и R описываются нормальными распределениями. Тогда ψ также будет описываться нормальным законом

$$f(\psi) = \frac{1}{\sigma_\psi \sqrt{2\pi}} \cdot e^{-\frac{(\psi - \bar{\psi})^2}{2\sigma_\psi^2}}. \quad (100)$$

Вероятность прочностного отказа (разрушения детали)

$$Q(t) \equiv P_{\text{разруш}}(t) = \int_{-\infty}^0 f(\psi) d\psi = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{-\frac{\bar{\psi}}{\sigma_\psi}} e^{-\frac{(\psi - \bar{\psi})^2}{2\sigma_\psi^2}} d\left(\frac{\psi - \bar{\psi}}{\sigma_\psi}\right). \quad (101)$$

где $Q(t)$ – вероятность отказа

Примем, что $\frac{(\psi - \bar{\psi})}{\sigma_\psi} = u$ и $\frac{\bar{\psi}}{\sigma_\psi} = \gamma$ тогда

$$Q(t) \equiv P_{\text{разруш}}(t) = \int_{-\infty}^0 f(\psi) d\psi = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{-\gamma} e^{-\frac{u^2}{2}} du \quad (102)$$

где γ – коэффициент однородности

$$\frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{-\gamma} e^{-\frac{u^2}{2}} du = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^0 (...) + \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{-\gamma} = 0.5 - \varphi(\gamma) \quad (103)$$

где $\varphi(\gamma) = \int_0^\gamma e^{-\frac{u^2}{2}} du$ – функция Лапласа или интервал вероятности

$$Q(t) \equiv P_{\text{разруш}}(t) = 0.5 - \varphi(\gamma) \quad (104)$$

2.4.6 Связь вероятности разрушения с запасом прочности

Введём понятие запаса прочности по средним напряжениям

$$\vec{K} = \frac{\vec{S}}{R} \quad (105)$$

$$\gamma = \frac{\frac{\vec{S}}{R} - 1}{\sqrt{\frac{\sigma_S^2 \cdot \frac{\vec{S}^2}{R^2} + \sigma_R^2}{\frac{\vec{S}^2}{R^2} + \frac{\vec{S}^2}{R^2}}} = \frac{\vec{K}}{\sqrt{\vec{K}^2 \cdot V_S^2 + V_R^2}} \quad (106)$$

Уравнение (104) вместе с (106) связывает $P_{\text{разруш}}(t)$ с запасом прочности $\vec{K}$. Из зависимости следует:

1. При $\uparrow K \rightarrow \gamma \uparrow \rightarrow Q(t) \downarrow$.
2. При $V_S \uparrow \rightarrow V_R \uparrow \rightarrow \gamma \downarrow \rightarrow Q(t) \uparrow$.
3. Вероятность разрушения однозначно связан с запасом прочности зависимостями (104) и (106), однако использовать вероятность разрушения в качестве параметров прочностной надёжности деталей авиационных двигателей нецелесообразно.

2.4.7 Запасы долговечности

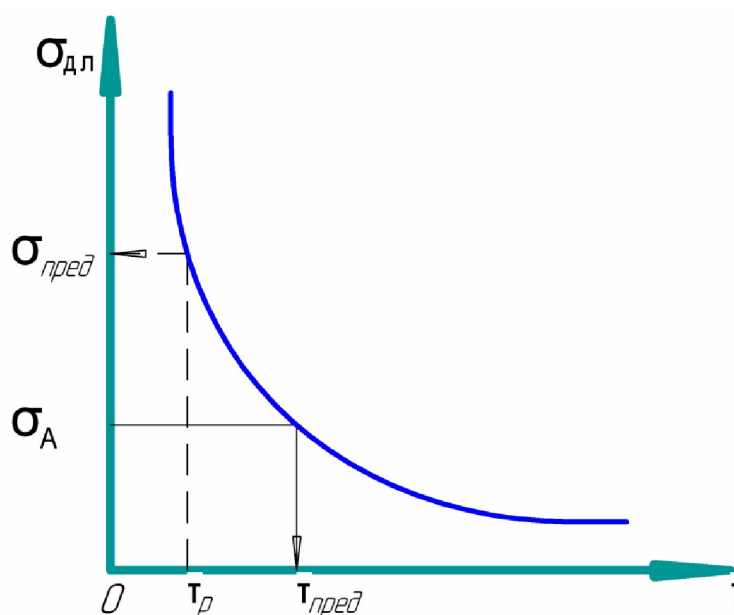


Рис. 45. Зависимость пределов прочности от времени

$$\sigma_{дл}^m \cdot \tau = c = const \quad (107)$$

$$K = \frac{\sigma_{пред}}{\sigma_A} \quad (108)$$

где K – запас прочности

$$K_\tau = \frac{\tau_{пред}}{\tau_A} \quad (109)$$

где K_τ – запас долговечности

$$K_\tau = \frac{c/\sigma_{дл}^m}{c/\sigma_{пред}^m} = \left(\frac{\sigma_{дл}}{\sigma_{пред}}\right)^m = K^m \quad (110)$$

$m = 4 \dots 20$ Даже незначительное увеличение запаса прочности ведёт к увеличению запаса долговечности

$$\text{Пусть } \begin{cases} k = 2 \\ m = 4 \end{cases} \quad K_t = 2^4 = 16 \quad (111)$$

$$\begin{cases} k = 3 \\ m = 4 \end{cases} \quad K_t = 3^4 = 81 \quad (112)$$

2.4.8 Порядок расчёт прочностной характеристики диска в курсовом проекте по надёжности ГТД

1. На основании расчёт диска на прочность получаем K_{b1} и K_{b2}

K_{b1} – характеризует общую несущую способность диска

$$K_{b1} = \frac{\omega_{разр}}{\omega_{раб}} \quad (113)$$

При безопасном разрушении диска – диск разлетается на мелкие кусочки. Запасы прочности должны определяться при тройном ресурсе.

2. Принимаем $K_{b1} = K_{ср}$ и выбираем коэффициент вариации по предельным напряжениям.

3. Будем считать, что диск работает на режиме нормальной эксплуатации.

$P_{разр}(3t_p)$ – определяется по (104) и (106)

$P_{разр}(0)$ – на начале эксплуатации

$$4. \quad P_{\text{разр}}(3t_p) = \lambda_{\text{разр}} \cdot t_p \quad (114)$$

$$\lambda_{\text{разр}} = \frac{P_{\text{разр}}(3t_p)}{3t_p} \quad (115)$$

5. Поскольку нелокализованное разрушение диска не допускается, то вероятность такого события, связанного с нелокализованным разрушением диска является крайне маловероятным и для таких событий вероятность отказа $\leq 1 \cdot 10^{-9}$.

$$[\lambda_{\text{н.р.}}] \leq 1 \cdot 10^{-9} \quad (116)$$

Сравнивая померенное значение λ_0 по (115) с нормой (116) делаем вывод по соответствию спроектированной конструкции диска требованиям по прочной надёжности (мировому стандарту).

6. Строим зависимости для значений V_s и V_R , больших на 20%, чем на номинальных значениях.

7. Делается заключение о работоспособности диска в начале эксплуатации и о требованиях к предельным свойствам конструкции.

3.1 ОСОБЕННОСТИ ДЛА КАК КЛАССА МАШИН С ПОЗИЦИЙ ТЕОРИИ НАДЁЖНОСТИ

Наиболее рациональные пути и методы обеспечения надёжности ДЛА определяются особенностями этих изделий с позиций теории и практики надёжности. В этом смысле ГТД свойственны основные особенности, приведённые на рис. 46.

Рассмотрим более подробно эти особенности ДЛА. ДЛА представляет собой сложную систему, в которой происходит множество процессов, имеющих разную природу – механических, газодинамических, гидравлических, теплофизических, химических и др. Поэтому причины отказов ДЛА многообразны. Это затрудняет выявление «чистых» статистических закономерностей, свойственных техническим устройствам с ограниченным числом физических причин отказов.

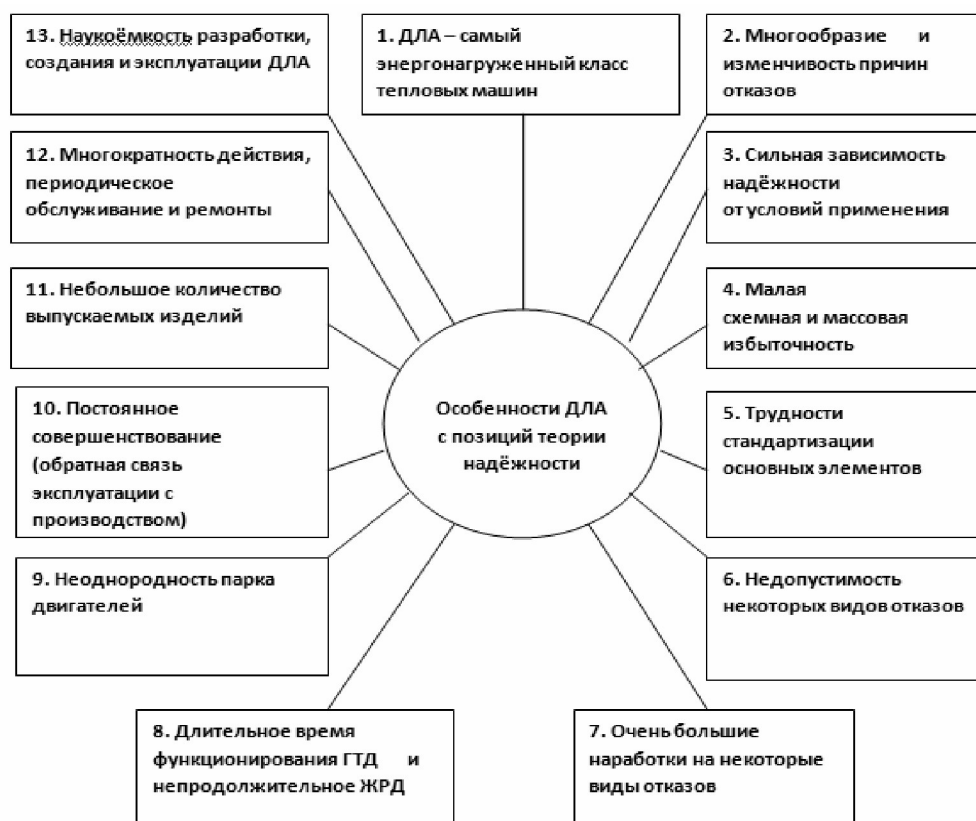


Рис. 46. Основные особенности ДЛА

Причины отказов могут изменяться под влиянием ряда факторов даже для двигателей одного типа. Отказы характеризуются конкретными условиями применения, определёнными периодами ресурсной наработки, освоения двигателя в производстве и эксплуатации.

ДЛА свойственна сильная зависимость надёжности от условий применения. Она характеризуется данными, приведёнными в таблице 5. Доля ресурсной наработки ТРДФ на максимальном и форсажном режимах за время работы $t_{пол}$ выше, чем за время $3t_{пол}$. Поэтому у второго двигателя практически отсутствуют разрушения и прогары элементов турбины, камеры сгорания, сопла и форсажной камеры, резко сократились отказы элементов трансмиссии и подшипниковых узлов. Надёжность второго двигателя стали определять в основном отказы агрегатов, слабо зависящие от режимов работы ГТД, но сильно зависящие от ресурсной наработки.

Влияние эксплуатационных условий на надёжность одного из отечественных ТВД, устанавливаемого на двух разных самолётах, при

практически одинаковых длительности рейсов и проценте тяжёлых режимов показано на рис. 47. Здесь сказываются условия обслуживания и работы двигателя в разных мотогондолах, а также другие факторы.

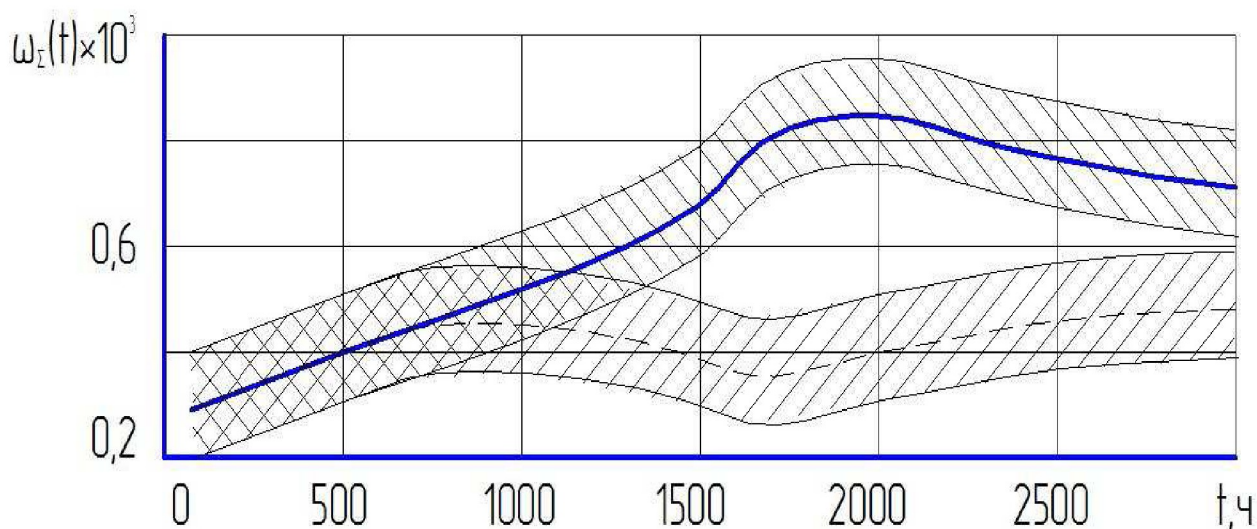


Рис. 47. Изменение параметра суммарного потока отказов ТВД при эксплуатации на разных самолётах при $t_{\text{пол}} = \text{const}$; $\gamma = 0,8$

Один и тот же ГТД на одних и тех же типах самолётов, но эксплуатирующихся на разных трассах, имеет различную относительную продолжительность режимов, а следовательно, и напряжённость двигателей (см. таблицу 6).

Следовательно, ресурс ГТД для самолёта, летающего на трассе большей протяжённости, может быть увеличен по сравнению с ГТД для самолёта, совершающего рейсы небольшой продолжительности, так как в последнем случае продолжительность самого напряжённого режима (N_{max}) на 1/3 больше.

*Таблица 6 – Распределение отказов ТРДФ по узлам
в разных условиях применения (в %)*

Узлы	Процент отказов за полётный цикл	
	$t_{пол}$	$3t_{пол}$
Компрессор	7,1	5,0
Турбина	3,0	0
Камера сгорания	3,0	0
Форсажная камера и сопло	18,2	0
Маслосистема, трансмиссия	18,2	4,7
Агрегаты регулирования и топливопитания	27,3	57
Трубопроводы	17,2	19
Привод агрегатов	1,0	4,8
Другие	5	9,5
Итого	100%	100%

*Таблица 7 – Продолжительность режимов работы ГТД
на разных авиатрассах*

Протяжённость трассы	Относительная продолжительность режима		
	N_{max}	$N_{кр} = (0,7-0,8) N_{max}$	$N_{м.г.}$
$L=1000$ км	3%	55%	17%
$L=2500$ км	2%	80%	8%

Обработка статистических данных по многим типам двигателей показала общий характер этой закономерности. Для примера на рис. 48 приведены характеристики параметра потока отказов одного из ТВД при эксплуатации на длинных и коротких авиалиниях (по данным А. Б. Ройтмана). На коротких линиях $K_{1000 \text{ о.п.}}$ примерно вдвое больше, чем на

длинных. При частых запусках, остановах, теплосменах накопление повреждений в элементах двигателя происходит быстрее, чем при работе на неизменном режиме.

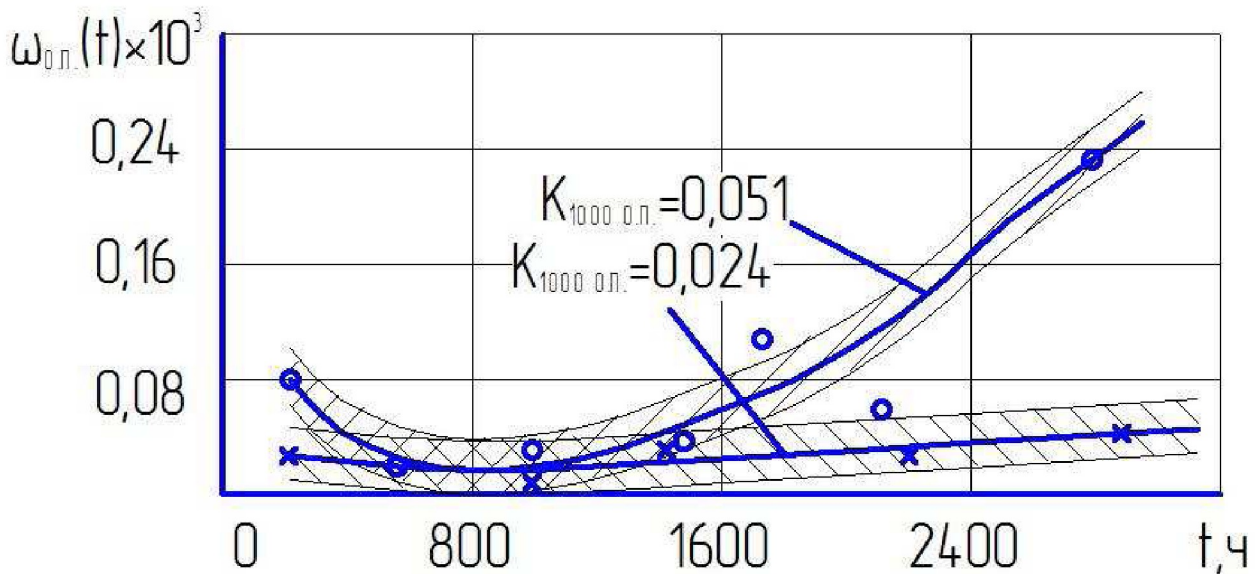


Рис. 48. Характеристика параметра потока отказов двигателя в полёте при эксплуатации на длинных (x) и коротких (o) авиалиниях ($\gamma=0,8$)

В. М. Акимов, А. А. Морозов и С. А. Мирзоян обобщили связь наработки на отказ с продолжительностью полёта $t_{пол}$, суммарным временем наработки всего эксплуатируемого парка двигателей данного типа t_{Σ} и процентом использования максимальных режимов r в виде

$$T = a_0 \cdot t_{\Sigma}^{a_1} \cdot t_{пол}^{a_2} \cdot r^{-a_3} \quad (117)$$

Так, например, для совокупности ГТД нескольких типов для пассажирских самолётов

$$T_{o.n.} = a_{0o.n.} \cdot t_{\Sigma}^{0,422} \cdot t_{пол}^{0,737} \cdot r^{-0,592}; \quad (118)$$

$$T_{д.с.д.} = a_{0д.с.д.} \cdot t_{\Sigma}^{0,284} \cdot t_{пол}^{0,967} \cdot r^{-0,161}; \quad (119)$$

$$T_{\Sigma} = a_{0\Sigma} \cdot t_{\Sigma}^{0,248} \cdot t_{пол}^{0,098} \cdot r^{-0,379}. \quad (120)$$

Эти статистические соотношения описывают надёжность двигателей нескольких типов. Таким образом, влияние конструктивных и

технологических отличий на показатели надёжности серийных ГТД одного поколения (одного уровня технического совершенства) несущественно по сравнению с влиянием эксплуатационных факторов. Это объясняется главным образом тем, что конструктивно-технологический уровень разных ГТД одного поколения определяется достигнутым отраслью промышленности техническим уровнем, а схемная надёжность разных двигателей практически одинакова.

Уравнения (117) – (120) показывают, что при оценке достаточности уровня надёжности ГТД или нормировании этого уровня нужно учитывать и условия применения двигателя. Требования к надёжности ГТД, только начавших эксплуатацию, и двигателей, налетавших миллионы часов, должны дифференцироваться. Также должны отличаться требования к надёжности двигателей по числу циклов их использования за время ресурса и т.п. При этом, естественно, минимальный уровень надёжности должен обеспечивать требуемую безопасность.

Естественно, разные условия эксплуатации на трассах одинаковой протяжённости, но разных климатических условий (при пониженных или повышенных температуре или влажности воздуха, в условиях равнины или высокогорья) также изменяют показатели надёжности.

Поэтому для более полного анализа работоспособности ГТД необходимо рассмотреть его характеристики при различных вариациях и сочетаниях внешних условий.

Обычно условия работы ГТД на земле характеризуются стандартными величинами атмосферного давления $P_0=0,1$ МПа (760 мм рт. ст.) и температурой $T_0=288$ К, скоростью полёта $V_n=0$. Но даже в равнинных условиях европейской части России атмосферное давление изменяется от 0,95 до 1,04 МПа (от 720 до 790 мм рт. ст.), а на высокогорных аэродромах Средней Азии давление может падать до 0,52 МПа (400 мм рт. ст.). Скорость ветра на земле достигает 20 – 30 м/с, причём может иметь различное направление к оси воздухозаборника. Это

приводит к искажению поля скоростей и пульсациям давления на входе в компрессор, снижению газодинамического запаса устойчивости и повышению вибрационных напряжений в лопатках первых ступеней компрессора. Весьма неблагоприятное влияние на надёжность ГТД оказывает засорение воздуха, поступающего в воздухозаборник, посторонними частицами (песком, камнями, льдом). Они вызывают интенсивное изнашивание, вмятины и забоины на лопатках компрессора.

Диапазон изменения температуры воздуха в аэродромных условиях колеблется от 195 (Антарктида) до 320 К (Средняя Азия). При низкой температуре ухудшается работа топливной, масляной систем и систем регулирования. При высокой температуре ухудшается охлаждение камер сгорания, реактивного сопла, масла и т.д.

На рис. 49 изображены гистограммы распределения многолетней среднегодовой температуры для Якутска и Алма-Аты. По ним рассчитаны гистограммы возможных изменений чисел оборотов двухконтурного ТРД при работе на номинальном режиме на Земле (рис. 50).

Эти гистограммы показывают, что рассеяние значений оборотов достаточно велико, что необходимо учитывать при динамических и прочностных расчётах.

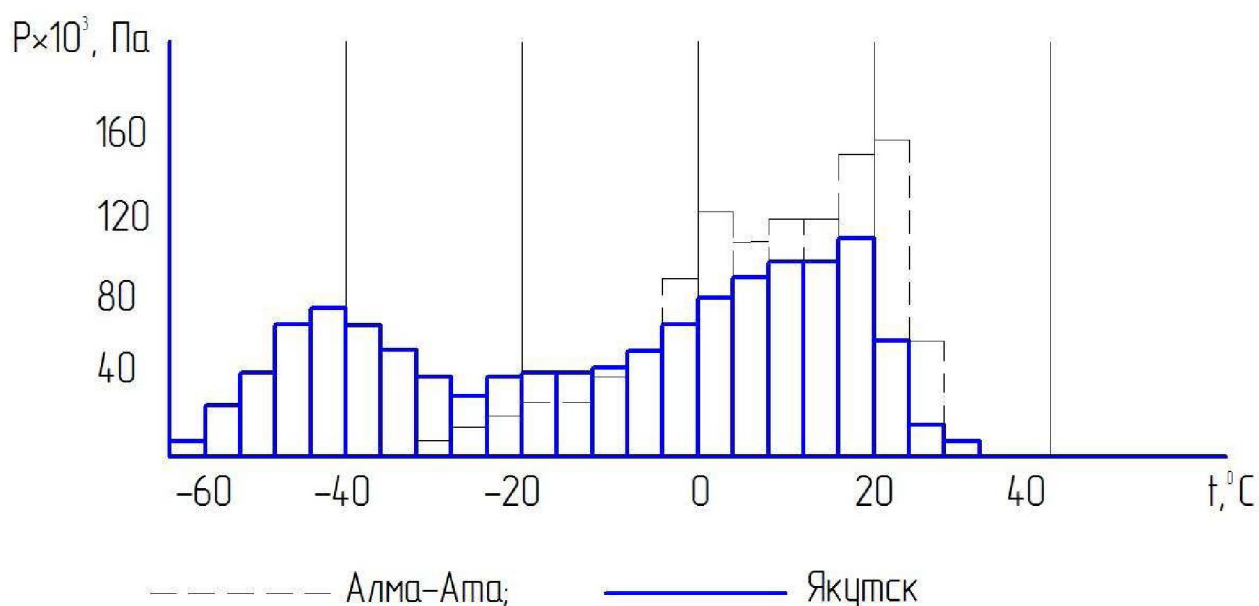


Рис. 49. Распределение многолетней среднегодовой температуры

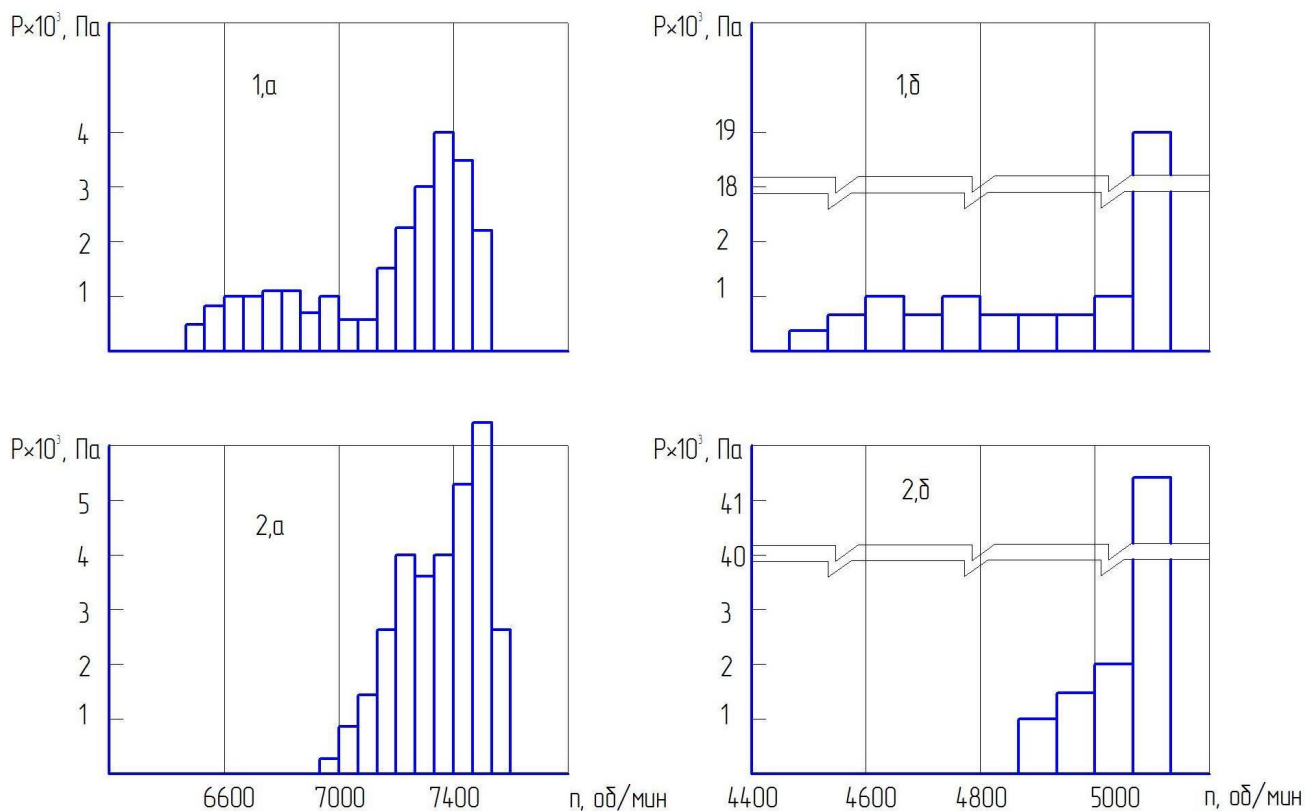


Рис. 50. Распределение оборотов на номинальном режиме при $H=0$: 1 – в Якутске; 2 – в Алма-Ате;

а – ротора высокого давления (ВД);

б – ротора низкого давления (НД);

частота вращения роторов при $T_o = 288 \text{ K}$, $H=0$:

$$n_{\text{НД}} = 5070 \text{ об/мин}, n_{\text{ВД}} = 7400 \text{ об/мин}$$

Многие отказы ДЛА возникают из-за неполного учёта внешних воздействий в реальных условиях эксплуатации.

Влияние климатических условий на надёжность ГТД иллюстрирует рис. 51. Видно, что в летнее время (третий квартал) обеспечивается самый высокий уровень надёжности, а в зимних условиях надёжность двигателей ухудшается (в 2,25 раз повышается $K_{1000 \text{ ДСД}}^{\text{ТВД}}$ в четвёртом квартале).

Но отсюда вовсе не должен следовать вывод о том, что в зимнее время растут все виды отказов. Низкая температура может оказывать благоприятное воздействие, например, в случае решения проблемы охлаждения масла. Так, на одном из ТВД при больших наработках

появлялись поломки деталей узла опоры турбины. Они были следствием снижения прокачки масла в результате закоксовывания подводящих каналов форсуночного кольца и отложений кокса на элементах подшипников из-за повышения его температуры вследствие нагрева от горячих элементов конструкции после останова ТВД.

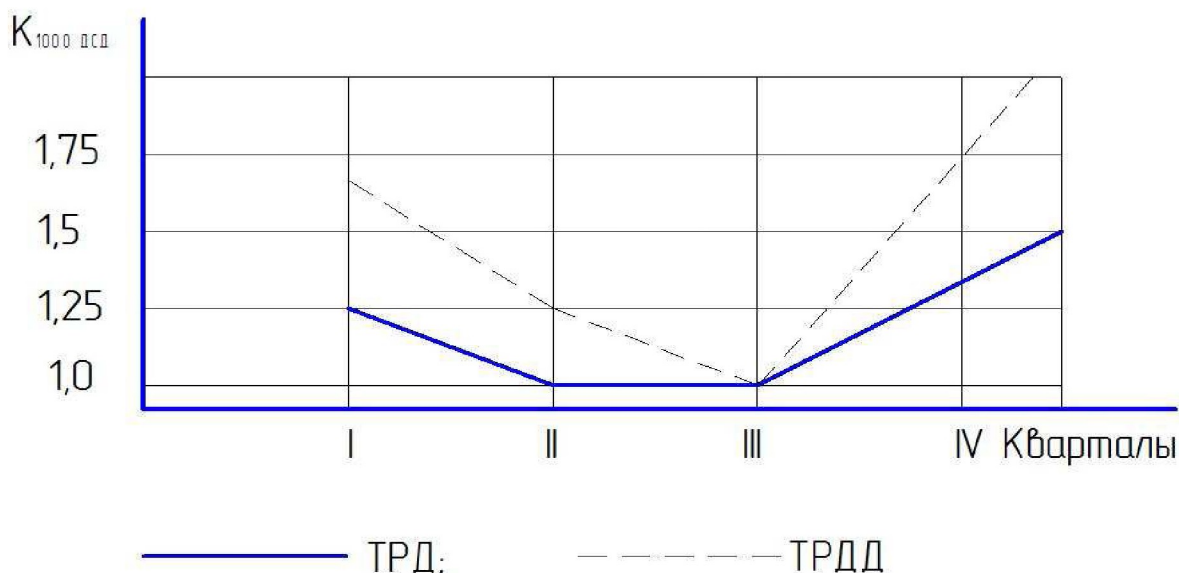


Рис. 51. Зависимость относительной величины коэффициентов отказов ТВД и ТРДД от кварталов года

Эти отказы проявлялись в основном (85,5%) у двигателей самолётов, эксплуатирующихся в районах юга и средней полосы (рис. 52). Это объясняется тем, что климатические тепловые воздействия в южных районах ухудшают эффективность воздухо-масляного радиатора при работе двигателей на земле, способствуя закоксовыванию каналов форсунок. Следовательно, в южных районах следует применять дополнительные средства для охлаждения масла.

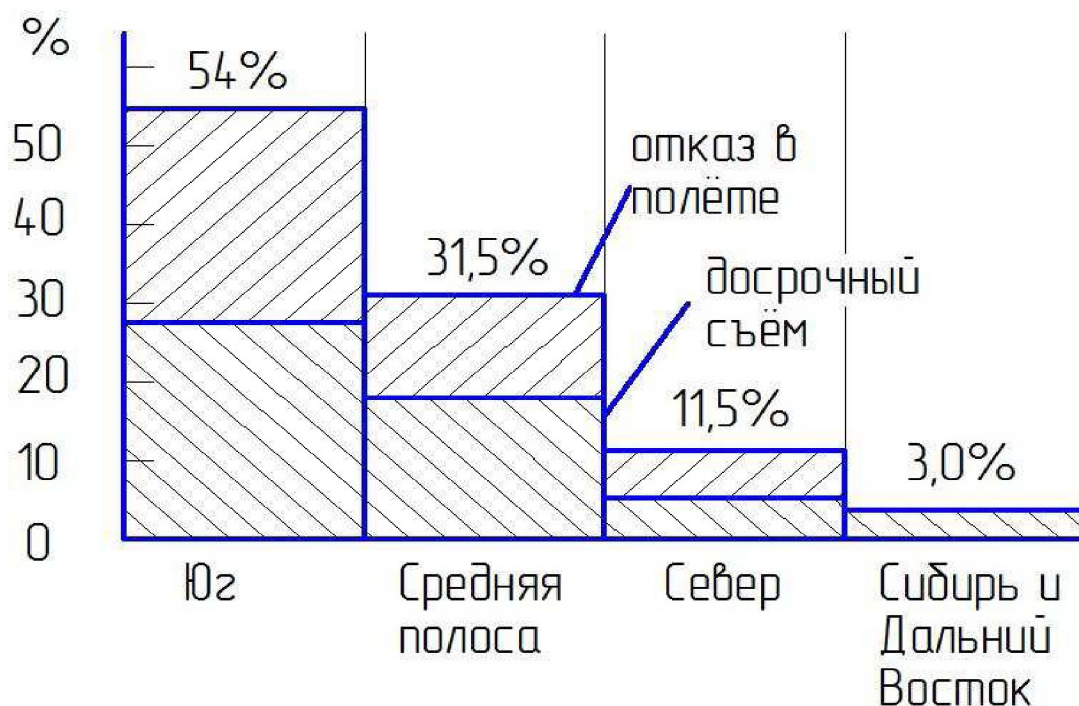


Рис. 52. Распределение отказов опор турбин ТВД по климатическим зонам

Условия охлаждения масла в радиаторах крайних установок хуже, так как они на этом самолёте находятся на 1,5 м дальше от плоскости винтов, чем внутренние, поэтому этот отказ ТВД происходит в 8-10 раз чаще на крайних силовых установках 4-х двигательного самолёта (рис. 48). Следовательно, различия компоновок силовых установок одного самолёта могут вызывать разные причины отказов ГТД одного типа.

Таким образом, для оценки причин изменения уровня надёжности ДЛА в эксплуатации требуется тщательный анализ условий его применения.

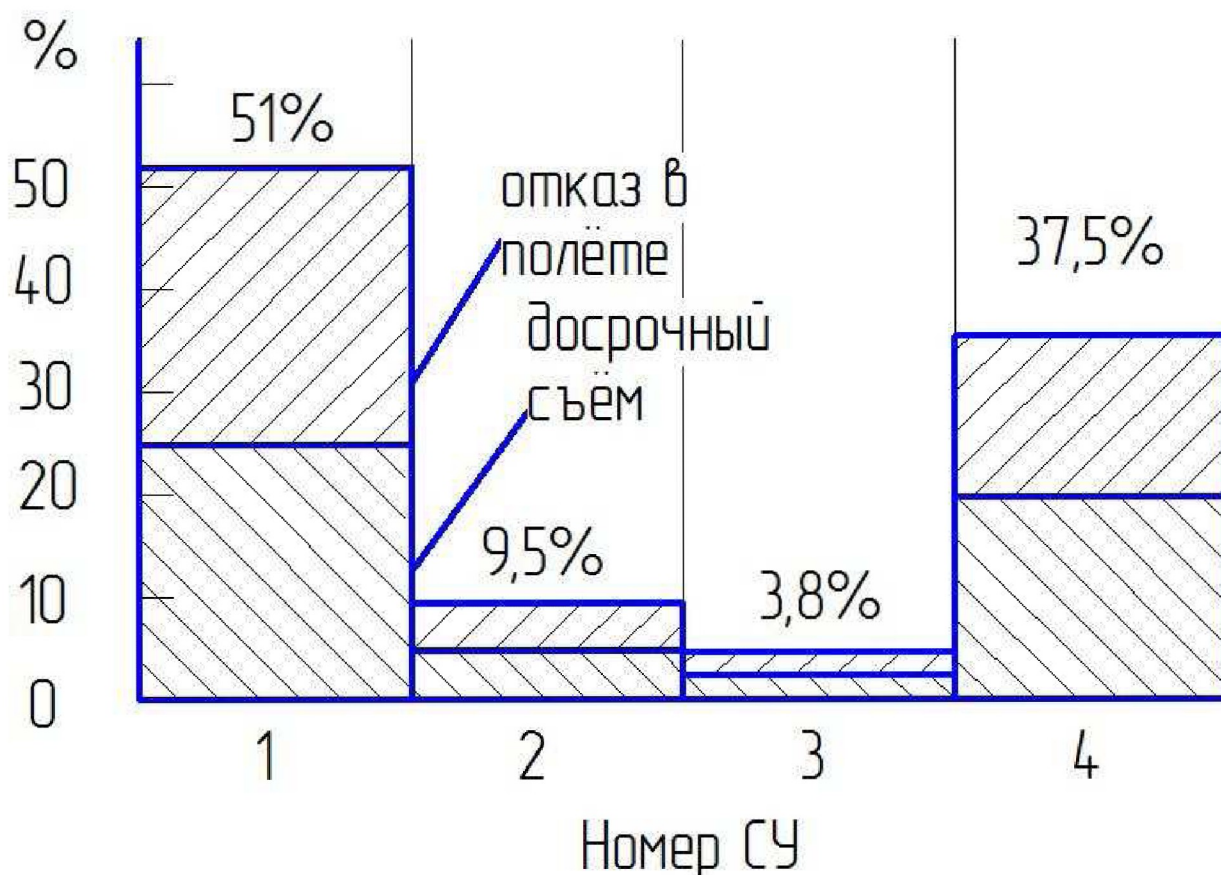


Рис. 53. Распределение отказов опор турбины ТВД
по силовым установкам (СУ) самолёта

Важной особенностью ДЛА является их малая схемная и массовая избыточность. Резервирование большинства элементов двигателя невозможно. В этом смысле ДЛА структурно просты, – как правило, параллельные соединения отсутствуют, все элементы образуют последовательную цепь. Резервирование в ДЛА применяется редко и только в системах регулирования, топливопитания и контроля. Например, на двигателях НК-8-4 дублирован ряд средств диагностики, использующих разные принципы контроля, повышающих объективность оценки состояния двигателя, исключающих принятие экипажем ошибочных решений в полёте: сигнализация о вибрации на опорах, температуре опорных подшипников и масла, давлений масла и наличии в нём стружки, а также о пожаре двигателя.

Жёсткие ограничения по массе и габаритам ДЛА приводят к высокой напряжённости всех элементов конструкции и повышенной вероятности их

разрушения. Поэтому обязательна экспериментальная проверка достаточности выбранных запасов в процессе производства и ремонта изделий. Отсюда вытекает требование высокой стабильности свойств серийных ДЛА, чему способствует, в частности, использование наиболее отработанных стандартных решений.

Но одной из характерных особенностей ДЛА является трудность стандартизации основных элементов конструктивной схемы и газодинамического тракта. ДЛА относятся к дорогостоящим изделиям, которые постоянно совершенствуются с целью удовлетворения постоянно растущим требованиям. Когда нужны существенное техническое совершенствование двигателей и новые решения для их основных элементов, появляются изделия нового поколения.

Одной из отличительных особенностей ДЛА является требование недопустимости некоторых видов отказов в пределах ресурса (например, разрушений валов, дисков турбин) из-за большой опасности их последствий для большинства систем, элементом которых является ДЛА.

Другой характерной особенностью ГТД является очень большая наработка на некоторые виды отказов. При средней наработке на одно выключение двигателя в полёте или на одно досрочное снятие двигателя, исчисляемой десятками тысяч часов, отдельные отказы встречаются, в среднем, один раз на сотни тысяч и миллионы часов.

Важнейшей особенностью ГТД является достаточно большое время их функционирования. Для ряда ГТД назначенный ресурс составляет 20 – 30 тыс. часов и даже более.

Существенной особенностью ДЛА является статистическая неоднородность парка, проявляющаяся обычно при относительно больших масштабах производства и длительном периоде выпуска двигателей. Со временем парк становится неоднородным по «возрасту», так как эксплуатируются двигатели с разной величиной наработки (рис. 54).

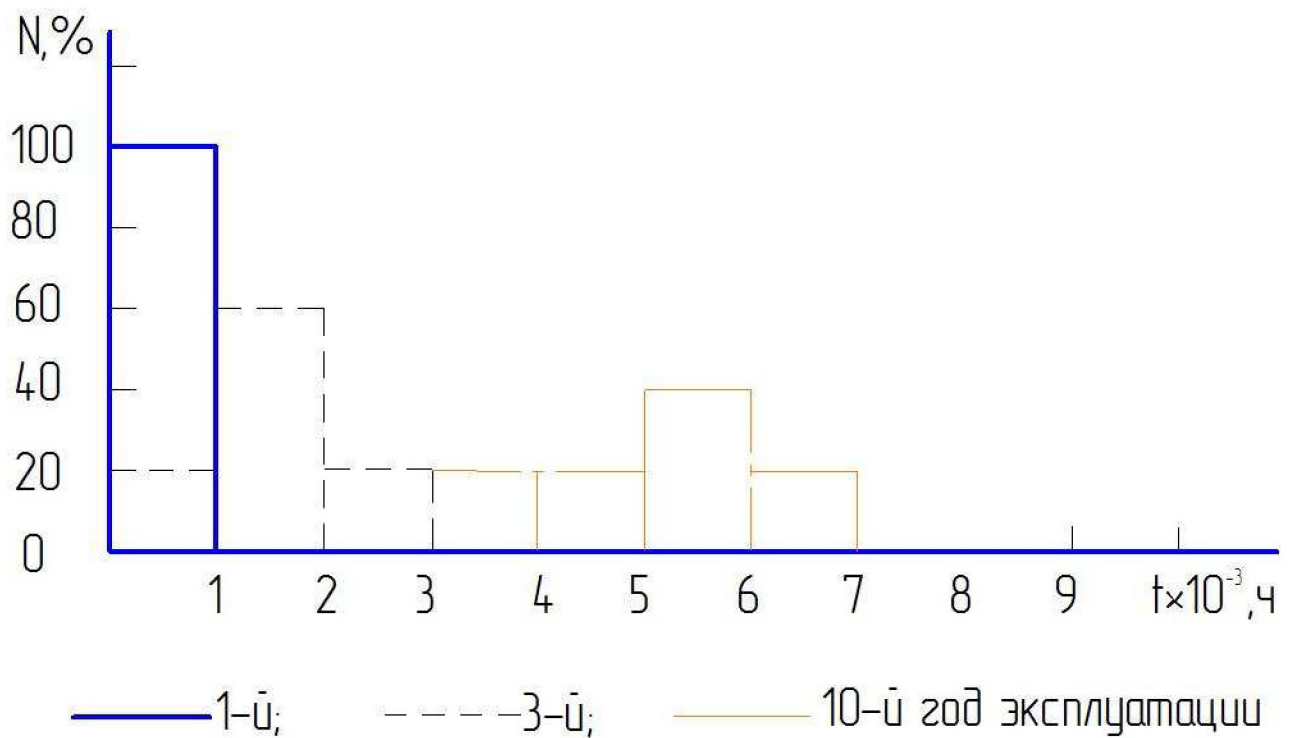


Рис. 54. Распределения парка ГТД одного типа по наработке
(момент времени зафиксирован)

Обычно двигатель претерпевает изменения и несколько существенных модификаций с целью его совершенствования. При большом ресурсе вступают в силу факторы, которые снижают работоспособность элементов конструкции, но не могут быть полностью учтены на этапе проектирования и конструкторской отработки двигателя: накопление повреждений от теплосмен и циклов нагружений, структурные изменения материалов, фреттинг-коррозия, изнашивание, коксо- и нагарообразование и т.д. Отсюда следует, что эффективная отработка работоспособности основных элементов конструкции ГТД большого ресурса осуществляется на этапах серийного производства и эксплуатации. Если для первых 3-х поколений ГТД были характерны отдельные этапы ЖЦИ (рис. 55, а), разделение функций конструкторов, технологов и эксплуатационников, а также создание двигателя для определённого типа самолёта, то современному поколению ГТД свойственна новая методология создания надёжных изделий. Эта методология включает:

- 1) схему совмещения этапов жизненного цикла двигателя (рис. 55, б);
- 2) использование двигателя на нескольких различных типах самолётов;
- 3) опережающее развитие научно-технических разработок;
- 4) создание на базе одного газогенератора семейства двигателей;
- 5) доводку элементов конструкции вне и в составе двигателя;
- 6) перенос основной части работ по доводке изделия по надёжности и ресурсу на этапы производства и эксплуатации.

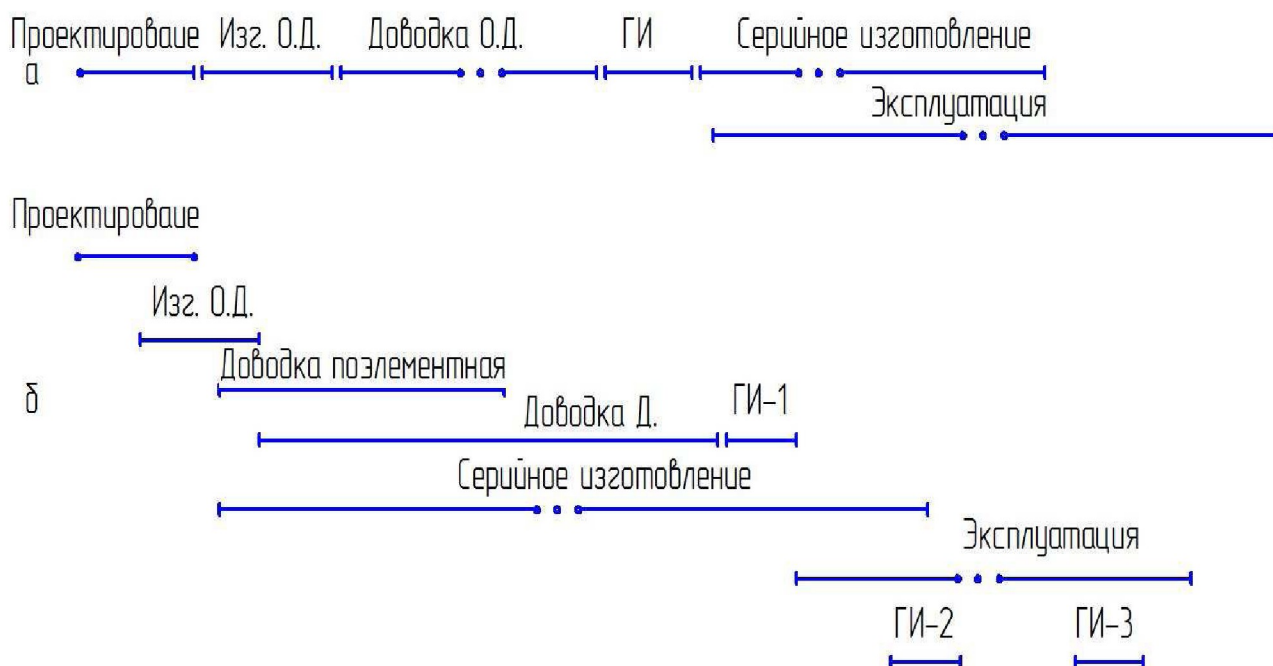


Рис. 55. Принципы обеспечения надёжности ГТД разных поколений:

а – схема отдельных этапов ЖЦИ (1-3 поколения);

б – схема совмещённых этапов ЖЦИ (4-5 поколения)

Если модифицируемые двигатели взаимозаменяемы, то по мере выработки ресурса отдельными изделиями парк пополняется двигателями разных серий с существенными конструктивно-технологическими отличиями и становится ещё более неоднородным.

Отсюда вытекает следующая существенная особенность, заключающаяся в постоянном совершенствовании двигателя благодаря обратной связи эксплуатации с производством. Эта связь позволяет систематически устранять выявленные в процессе развёрнутой эксплуатации дефекты и существенно повысить надёжность двигателей.

Обработка статистических данных по эксплуатационной надёжности большого числа ГТД отечественного и зарубежного производства показала, что существенный рост их надёжности в первые годы эксплуатации является устойчивой закономерностью. На рис. 56 изображена зависимость наработки на отказ в полёте $T_{о.п.}$ от суммарного времени наработки t_p от 10^4 до 10^7 ч $T_{о.п.}$ повышается в десятки раз. При равных t_p для ГТД разных типов $T_{о.п.}$ различается 2-5 раз. Следовательно, увеличение t_p до 10^7 ч влияет на надёжность двигателей значительно сильнее, чем их конструктивные и прочностные различия.

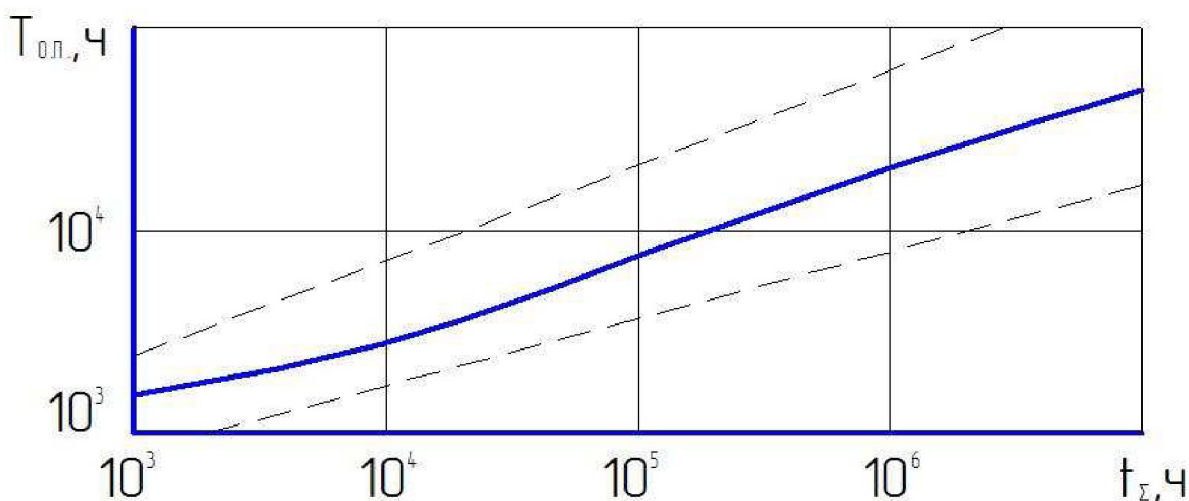


Рис. 56. Изменение наработки на отказ (выключение) в полёте с ростом t_p различных ГТД

Это исследование изменения надёжности ГТД в период эксплуатации, проведённое в ЦИАМе под руководством В. М. Акимова, позволило сделать вывод о наличии больших резервов повышения надёжности двигателей на этапе серийного производства.

Выявленный рост надёжности ДЛА с увеличением t_p базируется на устойчивой обратной связи, позволяющей вводить улучшающие конструктивные, технологические и эксплуатационные мероприятия в связи с каждым отказом, потенциально угрожающим безопасности полётов.

С точки зрения расчётов показателей надёжности ДЛА отличаются сравнительно небольшим количеством выпускаемых изделий. Использование методов теории вероятностей и математической статистики, опирающихся на массовость событий, при расчётном определении надёжности может не обеспечить требуемый уровень достоверности результатов.

И наконец, существенной особенностью с позиций обеспечения надёжности ГТД является их многократность действия, периодическое обслуживание и ремонты. Методы обеспечения надёжности изделий одноразового и многократного действия могут быть различными. В частности, во втором случае более широко должны использоваться методы и средства технической диагностики состояния двигателей.

3.2 ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ ДЛА

Выявленные с позиций теории и практики надёжности особенности ДЛА позволяют сформулировать основные направления обеспечения их надёжности на различных этапах жизненного цикла.

1. Всесторонний учёт при проектировании всех возможных условий применения двигателя.

2. Обоснованный выбор при проектировании, сохранение в процессе серийного производства и восстановление при ремонтах запасов работоспособности деталей, элементов и систем двигателя, обязательная экспериментальная проверка достаточности заложенных в конструкцию ДЛА запасов работоспособности.

3. Совершенствование конструктивных схем изделий, конструкции деталей и узлов внедрение технологических мероприятий повышающих долговечность элементов конструкции.

4. Поиск и применение специфических для ДЛА методов стандартизации и унификации.

5. Оценка надёжности двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации с помощью системы специальных кратковременных испытаний.

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

7. Развитие методов и средств диагностики технического состояния изделий.

В последующих разделах эти направления детализируются.

3.2.1 Обеспечение надёжности ДЛА при их проектировании

В создании надёжных ДЛА ведущая роль принадлежит конструкторам. Уже отмечалось, что надёжность изделия закладывается при проектировании, так как в этот период выбираются конструкция и уровень погружённости деталей и элементов, параметры рабочего процесса, материалы, запасы работоспособности.

Основная задача науки о надёжности на этапе проектирования состоит в том, чтобы помочь конструктору принять обоснованные решения, касающиеся выбора структуры системы, оптимального использования опыта создания надёжных конструкций, построения плана испытаний и системы контроля.

Задачи обеспечения надёжности ДЛА решаются совместно конструкторами и специалистами отделов надёжности путём использования расчётных методов, которые были рассмотрены выше, и применения принципов проектирования, основанных на опыте создания надёжных изделий. *Но* как бы глубоко не были изучены физические явления, нельзя не принимать во внимание субъективные факторы, такие как квалификация, чувство ответственности, здравый смысл, терпение, развитое осязание, интерес к делу, стремление к новому, способность к

оправданному риску и т.д. Проектирование изделий представляет собой сочетание науки к искусства, поэтому любой перечень правил конструирования будет не полным.

Повышению надёжности ДЛА при их проектировании способствуют следующие принципы:

- 1) всесторонний анализ условий применения проектируемого ДЛА;
- 2) выбор достаточных запасов работоспособности;
- 3) глубокое изучение истории доводки изделия;
- 4) сравнение проектируемой конструкции с работающими изделиями;
- 5) упрощение схем и конструкций;
- 6) агрегатирование и панелирование;
- 7) стандартизация и унификация;
- 8) резервирование;
- 9) ресурсное проектирование;
- 10) обеспечение благоприятных режимов работы узлов и деталей;
- 11) ограничение последствий отказов(непробиваемость корпусов, за счёт уменьшения массы лопаток) ;
- 12) обеспечение большой долговечности (ТГСУ, УГСП);
- 13) обеспечение стабильной и прогрессивной технологии изготовления, не вносящей в конструкций дополнительной ненадёжности;
- 14) обеспечение современного уровня комфорта;
- 15) устранение возможности ошибочных сторон включений или отключение;
- 16) обеспечение удобств эксплуатации и ремонта;
- 17) обеспечение диагностического состояния ДЛА, контроля и самоконтроля;
- 18) учёт факторов инженерном психологии при проектировании.



Рис. 57. Схема принципов повышения надёжности ДЛА при их проектировании

Рассмотрим более подробно отмеченные принципы обеспечения надёжности ДЛА на этапе проектирования.

3.2.2 Учёт условий применения ДЛА

Сильная зависимость причин отказов от условий применения, отмеченная в предыдущем параграфе, требует тщательного учёта этих условий при проектировании, испытаниях и эксплуатации двигателя. Например, назначение двигателя, продолжительность предполагаемых трасс и смены режимов работы, определяющие малоцикловую усталость, должны лечь в основу оценки долговечности роторных деталей проектируемого изделия и разработки программ эквивалентных испытаний, диапазон изменения атмосферных условий, определяющих требуемые заносы газодинамической устойчивости, должен учитываться при выборе этих запасов при проектировании; предполагаемое использование двигателя в условиях повышенной влажности (морских,

тропических) или запылённости требует принятия мер для защиты проточной части (главным образом, лопаток компрессора) от вредного влияния пыли и капель влаги.

Таким образом, в зависимости от назначения и условий использования изделия прежде всего необходимо правильно выбрать систему расчётных случаев. Этот вопрос студенты более подробно изучали при анализе опасных режимов для прочности лопаток.

Напомним, что такими режимами являются:

- 1) работа на стенде при максимальной частоте вращения и наибольшей температуре воздуха на входе;
- 2) полёт с максимальной скоростью у земли при минимально возможной температуре окружающего воздуха – здесь максимальны частота вращения и расход воздуха через двигатель;
- 3) полёт на высоте, соответствующей «потолку» самолёта, здесь максимальна частота вращения и минимален расход воздуха.

Если в стендовых условиях (I-й режим) напряжения изгиба от газовых сил были компенсированы, т.е. уменьшены обратными по знаку напряжениями изгиба от центробежных сил, то при полёте у земли (2-й режим) лопатки будут нагружены дополнительными изгибающими напряжениями от газовых сил, а при полёте "на потолке" (3-й режим) лопатки будут нагружены дополнительными напряжениями изгиба от центробежных сил.

Другой метод конструирования, направленный на повышение надёжности, заключается в преднамеренном решении не рассчитывать конструкцию на самые худшие рабочие условия. Конструктор имеет возможность создать менее сложную конструкцию, обладающую более высокой надёжностью при различных условиях применения, кроме наихудших возможных сочетаний окружающих условий, так как вероятность которых весьма мала.

3.2.4 Выбор достаточных запасов работоспособности

Одним из способов повышения надёжности является обеспечение больших запасов прочности конструкций. Но ДЛА имеют малую схемную и массовую избыточность, а требования по надёжности к ним высоки (некоторые отказы вообще не допускаются). Поэтому необходим выбор обоснованных запасов работоспособности, достаточность которых обязательно подтверждается экспериментально.

Величины запасов работоспособности (например, газодинамической устойчивости ГТД, кавитационного запаса ТНА ЖРД, прочности деталей, по отстройке от резонансов, по хладоресурсу масла, по температуре газа перед турбиной и т.д.) характеризуют меру повышения воздействий на двигатель и его элементы над максимально возможными при нормальной эксплуатации, которая является критической, предельной. Дальнейшее превышение уровня воздействия выводит изделие из строя.

Оптимальная величина запаса работоспособности обеспечивает требуемую надёжность изделия при удовлетворении ограничений по габаритам массе и стоимости. При выборе оптимальной величины запаса работоспособности необходим всесторонний анализ факторов, обуславливающих введение запаса. Поэтому, необходимо знать во-первых, какие воздействия не опасны для ДМ при нормальной эксплуатации, а во-вторых, какие величины запасов следует предусмотреть сверх требуемых для нормальной эксплуатации из-за неучтённых разбросов свойств двигателя и действующих на него нагрузок, неточности методов расчёта и т.п.

Так как в процессе проектирования должны обеспечиваться нужные характеристики двигателя при минимальных размерах и массе, то задача сводится к задаче оптимального проектирования, т.е. к выбору наилучшего варианта конструкции среди множества возможных.

3.2.5 Глубокое изучение истории доводки изделий

Простым, но эффективным метод повышения надёжности заключается в глубоком изучении всех отказов и неисправностей, выявлении их физических причин изучении истории доводки изделий. Сведения по этим, вопросам содержатся в отчётах о разработке и анализе конструкций, извещениях об изменениях в чертежах, программах испытаний, отчётах о неисправностях и отказах в эксплуатации, материалах исследования причин отказов, научно-технических статьях, материалах конференций и т.д.

3.2.6 Сравнение проектируемой конструкции с работающими изделиями

Для конструктора, стремящегося обеспечить высокую надёжность, необходимо оценивать надёжность проектируемой конструкции сопоставлением с ранее созданными изделиями по условиям работы, нагрузкам, напряжениям, качеству и свойствам материалов, методам изготовления и сборки, эксплуатационным и массовым характеристикам. Такой подход называется методом эквивалентного двигателя.

3.2.7 Упрощение схем и конструкций

Вероятность отказа ДЛА как системы возрастает с увеличением числа последовательно соединённых элементов. Желательно упрощать систему сокращением элементов с низкой надёжностью, т.е. слабейших звеньев.

Например, стартёр может располагаться на двигателе (рис. 57, а) или в коке компрессора соосно с валом двигателя (рис. 57, б).

Мощность от стартера к валу двигателя передаётся в первом варианте через рессору и конические шестерни, во втором – через муфту.

Вторая схема проще, из конструкции исключены малонадёжные конические шестерни.

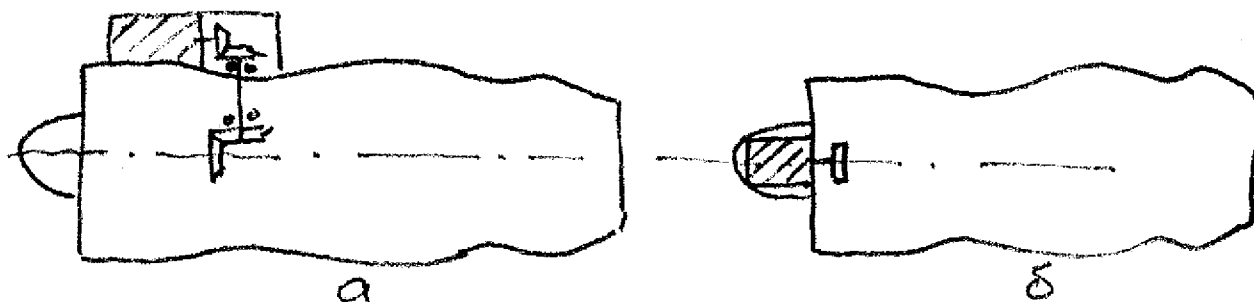


Рис. 57. Схемы передачи мощности от стартеров:

а – через рессору и конические шестерни;

б – через муфту

От стартера вообще можно отказаться, если для вращения двигателя при запуске подавать сжатый газ непосредственно на лопатки турбины.

Топливные агрегаты традиционно размещают снаружи ГТД с приводом через систему передач (как на рис. 57, а). В двигателе RB-162 их разместили внутри кока (подобно рис. 57, б).

Возросшая значимость ГТД как источника тяги привела к необходимости упрощения его конструкции. Благодаря использованию вспомогательных двигателем в качестве источника механической энергии для самолётных и двигательных агрегатов. Отказ ГТД из-за отказа привода или агрегата всегда имеет более тяжёлые последствия, чем отказ автономной вспомогательной силовой установки по тем же причинам.

Упрощение схемы возможно применением минимально необходимого числа опор ротора, использованием биротативных турбин и т.д. Конечно, все упрощающие мероприятия должны быть подтверждены доводочными испытаниями.

3.2.8 Агрегатирование и панелирование

Агрегатирование — это объединение или выделение элементов конструкции, выполняющих заданный комплекс функций, в отдельный легкосъёмный, легкообслуживаемый и ремонтируемый агрегат.

Агрегатирование уже давно используется для элементов топливной и масляной систем. Это приводит к сокращению числа и длины трубопроводов, количества соединений. Так, переход на блок, содержащий маслбак, топливо-масляный радиатор и фильтр, позволил изъять у одного из ГТД около 23 трубок и 50 соединений.

При неисправностях агрегатирование позволяет разбирать меньше исправных элементов (попутных при разборке), что повышает надёжность.

В последнее время принцип агрегатирования получил развитие в создании блочно-сдельных конструкции».

Например, трёхвальный ГТД Д-36 имеет 12 блоков: колесо вентилятора, спрямляющий аппарат вентилятора, вал вентилятора, КНД, коробка приводов, узел задней опоры, турбина вентилятора, ротор ТНД, корпус турбины, ротор КВД, камера сгорания, ротор КВД в промежуточном корпусе.

В случае отказа элемента одного из блоков достаточно заменить или отремонтировать этот блок. Так, на двигателе «Спей» фирмы «Роллс-Ройс» ротор компрессора заменяется двумя монтажниками без нарушения балансировки за 6 ч. Агрегатирование всего двигателя позволяет повысить ресурс, так как возможна замена недостаточно надёжных узлов усовершенствованными конструкциями.

Панелированием называется объединение нескольких агрегатов на одной панели–поверхности двигателя таким образом, чтобы ни один из агрегатов, трубопроводов не стеснял свободного доступа к другому агрегату. Панелирование позволяет осуществлять раздельный или совместный съём всех агрегатов с минимальным количеством разъёмов при минимальной затрате труда и времени.

3.2.9 Стандартизация и унификация

Под унификацией понимается рациональное сокращение числа типов, видов и размеров изделий одинакового функционального назначения. Стандартизация законодательно закрепляет наиболее прогрессивные решения достигнутые методами унификации продукции серийного производства. Начальным этапом осуществления унификации и стандартизации элементов конструкции является заимствование деталей и агрегатов из ранее созданных изделий (принцип конструктивной преемственности).

Однако новые ДЛА создаются тогда, когда необходим более высокий уровень их совершенства, что связано с новыми принципиальными и конструктивными решениями. Поэтому прямое заимствование деталей двигателей старого поколения в новой конструкции практически невозможно. Приходится искать специфические направления стандартизации и унификации ДЛА. Их четыре:

- стандартизация и унификация методов расчёта, проектирования, испытаний и оценки двигателей, а также требований к ним;
- стандартизация элементов конструкции и технологических процессов их изготовления;
- создание высокоэффективных двигателей широкой применимости и разработка на их основе модификаций разного

назначения при максимальной преемственности конструкции (например, ТВД НК-12, ТРДД НК-8);

- разработка высоконадёжного прогрессивного по параметрам базового газогенератора (компрессор и турбина высокого давления с камерой сгорания между ними) и развитие на его основе семейства двигателей (семейство НК).

Стандартизация и унификация позволяют повысить надёжность изделий благодаря использованию проверенных опытом эксплуатации методов и конструкций, сократить сроки создания и стоимость ДЛА.

Но обеспечение этого принципа встречает сопротивление со стороны конструкторов, предпочитающих оригинальную конструкцию унифицированной по чисто конструктивным соображениям, без учёта в полной мере вопросов надёжности.

Показатель преемственности конструкции $K_{пр}$ – это отношение суммы деталей стандартизованных N_c , нормализованных N_n , заимствованных из других двигателей $N_з$ покупных N_n (и сборочных единиц) к общему количеству деталей N_{Σ}

$$K_{пр} = \frac{(N_c + N_n + N_з + N_n)}{N_{\Sigma}}.$$

Коэффициент унификации может определяться по числу деталей

$$K_y = \frac{N_{y.д.}}{N_{\Sigma}}.$$

(здесь $N_{y.д.}$ – количество унифицированных деталей в двигателе), а также по массе, трудоёмкости и т.д.

Отработанные элементы, соответствующие требуемому уровню разработки, не нуждаются в проведении специальных испытаний и сводят к минимуму риск срыва помечен них сроков создания двигателя. Например, для ЖРД F-1 по программе "Сатурн-V-Аполлон" была выбрана

обычная схема (без дожигания), позволившая воспользоваться опытом создания других двигателей большей тяги, в первую очередь ЖРД Н-1. В качестве компонентов топлива для ЖРД F-I были выбраны жидкий кислород и керосин RP-I, проверенные в двигателях РН "Атлас" и "Тор".

При разработке нового двигателя обычно отказываются от недостаточно проверенных, хотя и очень заманчивых технических решений. Надёжность каждого нового предложения должна быть тщательно проверена специальными экспериментальными исследованиями. Например, новые технические решения, применённые в ЖРД SSME, были всесторонне экспериментально отработаны согласно контракту НАСА и ВВС США.

Следовательно, стандартизация и унификация позволяют повысить надёжность двигателей благодаря использованию проверенных опытом эксплуатации методов и конструкций, сократить сроки создания и стоимость изделий. При этом упрощаются и удешевляются ремонт и техническое обслуживание благодаря сокращению номенклатуры запасных частей, инструментов и приспособлений, а также снижению требований к квалификации персонала.

Но обеспечение принципа стандартизации и унификации встречает сопротивление со стороны конструкторов, предпочитающих оригинальную конструкцию унифицированной, но чисто конструктивно-творческим соображениям, без учёта в полной мере вопросов надёжности:

Кроме этого, вновь разрабатываемые ДЛА должны иметь более высокий уровень совершенства, что объективно требует поиска новых принципиальных и конструктивных решений. Поэтому прямое заимствование деталей двигателей старого поколения в новой конструкции затруднено.

Таким образом, возникает диалектическое противоречие между целесообразностью использования стандартных решений, с одной стороны, и объективной необходимостью, а также субъективным

стремлением конструктора к поиску новых путей, с другой. Это противоречие требует поиска специфических направлений стандартизации и унификации ДЛА, а также регламентации этого вопроса.

Такая регламентация обеспечивается системой стандартов СССР стандарты подразделяются на государственные (ГОСТы), отраслевые (ОСТы), предприятия или объединений (СТП). Обязательно соблюдение также стандартов СЭВ и международных организаций, членом которых является наша страна. Например, необходимо выполнять требования стандартов международной организации гражданской авиации (ИКАО) по свойствам ГТД, связанным с обеспечением безопасности полётов, так как СССР является член ИКАО.

В настоящее время сформировалась четыре основных направления стандартизации и унификации при разработке двигателей. Направление унификации на основе создания базового двигателя требует от него таких типоразмеров и уровня технического совершенства, которые гарантировали бы его:

1. широкую применяемость;
2. наиболее медленное моральное старение;
3. возможность дальнейших модификаций и развития.

3.2.10 Ресурсное проектирование

1 Необходимость разработки методологии ресурсного проектирования

Одной из главных проблем в двигателестроении остается проблема обеспечения надежности современных ДЛА. Надежность изделий во многом определяется прочностью и долговечностью их конструктивных элементов.

Статистика прочностных отказов элементов авиационных конструкций является до настоящего времени основным источником информации для суждения о надежности. Тем самым отказы зачастую рассматривают как основную категорию без анализа процессов их формирования. Но прочностная надежность определяется как критериями предельного состояния рассматриваемого конструктивного элемента, так и его нагруженностью, конкретными конструктивным исполнением и материалом, действием всех факторов, сопутствующих реальным условиям эксплуатации. Учет всего комплекса факторов, каждый из которых имеет вероятностную природу, выдвигает ряд специфических требований, зачастую противоречивых. Это требует системного подхода к проектированию авиационных конструкций и прогнозированию их надежности.

Системный подход является направлением методологии специального научного познания, в основе которого лежит исследование, например, двигателя как сложной технической системы. То, что ДЛА представляет собой систему взаимодействующих частей, вполне очевидно. В иерархической лестнице систем, включающей двигатель, уровень самого двигателя целесообразно рассматривать как начальный или базовый. Носителями свойств конструкции и связей, между ними являются структурные элементы (СЭ), под которыми могут рассматриваться любые составляющие общей системы в зависимости от поставленной цели и решаемой задачи. СЭ выделяются методом декомпозиции, т.е. разделением системы на подсистемы. Декомпозиция может осуществляться как рассечением вертикальных связей с выделением комплекса сборочных единиц, модулей, деталей, СЭ в деталях (фланцы, шлицы, фаски и т.д.), так и на одном уровне рассечением горизонтальных связей. При декомпозиции уровня вначале выделяются СЭ по функциональному назначению, а затем СЭ рассматриваемого уровня данного функционального назначения разделяются по

классификационным признакам (свойствам). Это и есть классификация СЭ одного функционального назначения.

На каждом из указанных уровней инженерами (расчетчиками, конструкторами, технологами, испытателями и др.) различных специальностей решаются задачи исследования, проектирования, изготовления, доводки и эксплуатации соответствующих агрегатов, узлов, деталей.

Методологическая специфика системного подхода определяется ориентацией исследования на раскрытие целостности системы, выявление многообразия типов связей сложной системы и сведения их в единую теоретическую картину. Системный подход необходим при проектировании и анализе надежности ДЛА, так как позволяет наиболее полно провести изучение физических процессов, которые приводят её к изменению. Необходимость системного подхода при исследовании ДЛА как сложных систем вытекает также из рассмотрения системных принципов, к которым относятся целостность, структурность, взаимозависимость системы и среды, иерархичность, множественность описания системы и др.

Множественность описания ДЛА как системы состоит в том, что вследствие сложности системы ее адекватное познание требует построения множества различных моделей на этапе проектирования. Каждая из этих моделей описывает лишь определенный аспект системы с учетом комплекса факторов, определяющих надежность, экономичность и другие качества.

Ресурс деталей ДЛА зависит от точности расчета их напряженно-деформированного состояния и оценки долговечности. При переходе двигателей на эксплуатацию по техническому состоянию необходимо оценивать ресурс детали с учетом анализа возможных условий и режимов эксплуатации, т.е. необходимо решать задачу индивидуального прогнозирования ресурса конкретного СЭ конструкции.

Таким образом, необходимо разработать методологию ресурсного проектирования. Она в настоящее время интенсивно разрабатывается. Об этом свидетельствуют доклады, представлявшиеся на всесоюзные и международные конференции по конструкционной прочности двигателей и по надежности изделий, проводимые в г. Самаре научным советом по надежности и ресурсу в машиностроении АН СССР и РАН, Самарскими авиационным и политехническим институтами. Оргкомитет этих конференций возглавлял акад. Кузнецов Н. Д., выдающийся ученый в области надежности ДЛА. Благодаря достижениям научной школы г. Самары, развивающейся под влиянием идей Н. Д. Кузнецова, а также многих ученых таких коллективов, как ЦИАМ, институты, машиноведения РАН и проблем прочности АН Украины и др., сформулированы основные положения, которые можно рассматривать как концепцию ресурсного проектирования.

Настоящий параграф написан в порядке обобщения докладов, которые были заслушаны на указанных выше конференциях, и работ, проводимых в этом направлении на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, а также в отраслевой лаборатории вибропрочности и надежности авиационных изделий. Этот материал был впервые прочитан в качестве лекции по курсу "Надежность двигателей" в весеннем семестре 1991/1992 уч. года и является учебным пособием к разделу "Принципы создания высоконадежных изделий".

2 Основные понятия и определения

Ресурсом называется наработка изделия от начала эксплуатации до перехода в предельное состояние.

Введение понятия предельного состояния для ГТД обусловлено необходимостью обеспечения требования безопасности полетов. Предельное состояние АД может определяться исчерпанием их прочности

вследствие длительного и циклического нагружения. В некоторых случаях предельное состояние вызывается неустранимым отклонением параметров от заданных уровней, резким снижением эффективности эксплуатации ГТД из-за недопустимости износа, эрозии, и других причин.

Действующие положения регламентируют следующие виды ресурса наработки ГТД:

- назначенный ресурс,
- ресурс до первого капитального ремонта,
- межремонтный ресурс,
- гарантийный ресурс,
- разрешенная наработка,
- гарантийная наработка.

Регламентируется также назначенный ресурс основных деталей (узлов) ГТД.

Все виды ресурса ГТД устанавливаются в часах общей наработки двигателя в полете и на земле, а также в числе полетных циклов.

Основной ресурсной характеристикой ГТД является назначенный ресурс – установленная в ТД для данного этапа серийного производства и эксплуатации суммарная наработка, при достижении которой применение двигателя (детали) по назначению должно быть прекращено независимо от его (ее) состояния.

Назначенный ресурс поэтапно увеличивается от начального значения, устанавливаемого в начале серийной эксплуатации, до величины полного назначенного ресурса, указанного в ТЗ.

Назначенный ресурс учитывается при определении необходимого устанавливаемого производства двигателей, оценка экономической эффективности двигателя (детали) и т.д. Это вид ресурса указывается в перечне основных характеристик ДЛА.

Величина полного назначенного ресурса для современных двигателей ЛА составляет (1...2) ч для "горячей" части и $(2...4) \cdot 10^4$ ч холодной

части; у ГТД маневренных самолетов полный назначенный ресурс "горячей" части $(1,5 \dots 3,0) \cdot 10^3$ ч и "холодной" части (3...8) ч.

Назначенный ресурс устанавливается на основании эквивалентно-циклических испытаний (ЭЦИ) и постепенно наращивается по мере увеличения наработки при ЭЦИ. Для испытаний целесообразно использовать двигатели, имеющие наработку в эксплуатации.

В пределах назначенного ресурса ГТД могут проводиться регламентные ремонты, включая капитальные и восстановительные. Для эксплуатации устанавливается ресурс до первого капитального ремонта и между всеми последующими заводскими ремонтами. Например, если двигатель до 1-го капитального ремонта наработал 6000 ч, а его назначенный ресурс составляет 9000 ч, то после ремонта наработка до полного исчерпания ресурса не может превышать 3000 ч. При этом, если назначенный ресурс какого-либо элемента (например, диска); составляет 6000 ч, то он должен быть заменен на новый при первом ремонте.

3 Концепция ресурсного проектирования

Основные понятия и определения ресурса АД и его разновидностей изложены в п. 2 настоящего параграфа.

Концепция ресурсного проектирования ДЛА базируется на следующих положениях.

1. Современные ДЛА представляют собой сложные дорогостоящие технические системы. Экономическая эффективность их существенно зависит от показателей надежности. Основные параметры двигателя (степень сжатия в компрессоре, температура газа перед турбиной, длительность форсирования режимов и др.) тесно связаны с показателями безотказности (ВБР, наработкой до отказа и на отказ, интенсивностью отказов), долговечности (ресурсом), массой двигателя. Поэтому при ресурсном проектировании оптимизируют основные параметры ДЛА в

соответствии с полным назначенным ресурсом и требуемыми показателями безотказности в течение всего жизненного цикла изделия.

2. При ресурсном проектировании расчет на прочность элементов ДЛА проводится на полный назначенный ресурс. При этом учитывается принятая система диагностики.

3. При ресурсном проектировании все основные элементы ДЛА рассчитываются на долговечность. Она определяется чаще всего длительной прочностью и малоцикловой усталостью. Усталостная прочность при многоцикловом нагружении определяет надежность ДЛА главным образом на этапе доводки и в начальный период эксплуатации. В дальнейшем усталостные разрушения вследствие резонансов устраняются, они возникают случайно и на ресурс ДЛА влияют в меньшей степени.

4. При ресурсном проектировании расчет напряженно-деформированного состояния (НДС) должен проводиться с помощью моделей высокого уровня, например, пространственных задач теории упругости и пластичности, с широким привлечением численных методов (конечных и граничных элементов и др.), с учетом одновременного действия различных факторов (например, теплового и напряженного состояния, вибрационного воздействия).

5. Ресурсное проектирование должно быть подсистемой общей САПР и содержать модели расчета разных уровней. Эти модели необходимы для оптимизации конструкций ДЛА и его параметров на разных стадиях проектирования (технического предложения, эскизного или технического проекта).

6. Ресурсное проектирование в САПР должно охватывать взаимосвязанные этапы проектирования, конструирования и разработки технологии, а также иметь обратную связь с банком данных по доводке ДЛА.

7. При ресурсном проектировании необходимо использовать модели долговечности материала, позволяющие определять время и (или) число циклов до разрушения при действующих напряжениях и деформациях. Мо-

дели долговечности должны быть достоверными относительно применяемых материалов, способов их получения, конструктивного оформления деталей и технологий их изготовления, условий нагружения. Модели долговечности должны учитывать взаимное влияние различных механизмов повреждения, а также условия разрушения в зонах концентрации напряжений.

Пока широко используются детерминированные модели долговечности, учитывающие средние значения параметров. Более полно долговечность описывается статистическими моделями, в которых она определяется с заранее выбранной доверительной вероятностью.

8. Ресурсное проектирование осуществляется на основе всестороннего учета возможных условий эксплуатации и нагружения при стационарных и нестационарных режимах работы двигателя. В процессе проектирования определяется или прогнозируется статистическая и динамическая нагруженность, обусловленная гидро- и газодинамическими, инерционными, тепловыми и механическими воздействиями. При этом привлекаются статистические данные, полученные на изделиях-прототипах. Выявляются типичные циклы нагружения и статистика их реализации.

На основании исследований изделий-прототипов с помощью построения модели эксплуатации для проектируемого двигателя устанавливается обобщенный (осредненный) полетный цикл или несколько типовых полетных циклов. В последнем случае указывается вероятность реализации каждого цикла.

9. В процессе ресурсного проектирования разрабатываются программы ускоренных ЭЦИ для определения назначенного ресурса ДЛА. Программы формируются с учетом повреждаемости ответственных деталей двигателя (лопаток турбины высокого давления, дисков, корпусов, дефлекторов, подшипников и т.д.). Эти программы целесообразно использовать при поузловой доводке двигателя.

10. При ресурсном проектировании выявляют потенциально слабые места конструкции. Они учитываются при разработке системы технической диагностики, особенно при эксплуатации по техническому состоянию.

4 Модели долговечности

Естественно, что основой ресурсного проектирования являются модели долговечности.

При установлении и увеличении ресурса необходимые ограничения его величины оцениваются расчетом долговечности ответственных деталей двигателя.

Под долговечностью понимается свойство двигателя сохранять работоспособность до наступления предельного состояния при установленной системе технического обслуживания и ремонта. Предельное состояние ДЛА может определяться разными причинами (см. п.1). Ниже рассматриваются модели долговечности и ее количественные оценки, связанные с исчерпанием прочности элементов ДЛА.

Исчерпание прочности (разрушение) детали является сложным процессом, зависящим от металлургических, конструкционных, технологических и эксплуатационных факторов. Для расчета долговечности используются математические модели, связывающие условия эксплуатации детали (ее нагруженность) со временем и (или) числом циклов разрушения.

Модели долговечности принимаются в детерминированном виде (по средним значениям) или в статистической форме, учитывающей рассеяние факторов нагружения и факторов прочности.

Механизм разрушения детали может быть связан с кратковременной статической прочностью, длительной статической прочностью, многоцикловой и малоцикловой усталостью.

Кратковременная статическая прочность – это способности элементов конструкции воспринимать без разрушения действие однократно приложенной нагрузки. Примерами такой нагрузки могут быть усилия, действующие на роторные элементы (лопатки, диск, узлы крепления и т.д.) при случайном значительном превышении заданной частоты вращения, на вал при резком возрастании крутящего момента, и т.д.

Статическое разрушение в зависимости от свойств материала и характера НДС может быть пластическим или хрупким. При хрупких разрушениях наблюдается существенное рассеяние характеристик прочности, особенно у керамических материалов. Модели статической прочности хорошо известны из курса "Сопротивление материалов".

Механизм разрушения, связанный с исчерпанием длительной прочности, с ползучестью наблюдается в основном в элементах горячей части двигателя (в камерах сгорания, сопловых и рабочих лопатках, а также дисках турбин и др.). В моделях долговечности при длительном статистическом нагружении решающими факторами являются температура и длительность нагружения.

Механизм разрушения при многоцикловой усталости (далее называемой просто усталостью) связан с действием динамических нагрузок на элементы ДЛА. Модели усталостной долговечности должны учитывать существенное влияние концентрации напряжений и технологических факторов (например, состояние поверхности и др.).

Малоцикловая усталость (МЦУ) наблюдается при числе циклов нагружения 10^3 . Механизм разрушения при МЦУ связан с возникновением повторных упругопластических циклов.

При ресурсном проектировании наиболее важными являются расчеты долговечности по МЦУ и при длительном статическом нагружении. Это объясняется тем, что механизмы разрушения в указанных

условиях непосредственно ограничивают ресурс двигателя (число полетных циклов) и параметры рабочего процесса.

5 Достоинства ресурсного проектирования

1. При ресурсном проектировании в результате всестороннего анализа НДС элементов двигателя, особенно в зонах концентрации напряжений более полного учета условий нагружения должна возрасти надежность элементов и всего двигателя.

2. Использование моделей прочности и динамики высокого уровня должно сократить сроки доводки двигателей.

3. Проектирование двигателя на полный назначенный ресурс будет способствовать увеличению и более быстрому достижению этого ресурса.

4. Ресурсное проектирование должно привести к более широкому использованию новейших научно-технических достижений в области САПР, механики твердого тела, динамики, экспериментальных исследований конструкционной прочности и реальных условий нагружения на стационарных и нестационарных режимах.

4 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ДОВОДКА ОПЫТНЫХ ДВА

4.1 ПРИЧИНЫ НЕСОВЕРШЕНСТВА ПРОЕКТИРУЕМОГО ДВИГАТЕЛЯ

1) *Проблемы проектирования* (удовлетворение требования резкого повышения параметрического совершенства, новые уровни внешних условий и воздействий, принципиально новая конструкция);

2) *Проблемы достоверности и возможности расчётов* (газодинамические расчёты, вибрационное горение);

3) *Отставание развития прикладных наук от уровня развития техники* (отставание теорий надёжности, усталости, лопаточных машин, демпфирования, вибрационного горения и других);

- 4) *Трудность оценки качества проектных работ* (отсутствие чётких критериев, велик объём новизны в проекте);
- 5) *Ограничение времени проектирования и средств на создание программы;*
- 6) *Несовершенства и недостатки, зависимые от проектировщика* (квалификация и компетентность, опыт, интуиция и одарённость, склонность к НИР);
- 7) *Несовершенство нормативных и регламентирующих документов, норм прочности, указаний.*

4.2 ОСОБЕННОСТИ ЭТАПА ДОВОДКИ ДЛА С ПОЗИЦИИ ТЕОРИИ НАДЁЖНОСТИ

Этап доводки, или экспериментальной отработки, является наиболее продолжительным и трудоёмким этапом создания ДЛА. Он занимает около 80% времени создания двигателя [1]. На этом этапе первоначально созданный опытный образец дорабатывается с целью достижения заявленных данных и обеспечения его надёжности.

Главной задачей доводки с позиций обеспечения надёжности ДЛА является проверка заложенных при проектировании запасов работоспособности и внесение в конструкцию изменений, способствующих достижению требуемых величин этих запасов. По некоторым видам нагружений запасы часто не могут быть рассчитаны при проектировании с удовлетворительной достоверностью. Например, ввиду сложности расчётной схемы системы “ротор – опоры – корпус” и весьма приближённых сведений об упругодемпфирующих свойствах проектируемых опор и корпусов практически невозможно определить амплитудно-частотную характеристику ротора и передаваемые от ротора через опоры на корпус усилия. Они обычно определяются экспериментально на опытном двигателе. Также экспериментально

определяются вибрационные напряжения в лопатках (тензометрированием лопаток), так как при проектировании не известны уровень и характер их возбуждения. Поэтому конструктор должен предусмотреть возможность введения в конструкцию демпферов, если при доводке изделия обнаружится высокий уровень динамической нагруженности его элементов.

Решение главной задачи доводки изделий осуществляется по двум основным направлениям:

- 1) проверка принятых допущений и расчётных параметров, т.е. идентификация опытных изделий с их математическими моделями (тепловыми, газодинамическими, прочностными, динамическими и т.д.)
- 2) выявление слабых мест, неудачных конструктивных и технологических решений.

При решении этих двух основных задач в конструкцию вносятся изменения, обеспечивающие достижение предусмотренных проектом характеристик и эксплуатационных свойств изделия. Например, в Англии чертёж каждой детали за период доводки опытного ГТД изменяется в среднем 5 раз [2].

Таким образом, *изменение первоначальной конструкции в процессе доводки является одной из характерных особенностей ДЛА.*

В процессе доводки ДЛА проверяются и при необходимости изменяются технологические решения. Например, осваиваются новые технологические процессы и материалы, совершенствуется конструкция для обеспечения её технологичности и т.д. Эти направления доводки изделий целесообразно вести, подключая серийный завод к изготовлению опытных образцов. Эта методология создания ДЛА путём совмещения этапов жизненного цикла отражена на рис. 58, б. Например, на этапе разработки двигателей НК-8 серийный завод изготавливал и поставлял опытному заводу компрессор, турбину, камеру сгорания, опоры. За 8

месяцев до государственных испытаний было организовано серийное производство двигателей и поставка их авиационному заводу.

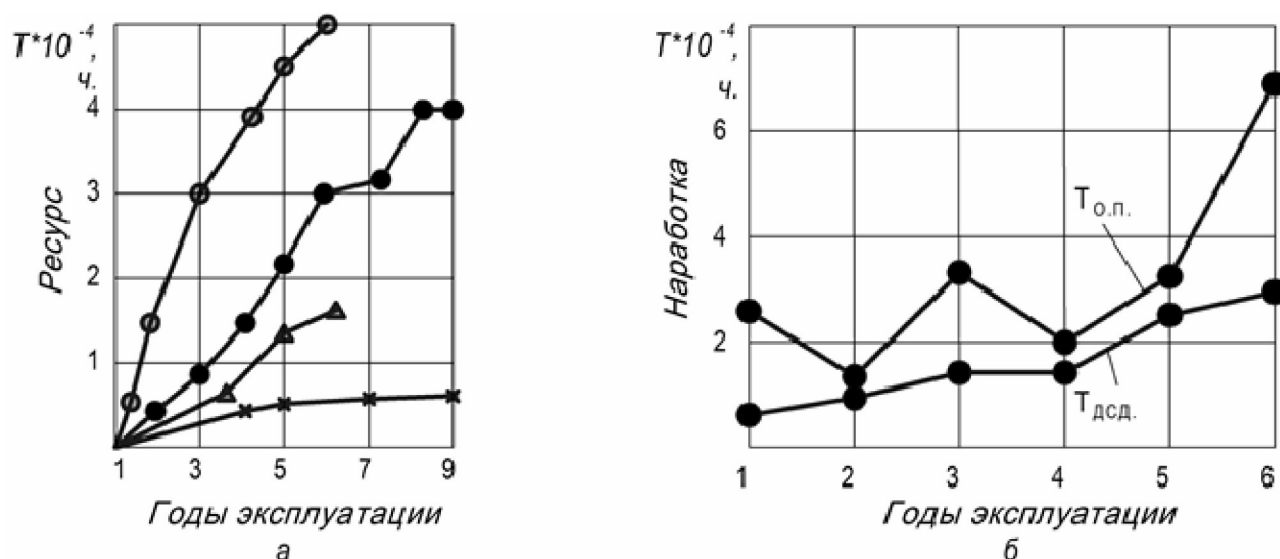


Рис. 58. Основные показатели надёжности ГТД:

● - НК-8-4; ○ - АИ-24; ▲ - Д-30; x - РД-3М-500.

Совмещение работ по конструкторской доводке и освоению серийного производства изделия позволяет:

- 1) сократить сроки отработки серийной документации и подготовки производства;
- 2) начать серийное производство до начала госиспытаний и увеличить период эффективной эксплуатации двигателей;
- 3) ускорить организацию работ по комплексному обеспечению конструкционной прочности элементов двигателя;
- 4) приступить к работам по обеспечению стабильности серийного производства с первых изделий;
- 5) обеспечить высокие показатели эксплуатационной надёжности с первых серийных образцов;
- 6) начать пассажирскую эксплуатацию непосредственно после окончания государственных испытаний.

Процесс доводки изделия условно можно представить состоящим из трёх последовательных этапов:

- 1) отработка работоспособности конструкции нового ДЛА;
- 2) достижение требуемых характеристик и свойств изделия;
- 3) обеспечение уровня надёжности, достаточного для начала эксплуатации.

Первый и третий этапы доводки полностью направлены на обеспечение надёжности ДЛА. Но и на втором этапе решаются вопросы надёжности изделия, например, обеспечение запуска во всех эксплуатационных условиях, требуемых запасов по кавитации, газодинамической устойчивости, хладоресурсу масла и т.п.

Сроки и стоимость доводки ДЛА можно сократить с помощью метода поузловой доводки. Он заключается в предварительной отработке характеристик отдельного элемента или узла на специальном стенде и окончательном подтверждении их в составе двигателя. При поузловой доводке важна опережающая отработка газогенератора, на базе которого предполагается создавать семейство двигателей.

Эффективность процесса доводки существенно зависит от того, насколько близки условия доводочных испытаний к эксплуатационным.

Для воспроизводства условий нагружения, многие доводочные испытания проводятся с имитацией эксплуатационных условий.

Однако имитацию всего комплекса внешних эксплуатационных воздействий обеспечить при стендовой доводке сложно. В связи с этим часть доводочных испытаний проводится в натурных эксплуатационных условиях — лётные испытания авиационных ГТД.

Подходы к описанию процесса доводки:

- 1) Процесс роста надёжности рассматривают как случайный и строят статистические модели увеличения надёжности.

Эффективность подобных подходов невелика, так как при построении статистических моделей не учитываются ни логика доводки, ни физика отказов, а статистический материал крайне мал.

2) Использование стохастических моделей обучаемости. Описание процесса обучения распространяют на процесс доводки.

Объект как бы «учится» высокой надёжности.

3) Процесс доводки рассматривают как информационный процесс, при котором по мере накопления данных о работе опытного объекта уменьшается неопределённость в оценке его свойств (в первую очередь — надёжности) и соответственно изменяется энтропия как мера количества информации.

Надёжность ДЛА на этапе доводки непрерывно повышается. Но как показывает опыт эксплуатации ДЛА, благодаря обратной связи эксплуатации с серийным производством после нескольких лет серийного производства и эксплуатации двигателей их надёжность продолжает повышаться. При интенсивном увеличении ресурса двигателя (рис. 58, а) за счёт резервов конструкции следует ожидать

снижения показателей эксплуатационной надёжности $T_{o.п.}$ и $T_{дсд}$. И это наблюдается у ряда двигателей. Однако если при создании двигателя реализованы такие принципы, как комплексное обеспечение конструкционной прочности с учётом перспективного развития ресурса, прогнозирование долговечности, опережающие конструктивно-технологические решения, направленные на повышение надёжности, то одновременно с повышением ресурса увеличиваются и показатели $T_{o.п.}$ и $T_{дсд}$. Из рисунка 1,б видно, что с начала эксплуатации двигателей НК-8-4 за 6 лет наработка на досрочный съём $T_{дсд}$ увеличена в 6 раз, а наработка на отказ в полёте $T_{o.п.}$ имеет тенденцию к повышению, оставаясь на высоком уровне.

Следовательно, к моменту окончания доводки ещё имеются резервы увеличения надёжности двигателей. Поэтому процесс доводки нельзя считать совершенным. Необходимость совершенствования процесса

доводки диктуется также наблюдающейся тенденцией увеличения её объёма и стоимости в связи с постоянным повышением параметров, расширением эксплуатационных режимов и усложнением конструкции двигателей.

При разработке комплекса испытаний по проверке надёжности двигателей возникают три группы вопросов:

- номенклатура испытаний;
- методы проведения испытаний;
- способы оценки результатов.

Что испытывать? Как испытывать? Как оценивать результаты испытаний?

Выбор номенклатуры испытаний определяет, в связи с какими типами отказов и при каких внешних воздействиях на двигатель должны проверяться запасы его работоспособности. В комплекс специальных испытаний авиационных ГТД вошли испытания, отобранные, в основном, по *трёх* признакам.

Во-первых, по проверке запасов работоспособности двигателей в связи с наиболее частыми причинами отказов (усталостные поломки лопаток, потеря газодинамической устойчивости, неудачные запуски, отказы топливной и масляной систем, обледенение входных элементов и др.)

Во-вторых, по тяжести последствий отказа, пусть даже очень маловероятного (разрушение дисков, валов и т. п.). Поэтому обязательными являются испытания по проверке роторов двигателей на прочность.

В-третьих, проверка запасов работоспособности двигателя в связи с некоторыми возможными воздействиями на конструкцию двигателя, последствия которых заранее не очевидны. Примером такого испытания является испытание с забросом (на 3%) максимальной рабочей частоты вращения ротора двигателя.

При разработке методов испытаний решающим является вопрос о выборе того уровня нагрузок (режимов и внешних воздействий), который должен благополучно выдерживаться двигателем и при котором должны проверяться запасы его работоспособности.

Немаловажно также, чтобы методы проведения обязательных испытаний были доступными, чтобы большинство из них можно было проводить на обычных заводских стендах.

При оценке результатов испытаний требуется очень обоснованное отношение к последствиям того или иного воздействия и к установленному уровню величин запасов работоспособности.

В ряде случаев оценка последствий воздействий не вызывает трудностей (прошёл или не прошёл испытания двигатель). Например, если прочность и герметичность топливных трубопроводов при 1,5-кратном превышении давления не нарушены, значит испытания под давлением прошли успешно. Сложнее обстоит дело в случае, например, оценки повреждений от забрасываемых в двигатель птиц. Какие-то повреждения при этом неизбежны, но какие считать приемлемыми, - не очевидно без анализа последующих полётных ситуаций.

При величинах ресурса, равных многим тысячам часов, ресурсные испытания в натуральном масштабе времени теряют практический смысл и заменяются ускоренными, эквивалентными длительным. При ускоренных испытаниях путём использования наиболее тяжёлых из эксплуатационных режимов работы двигателя добиваются за короткое время такой же повреждаемости, какую получит двигатель за время выработки ресурса. Ускоренные эквивалентные испытания позволяют в короткие сроки выявить основные дефекты двигателя, проверить мероприятия по их устранению и оценить общетехнический ресурс.

Основой проведения ускоренных эквивалентных испытаний должно быть согласующееся с практикой предположение о том, как расходуется запас работоспособности двигателя в зависимости от условий проведения

испытаний, т. е. в зависимости от режимов работы, числа циклов нагружения и т. п.

Расходование запаса работоспособности или, иначе говоря, истощение *меры ресурса* должно быть одинаково для эквивалентного испытания и работы двигателя в эксплуатации в течение имитируемого ускоренными испытаниями ресурса.

Подход к эквивалентным длительным испытаниям.

Ресурс ГТД в основном определяется лопатками и дисками турбины. При этом длительная статическая прочность является одним из решающих факторов, влияющих на ресурс турбины. Поэтому получил распространение подход к определению меры эквивалентности режимов ускоренных испытаний из условия равенства запасов статической прочности.

Детерминированная математическая модель длительного статического разрушения:

$$\rho^m t = C; \quad (121)$$

где t — время до разрушения при действии статического напряжения ρ при температуре T ; m и C — постоянные для данного материала и температуры коэффициенты.

В реальных условиях элементы двигателя работают при меняющихся условиях нагружения, в связи с чем необходимо суммирование повреждений для правильной оценки запасов прочности.

С учётом того, что

$$k_i = \sigma_{b/t_i}^{T_i} / \sigma_{max_i} \quad (122)$$

где k_i — запас прочности на i -ом режиме,

$\sigma_{b/t_i}^{T_i}$ — предел длительной прочности,

σ_{max_i} — максимальное напряжение на i -ом режиме, получим

$$t_{1экв.} = t_1 \sum_{i=1}^n \left(\frac{k_1}{k_i} \right)^{m_1} = t_1 \left[1 + \left(\frac{k_1}{k_2} \right)^{m_1} + \left(\frac{k_1}{k_3} \right)^{m_1} + \dots \right], \quad (123)$$

где $t_{1экв.}$ - эквивалентное время работы на максимальном (1-ом) режиме.

Циклические испытания.

Важной особенностью циклических испытаний является прямой учёт статистического рассеивания результатов малоцикловых испытаний. Циклические испытания проводятся со значительным запасом против числа циклов запуска — останова за ресурс. Число циклов испытаний определяется как:

$$N_{исп.} = C N_{рес.} / \eta, \quad (124)$$

где $N_{рес.}$ - число циклов за проверяемую циклическими испытаниями величину ресурса, C — запас по числу циклов (с учётом рассеивания); η — коэффициент соответствия рабочего и испытательного цикла (при циклических испытаниях непосредственно на двигателе в рабочих условиях $\eta=1$).

Для характеристики объёма доводки ГТД рассмотрим среднестатистические показатели процесса доводки двигателей первых трёх поколений и тенденции их изменения, выявленные А.А.Берёзкиной на основании анализа сведений о 59 двигателях зарубежных фирм за 30-летний период (1944-1973 гг.).

Продолжительность доводки ГТД от первого стендового испытания опытного образца до начала эксплуатации серийных двигателей (рис. 59) колебалась от 30-40 ("Атар 101", "Орфей", JT3D, JT8D, "Спей I", "Спей 25 R", JT9D, CF 6-6) до 80-90 месяцев ("Дарт", J 75, "Конуэй", F 401).

Исключение из общей совокупности составляют двигатели "Олимп 593" и GE4, продолжительность доводки которых из-за новизны конструкции и условий эксплуатации на СПС увеличена до 125-140 месяцев. Средняя арифметическая продолжительность доводки за период 1944-1963 гг. составляла 61 месяц, за период 1963-1972 гг. — 57 месяцев, а за весь рассматриваемый период — 60 месяцев. Медиана за этот период равна 63 месяцам, т.е. у большинства двигателей

рассматриваемой совокупности продолжительность этапа доводки больше средней арифметической.

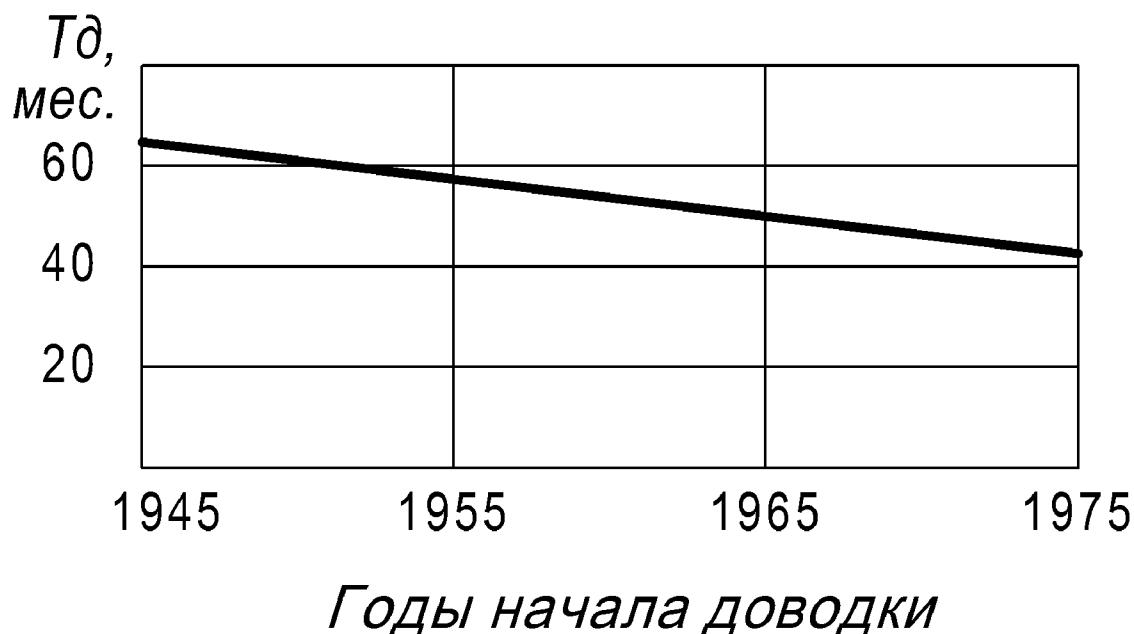


Рис. 59. Зависимость продолжительности доводки ГТД в месяцах до начала эксплуатации от года начала доводки

Сплошная линия регрессии отражает тенденцию к снижению сроков доводки, являющуюся следствием интенсификации доводки, а не снижения её объёма и стоимости. Как видно из рисунка 3,а, наработка $T_{\Sigma c}$ ГТД до сертификации колебалась в широком диапазоне и в среднем составляла 13000 ч. В среднем суммарная наработка ГТД до начала эксплуатации составляла 20000 ч., из них средняя стендовая наработка находилась на уровне 5000 ч. (рис. 60, б), а лётная наработка составляла 8000 ч.

Одним из показателей интенсивности доводки может служить средняя годовая наработка всего парка опытных двигателей. Для иностранных ГТД рассматриваемого периода она была равна 3600 часов в год.

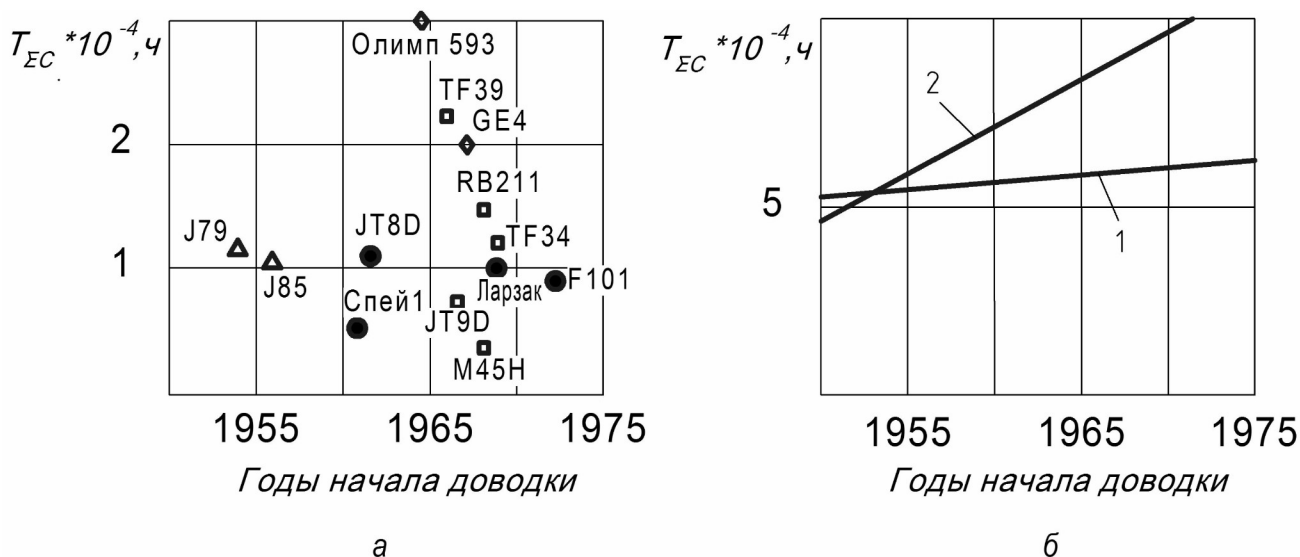


Рис. 60. Зависимость от года начала доводки наработки опытного ГТД

а – до получения сертификата

и б: 1 – на стендах до начала лётных испытаний;

2 – при испытаниях на самолёте до начала эксплуатации

Высокая стоимость опытных образцов, используемых в доводке, вызывает стремление сократить их число. С этой целью значительная часть доводочных работ выполняется на отдельных узлах двигателя или двигателях-прототипах, совмещаются различные виды испытаний и т.п. Нарботка отдельных элементов и узлов (камер сгорания, подшипниковых узлов, элементов систем регулирования и др.) достигает десятков тысяч часов. Рис. 61 даёт представление о количестве используемых в доводке опытных образцов.

Среднее арифметическое общего числа опытных ГТД составляет 34 штуки, но мода рассматриваемой совокупности равна 25, т.е. наибольшее число ГТД доводилось на 25 образцах.

Линии регрессии, обобщающие данные за период 1960-1972 гг., указывают на устойчивую тенденцию к снижению количества опытных образцов. Этому способствует увеличение наработки каждого опытного ГТД. В 50-е годы она составляла в среднем 230 ч., а в начале 70-х годов

возросла до 550 ч. Средняя арифметическая наработка за 20 лет составляет 380 ч на один опытный двигатель.

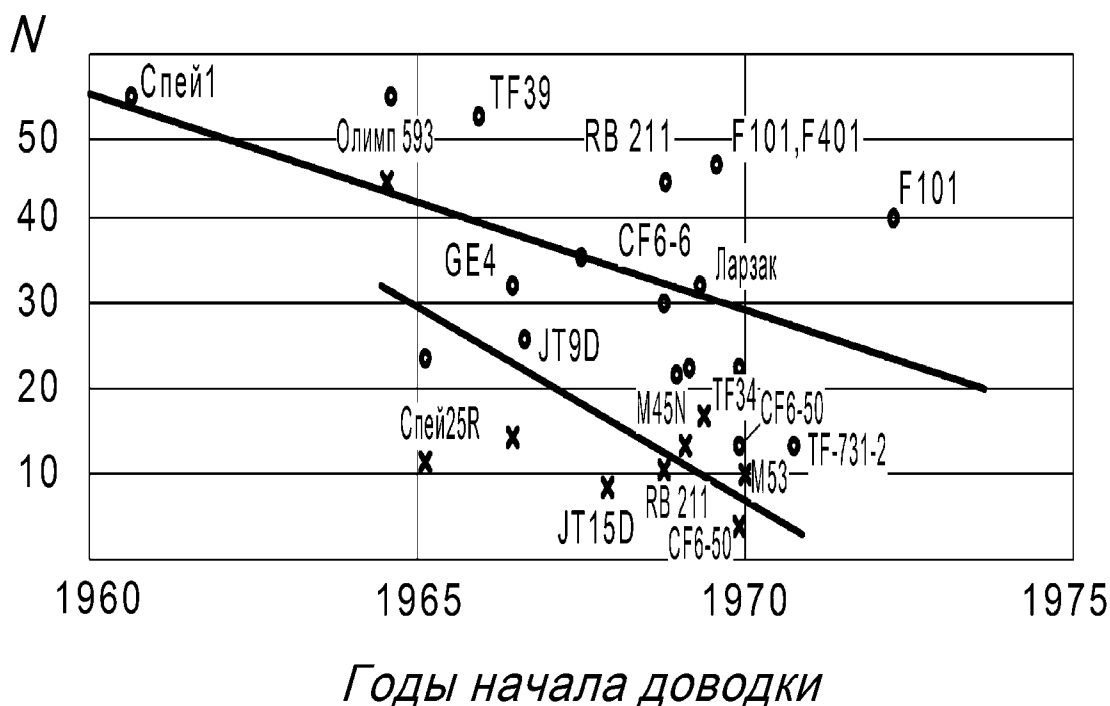


Рис. 61. Зависимость количества опытных образцов ГТД, используемых в доводке, от года начала доводки:
О – общее количество ГТД; X – количество летных образцов.

Изложенная в этом параграфе общая характеристика процесса доводки ДЛА свидетельствует об огромном объёме испытаний и доработок конструкции, которые необходимо выполнить в период доводки. Поэтому необходима чёткая организация работ при доводке ДЛА.

На рис. 62 изображена зависимость продолжительности этапа проектирования и подготовки первой партии опытных двигателей от года закладки. При разработке двигателей на базе перспективных газогенераторов, опережающих испытания узлов (“Спей I”, RB 211) или предшествующих модификаций (“Спей 25”) продолжительность этого этапа оказывается значительно меньше, чем при разработке оригинальных двигателей (М.45Н, М.56, “Олимп 593”, “Адур”).

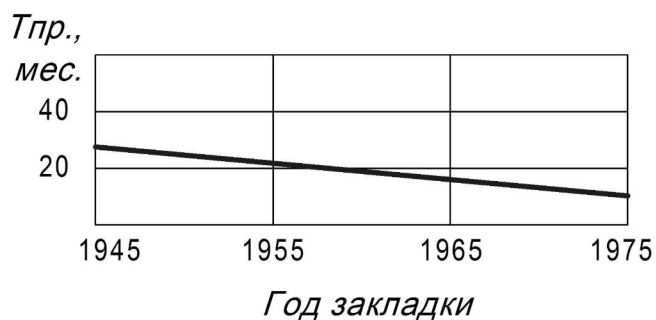


Рис. 62. Зависимость продолжительности проектирования и создания первой партии опытных образцов ГТД от года закладки двигателя

Сплошная линия регрессии отражает тенденцию к снижению продолжительности этапа проектирования благодаря накоплению опыта, всё более широкому использованию вычислительной и высокопроизводительной конструкторской техники. Так, если средняя арифметическая продолжительность этапа проектирования за период 1944-1963 гг. составляла 20 месяцев, то за период 1963-1973 гг. она снизилась до 18 месяцев, за 30-летний период средняя арифметическая продолжительность этого этапа равнялась 19 месяцам, что больше моды и медианы, равных 17,5 месяцам. Следовательно, у большинства двигателей рассматриваемой совокупности продолжительность этапа проектирования меньше средней арифметической. Увеличение средней арифметической по сравнению с модой и медианой объясняется тем, что на проектирование некоторых двигателей новых схем, появившихся в 60-х годах, было затрачено значительно большее время (до 27-35 месяцев), чем у остальных двигателей.

Общая продолжительность доводки двигателей от первого стендового испытания опытного образца до начала эксплуатации серийных двигателей (рис. 63) колеблется от 30-40 ("Атар 101", "Орфей", JT3D, JT8D, "Спей I", "Спей 25R", JT9D, CF6-6) до 80-90 месяцев ("Дарт", J75, "Конзуэй", F 401). Исключение из общей совокупности составляют двигатели "Олимп" 593 и GE 4, продолжительность доводки которых из-за

новизны конструкции и условий эксплуатации на СПС увеличена до 125-140 месяцев.

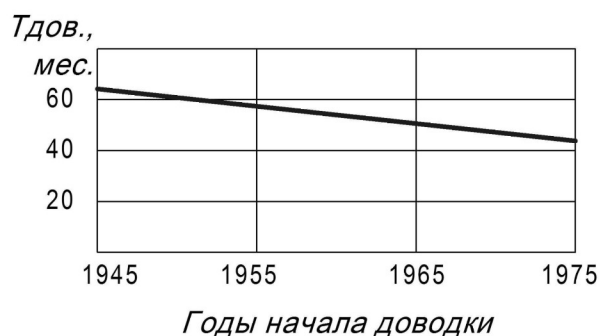


Рис. 63. Зависимость продолжительности доводки ГТД до начала эксплуатации от года начала доводки

4.3 НЕОБХОДИМОСТЬ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПРОЦЕССА ДОВОДКИ

Основными причинами, обуславливающие необходимость совершенствования процесса доводки, являются следующие:

- 1) большие сроки доводки (8-14 лет);
- 2) огромные материальные затраты; □
- 3) систематический недобор параметров. Например $C_{уд}$ всегда выше проектного значения;
- 4) трудности серийного изготовления деталей (в стране одновременно изготавливаются до 300 типоразмеров лопаток турбин);
- 5) трудности с эксплуатацией двигателей.

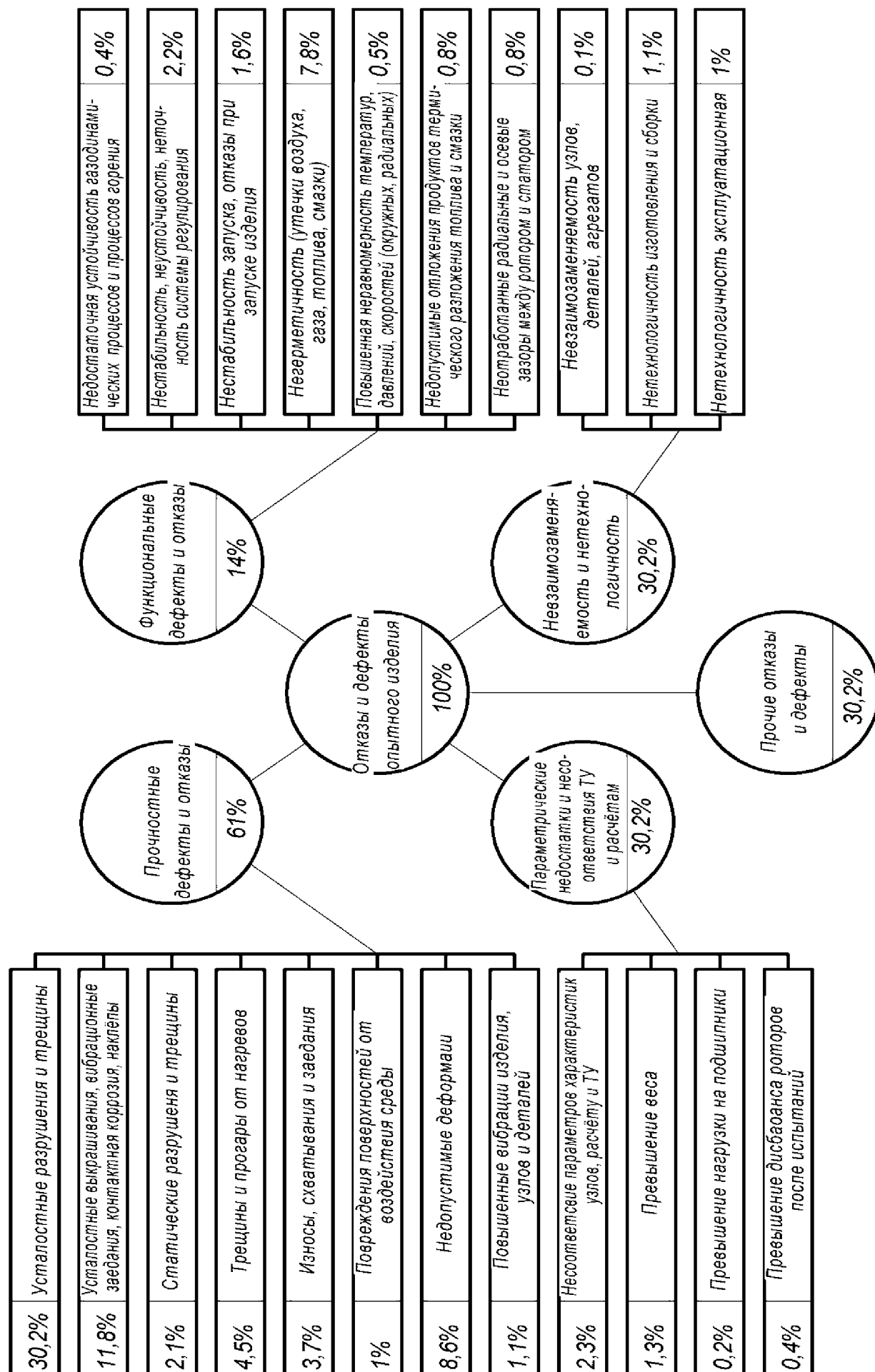


Рис. 64. Отказы, дефекты и недостатки опытного двигателя, устраняемые в процессе

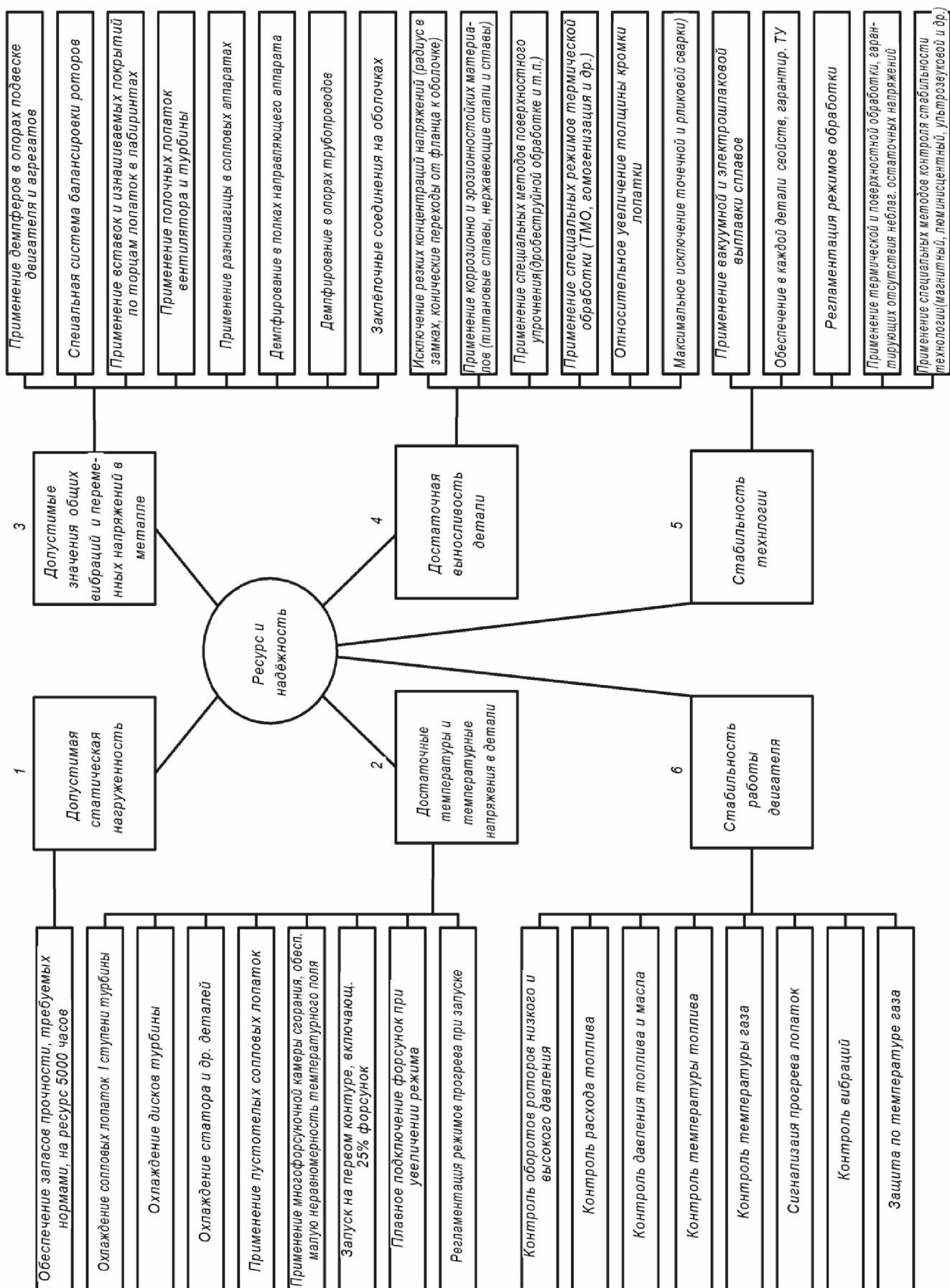


Рис. 65. Схема обеспечения надёжности

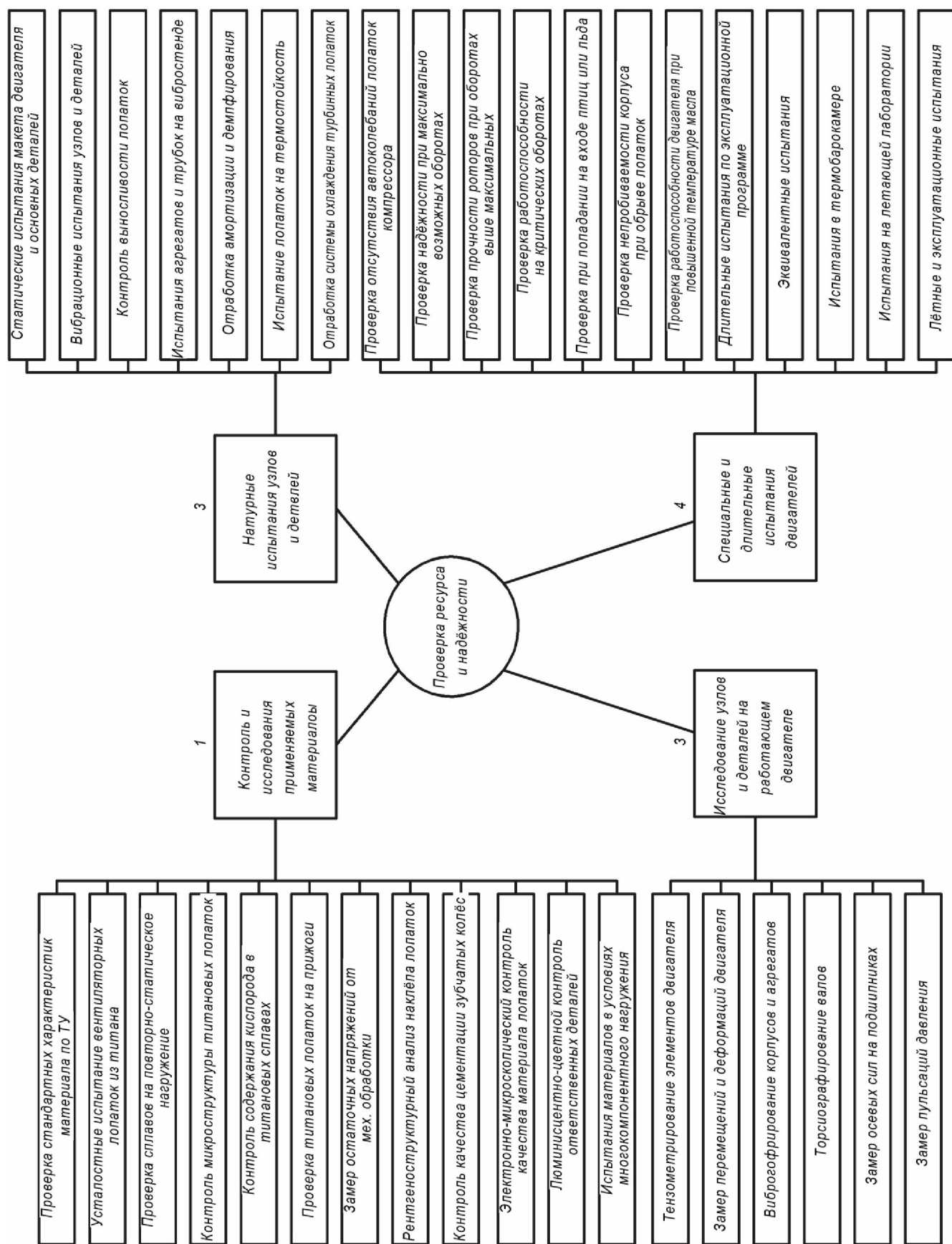


Рис. 66. Комплекс проверок параметров надёжности двигателя

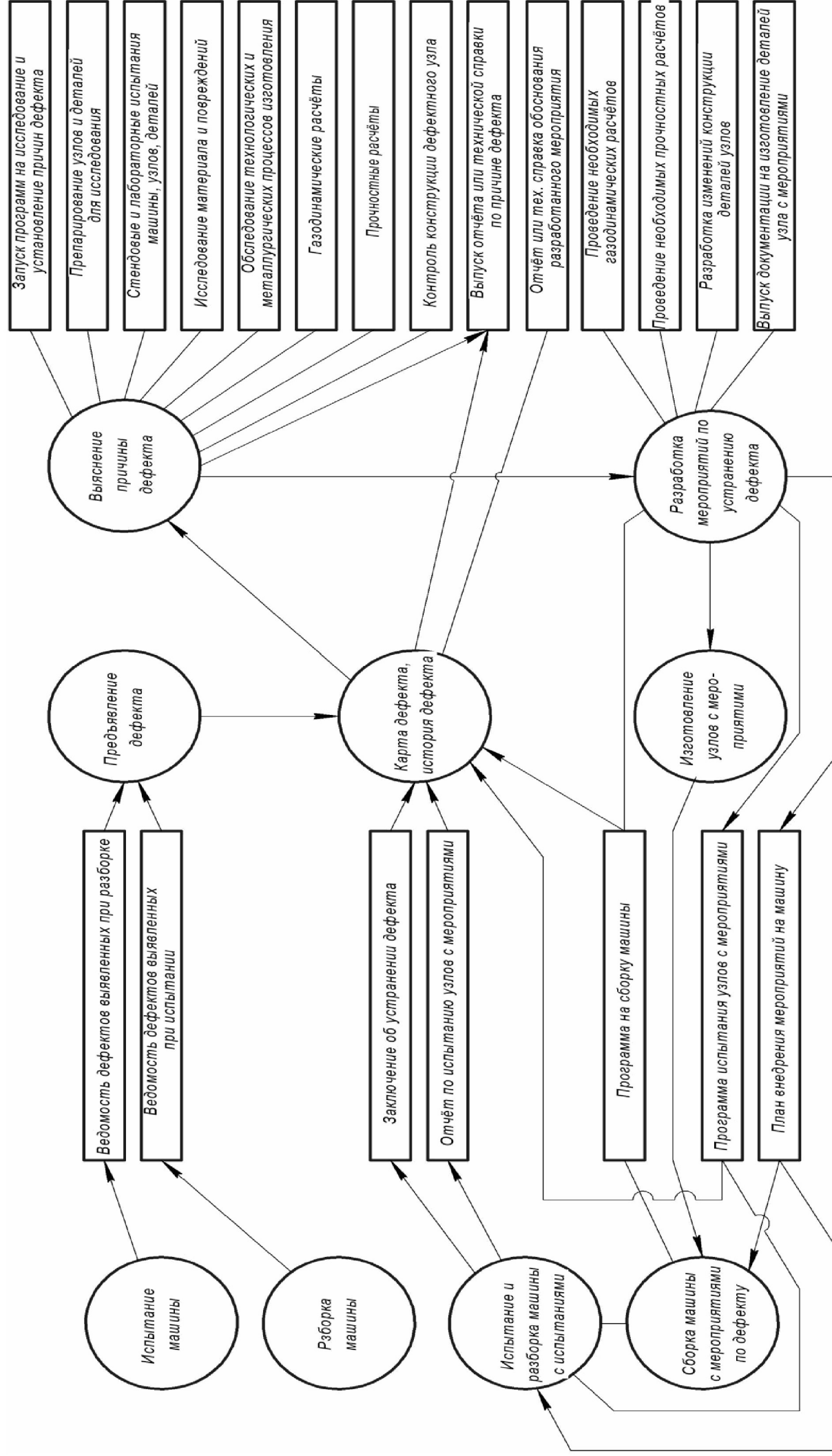


Рис. 67. Организация работы по устранению дефектов

5 ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЁЖНОСТИ ГТД ПРИ ИХ ПРОИЗВОДСТВЕ

5.1 ОСОБЕННОСТИ ЭТАПА ПРОИЗВОДСТВА ДВИГАТЕЛЯ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ТЕОРИИ НАДЁЖНОСТИ

1. Высокие требования к параметрам двигателя привели к росту давления и частоты вращения, а это потребовало применения новых материалов, строгого соблюдения технологии и поддержания её стабильности.
2. Широкое использование листового материала. Это накладывает требования к качеству, размерам по толщине, герметичности и прочности паяных и сварных соединений.
3. Высокая точность изделия при ажурности деталей, в том числе и по несопряжённым поверхностям.
4. Применение новейших методов получения заготовок и деталей (например, ротационный раскат колец).
5. Сравнительно малые масштабы производства при большом количестве деталей — в ГТД от 10^4 до 10^5 деталей.
6. Большая сложность двигателя как объекта производства, так как большое количество разнородных деталей ведёт к сложности и многостадийности производства (стадии: заготовительная, обработки, сборочная, технологических испытаний).
7. На одном и том же заводе делается несколько типов двигателей. Поэтому требуются различные специальные системы управления качеством продукции, выпускаемой предприятием.
8. Используются специальные технологические процессы, требующие уникального оборудования и приспособлений, а также квалифицированных кадров.

9. Сложность и многообразие технологических процессов обуславливают высокую трудоёмкость, стоимость изделия и длительность производственного цикла.

10. Этап производства современных двигателей характеризуется не только высокой стоимостью, но и высокой ресурсоёмкостью.

11. Высокий уровень специализации производства и широкое использование покупных изделий, а также кооперирование со смежными заводами или предприятиями других отраслей.

12. Всесторонний 100% контроль с целью подтверждения качества материалов, форм деталей, размеров, взаимного расположения поверхностей, качества соединений, контроль статической и динамической балансировки и т.д.

13. В связи с высокими темпами НТП для производства ДЛА характерно своевременное и постоянное обновление продукции. Это требует подготовки персонала и перестройки производства.

14. Высокая наукоёмкость производства ДЛА.

5.2 ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЁЖНОСТИ НА ЭТАПЕ ПРОИЗВОДСТВА

На этапе производства важно обеспечить требуемые геометрические размеры и характеристики ДЛА путём стабилизации и точности изготовления, сборки, испытаний, а также повышения достоверности контроля, уменьшения или компенсирования ошибок исполнителей, повышения сохраняемости оборудования в эксплуатации.

Выделим вопросы, с которыми связано обеспечение надёжности ГТД при их производстве:

1) вопросы совершенствования технологических процессов, в первую очередь, в направлении получения высокой усталостной прочности и долговечности изготавливаемых деталей, особенно за счёт оптимальных

качеств поверхностного слоя, существенно влияющих на выносливость и другие прочностные характеристики деталей ГТД;

2) вопросы повышения точности и стабильности на всех этапах процесса производства, в том числе методы контроля качества и регулирования стабильности технологических процессов;

3) разработка методов технического контроля производственных процессов, позволяющих свести к минимуму дефекты изготовления;

4) выбор плана испытаний, определение минимально необходимого объёма технических испытаний, организация и оценка точности испытания и настройка изделия.

5.3 ВЛИЯНИЕ ПРОИЗВОДСТВА НА НАДЁЖНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ

Высокий уровень проектно-конструкторской разработки двигателя, хорошие результаты его экспериментальной отработки ещё не гарантируют надёжной работы в эксплуатации, если при изготовлении двигателя не будет обеспечена его высокая надёжность.

Доля отказов в эксплуатации машин различных типов по производственно-технологическим причинам за весь срок эксплуатации изделия составляет в среднем величину порядка 35%. Дж. Л. Маршик называет даже цифры 40...85%. При производстве ГТД эта величина по оценке А. М. Чиканова составляет около 30%. Таким образом, в лучшем случае примерно третья часть всех отказов вызывается причинами производственного характера. Но на разных этапах жизненного цикла изделий этот процент «дышит» (см. рис. 68).

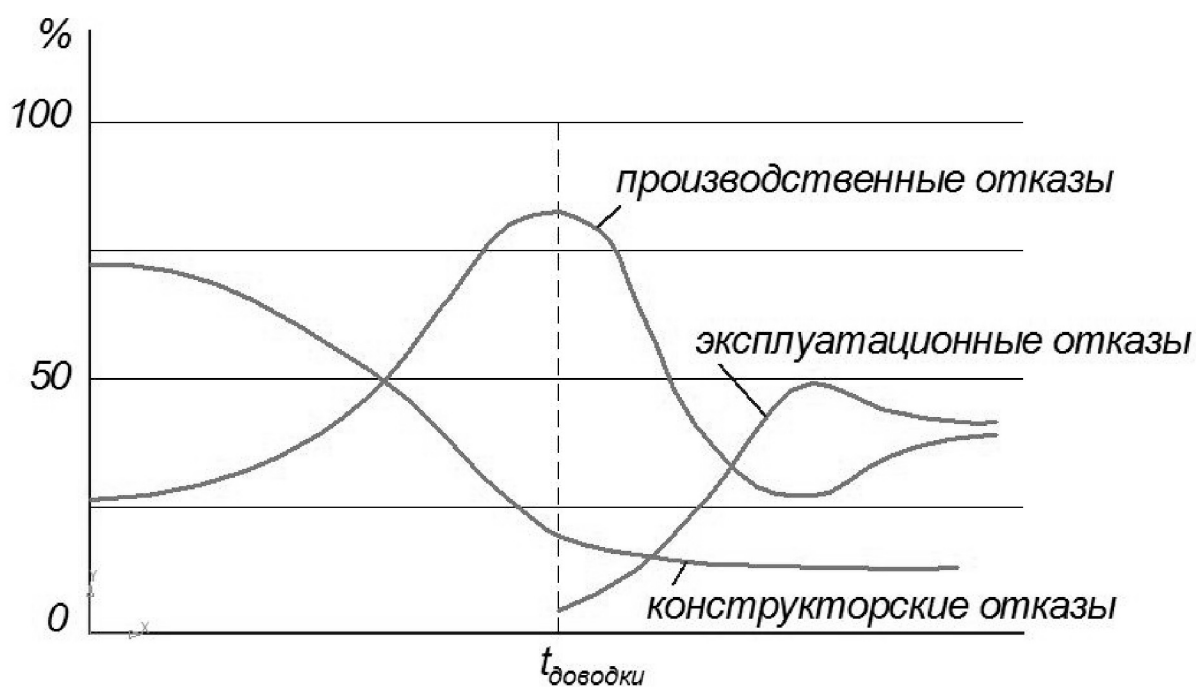


Рис. 68. Изменение конструкторских, производственных и эксплуатационных отказов по наработке изделий

Выделим две группы вопросов, с которыми связано обеспечение надёжности газотурбинных двигателей при их производстве. Во-первых, это вопросы совершенствования технологических процессов, в первую очередь, в направлении получения высокой усталостной прочности и долговечности изготавливаемых деталей, особенно за счёт оптимальных качеств поверхностного слоя, существенно влияющих на выносливость и другие прочностные характеристики деталей ГТД. Во-вторых, это вопросы повышения точности и стабильности на всех этапах процесса производства, в том числе методы контроля качества и регулирования стабильности технологических процессов.

Вопросы совершенствования технологических процессов в плане повышения прочностных характеристик деталей актуальны для газотурбинных двигателей в связи с тем, что значительная часть отказов ГТД, связана с поломками высоконагруженных элементов конструкции, в частности, с разрушениями лопаток осевых компрессоров и турбин, во многих случаях определяемыми особенностью их изготовления. Если не

рассматривать грубые технологические дефекты (такие, например, как прижоги, заковы и т.п.), то анализ причин разрушения деталей ГТД, в первую очередь, лопаток, показывает, что доминирующую роль играют разрушения вследствие недостаточной усталостной прочности, а для турбинных лопаток и термоциклической стойкости. В значительной мере эти свойства зависят от технологии изготовления деталей. При литье на эти свойства можно влиять, добиваясь нужной структуры материала. Решающее влияние на прочность, надёжность и долговечность большинства высоконагруженных деталей оказывают характеристики поверхностного слоя (физико-химические свойства, микрогеометрия, остаточные напряжения), которые формируются под действием тех или иных процессов обработки поверхностей.

Под поверхностным слоем понимают ту небольшую периферийную зону материала детали, в которой физико-химические и механические свойства отличаются от свойств остальной массы детали. Эта зона может иметь глубину от сотых долей миллиметра до одного-двух миллиметров, но главное влияние на поведение детали оказывают слои, непосредственно прилегающие к поверхности. Качества поверхностного слоя формируются на всем протяжении технологического процесса. Эти качества меняются под влиянием различных операций, но последовательное удаление при каждой из них слоев, сформировавшихся при предыдущих операциях, не полностью устраняет приобретенные при этом особенности.

Процессы упрочнения (наклёпа) и образования остаточных напряжений в поверхностном слое, величина и характер микронеровностей поверхности определяются такими технологическими факторами, как величина припуска, геометрия инструмента, режим и кинематика процесса обработки. Но так как характеристики поверхностного слоя существенно влияют, например, на выносливость деталей, то она зависит, следовательно, от характера технологического процесса, под действием

которого сформировался поверхностный слой. Это положение иллюстрировано материалами, представленными на рис. 68 (по данным М. С. Рахмаровой), где показано влияние технологии на усталостную прочность образца из жаропрочного сплава ХН70ВМТЮ (ЭИ 617) при температуре 750°C. Из графиков видно, что при использовании технологических процессов, не дающих растягивающих остаточных напряжений, предел выносливости увеличивается. Максимальное значение σ_{-1} соответствует образцам, обработанным электрохимическим способом с последующим электрополированием, при которых не происходит ни пластических, ни упругих деформаций в поверхностном слое.

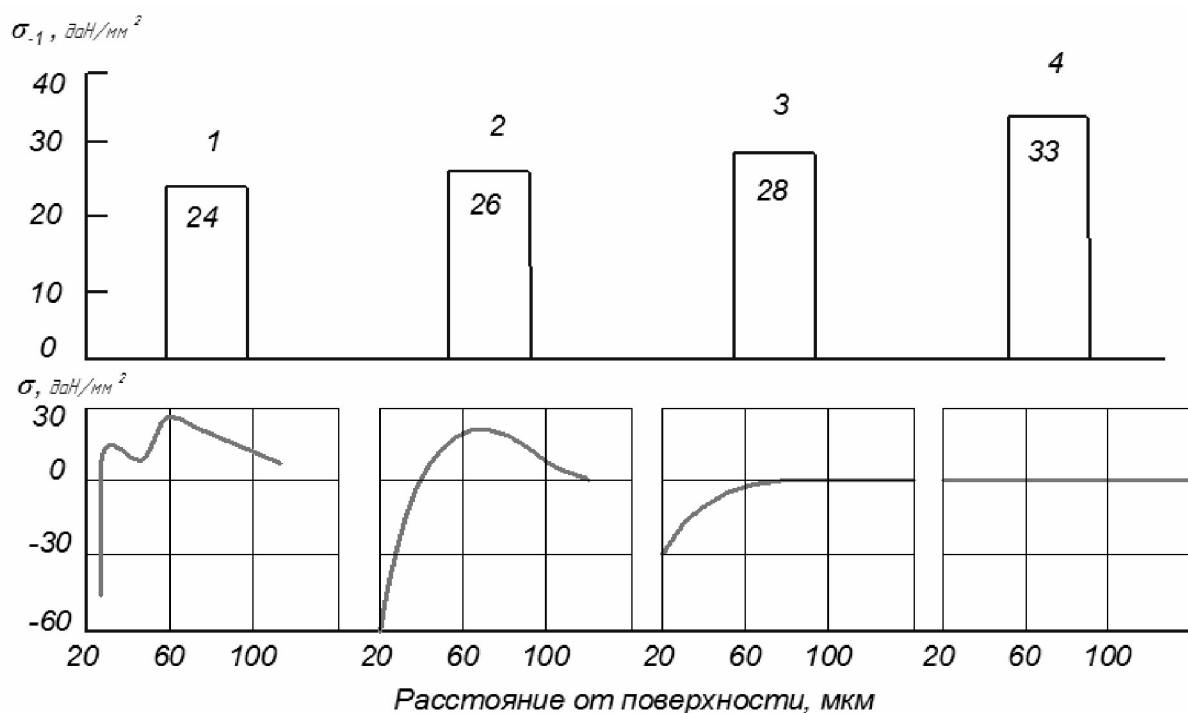


Рис. 69 — Предел выносливости образцов из сплава ЭИ617 и распределение в них остаточных напряжений после фрезерования изношенной фрезой и декоративного полирования (1), шлифования и полирования войлочным кругом (2), после полирования с последующим отжигом (3), после электрохимической обработки и электрополирования (4)

Далее рассмотрено несколько технологических процессов, опыт практического применения которых обеспечил повышение прочностных свойств и надёжность деталей ГТД.

Говоря о влиянии точности и стабильности процесса производства газотурбинных двигателей на их надёжность, следует отметить многообразие проявлений этого влияния. Так, недостаточная точность изготовления элементов системы регулирования приведёт к нарушениям ее функционирования; даже при небольшом разбросе частот собственных колебаний лопаток (из-за нестабильности их размеров и формы) на отдельных экземплярах двигателей могут возникнуть опасные резонансные колебания этих лопаток; нестабильность механических свойств материала заготовок дисков чревата недопустимым снижением запасов их прочности; отклонения в форме и размерах деталей, образующих проточную часть компрессора, ведут к снижению запасов газодинамической устойчивости и т. д. Очевидно, что обеспечение точности и стабильности производства решающим образом влияет на надёжность ГТД.

В качестве одного из примеров влияния точности изготовления деталей ГТД на их нагруженность на рис. 70 показано изменение температуры стенки литой охлаждаемой турбинной лопатки в зависимости от толщины стенки. Видно, что изменение толщины стенки входной кромки в пределах $\pm 0,2$ мм при исходной толщине 1 мм меняет ее температуру почти на 50°C . Поэтому требования к точности литья лопаток весьма велики. Например, стержни должны изготавливаться с допуском по контуру $\pm 0,05$ мм при минимальной толщине 0,4 мм.

Методы контроля и регулирования точности и стабильности производства ГТД должны учитывать особенности двигателей как объектов производства. Среди этих особенностей — относительно малые масштабы производства и большое количество геометрических параметров, обеспечиваемых методами неполной взаимозаменяемости.

Эти особенности несколько ограничивают применение методов статистического контроля и статистического регулирования стабильности технологических процессов, широко используемых при массовом производстве.

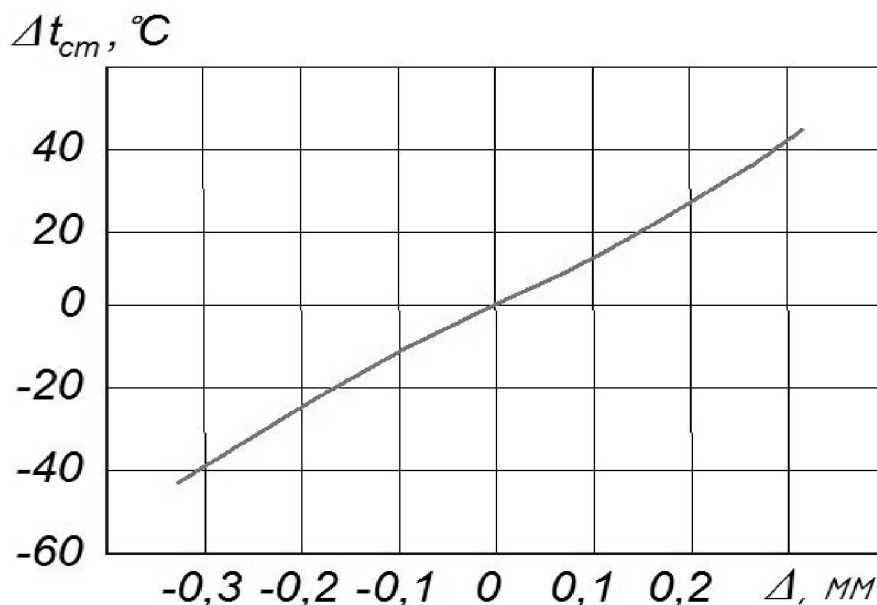


Рис. 70 — Изменение температуры входной кромки охлаждаемой турбинной лопатки в зависимости от величины отклонения от её номинальной толщины

Учитывая высокую сложность и большую трудоёмкость деталей газотурбинного двигателя, важно обеспечивать контроль за ходом технологического процесса, чтобы иметь возможность воздействовать на этот процесс. Контроль же, осуществляемый после того, как деталь, узел, агрегат уже изготовлены, не может улучшить их качество, а лишь позволяет изъять дефектные элементы.

Не останавливаясь на всём комплексе методов контроля качества и стабильности, применяемых при производстве газотурбинных двигателей, выделим несколько важных для обеспечения надёжности направлений: входной контроль; технологические запасы (запасы точности);

неразрушающий контроль состояния ответственных деталей; управление разбросом выходных данных.

Входной контроль призван не допустить использования на двигателестроительном заводе некондиционных материалов, заготовок, готовых изделий, получаемых от поставщиков-смежников. Входной контроль не должен дублировать контроль на заводах-поставщиках, а должен быть направлен главным образом на выявление и контроль признаков качества, специфичных для частных условий применения. Наиболее характерным для двигателестроительных заводов является входной контроль материалов. При этом задачи входного контроля сводятся, в основном, к следующим: периодическое подтверждение кондиционности материала и оценка стабильности качества; оценка свойств материала, отвечающих специфическим требованиям, например, выбор плавок для деталей, отличающихся условиями изготовления или применения; сопоставление характеристик исходного материала и готовых деталей; получение данных о необходимости предъявления дополнительных требований к качеству материала.

Главное значение входного контроля в том, что он позволяет воздействовать на процесс производства на самом раннем этапе, в том числе не допустить изготовления деталей из некондиционных материалов и заготовок.

Технологические запасы призваны обеспечивать гарантированное получение в процессе производства заданных значений конструктивных параметров. Достигаются технологические запасы назначением производственных допусков, меньших, чем конструктивные допуски, и таким проектированием технологических процессов, при котором между возможным с учетом всех производственных погрешностей отклонением конструктивного параметра и его регламентированным значением оставался бы некоторый запас. В связи с возможными неточностями контроля, не всегда контролируемым снижением точности оборудования

желательность технологических запасов очевидна. Однако здесь должен иметь место разумный компромисс в связи с ограниченными технологическими возможностями и снижением экономичности производства. Технологические запасы следует давать на наиболее важные геометрические параметры, отклонение которых за границы поля допуска влияет на надёжность двигателя.

Неразрушающий контроль качества деталей нашел широкое применение при производстве газотурбинных двигателей в связи с невозможностью контроля выполнения ряда требований к ответственным деталям (лопаткам, дискам и др.) только по результатам определения их размеров и формы. Для выявления поверхностных дефектов типа микротрещин (начиная с трещин шириной и глубиной 0,01 мм), пор, рыхлот и т. п. используются так называемые капиллярные методы. Типичный метод такого рода — люминесцентный контроль, основанный на регистрации флуоресцирующей индикаторной жидкости, проникающей в полости дефектов, при облучении ультрафиолетовыми лучами.

Для обнаружения раковин, рыхлот, неметаллических и шлаковых включений применяются радиационные методы контроля.

Многочисленные акустические методы, основанные на регистрации упругих колебаний, возникающих в контролируемых деталях, применяют для определения несплошностей, структурного анализа материала (например, размера зёрен), измерения толщин при одностороннем доступе к деталям.

Находят применение также магнитные и электромагнитные (вихревых токов) методы неразрушающего контроля.

Использование широкого арсенала неразрушающих методов и средств контроля качества материала готовых деталей является важнейшим фактором обеспечения надёжности ГТД при их производстве, позволяющим выявлять скрытые дефекты, снижающие работоспособность деталей двигателей.

Специфичными для ГТД являются методы обеспечения стабильности характеристик готовых двигателей, методы уменьшения разброса этих характеристик. Далее рассматриваются эти методы.

5.4 ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ, СПОСОБСТВУЮЩИЕ ПОВЫШЕНИЮ НАДЁЖНОСТИ ГТД

При выборе методов изготовления деталей двигателя должно отдаваться предпочтение тем методам, которые способствуют получению хороших прочностных характеристик готовых деталей, а, следовательно, и высокой надёжности. Совершенствование технологических методов ведётся постоянно; особенно важное значение имеет совершенствование методов изготовления высоконагруженных деталей, в первую очередь — лопаток турбин и компрессоров, трудоемкость изготовления которых составляет около 40% общей трудоемкости двигателя.

Ниже показаны некоторые типичные направления повышения прочностных характеристик деталей двигателей благодаря использованию прогрессивных технологических методов. При этом собственно технология (режимы обработки, оборудование и т. п.) практически не рассматриваются, так как этому посвящен специальный учебный курс технологии двигателестроения, а, главным образом иллюстрируются возможности повышения прочности деталей технологическими методами.

5.4.1 Обеспечение высокой прочности литых лопаток турбин

Выше отмечалось, что случаи разрушения турбинных лопаток, в том числе изготовленных из литейных сплавов, чаще всего происходят из-за недостаточной усталостной прочности и термоциклической стойкости, а также пониженной пластичности. Для повышения прочностных свойств литых лопаток используются специальные методы литья. Рассмотрим два

из них: литье лопаток с мелкозернистой структурой и с направленной кристаллизацией.

Литье лопаток с мелкозернистой структурой. Измельчением макрозёрен может быть повышена динамическая прочность и термоциклическая стойкость деталей литейных сплавов. При измельчении зерна повышается сопротивление пластического течения по зерну и поэтому возрастает напряжение, потребное для образования начальной усталостной трещины.

Измельчение зерна может достигаться введением в расплав так называемых модификаторов, которые образуют многочисленные центры кристаллизации. Однако при этом модификаторы остаются в сплаве и выделяются по границам зёрен. Поэтому для обеспечения отсутствия влияния модификатора на структурное состояние металла всего тела лопаток используют поверхностный модификатор, не вводимый в расплав, а образующий центры кристаллизации только в месте поверхностного контакта с металлом. Такой модификатор эффективно действует на небольшую глубину. Модификатор вносится в первый слой облицовочной керамической краски при отливке лопаток в оболочковые формы. Получил распространение модификатор на кобальтовой основе.

Результаты испытаний лопаток, изготовленных с использованием поверхностного модифицирования, показывают, что наличие в поверхностном слое мелкого зерна положительно сказывается на ряде свойств материала. Пластичность сплава повышается на 40...50%, в 1,5-2 раза повышается сопротивление термоциклической усталости, на 20...25% динамическая прочность. Очевидно, что надёжность и ресурс таких лопаток будут выше, чем отлитых без использования поверхностного модифицирования.

Литьё лопаток с направленной кристаллизацией. Если организовать однонаправленный отвод тепла от формы с жидким металлом, то можно избежать границ зёрен, перпендикулярных

растягивающим напряжениям, а по таким границам зёрен в первую очередь начинается образование микротрещин.

Особенностью установок для направленной кристаллизации является переменная скорость вытягивания блока лопаток из нагревательного муфеля. Правильный выбор скорости кристаллизации играет решающую роль для избежания дефектов при литье. При использовании специальных проходных печей производительность существенно выше, чем вакуумных порционных печей.

Исследования лопаток с направленной кристаллизацией показали, что пластичность у таких лопаток повышается в 2-3 раза, термоциклическая стойкость по числу циклов — в 1,5 — 2 раза. Как видно из графиков на рис. 68, существенно повышается и длительная прочность материала с направленной кристаллизацией по сравнению с материалом с равноосной структурой.

Наряду с отливкой лопаток с направленной кристаллизацией весьма перспективной является и отливка монокристаллических лопаток.

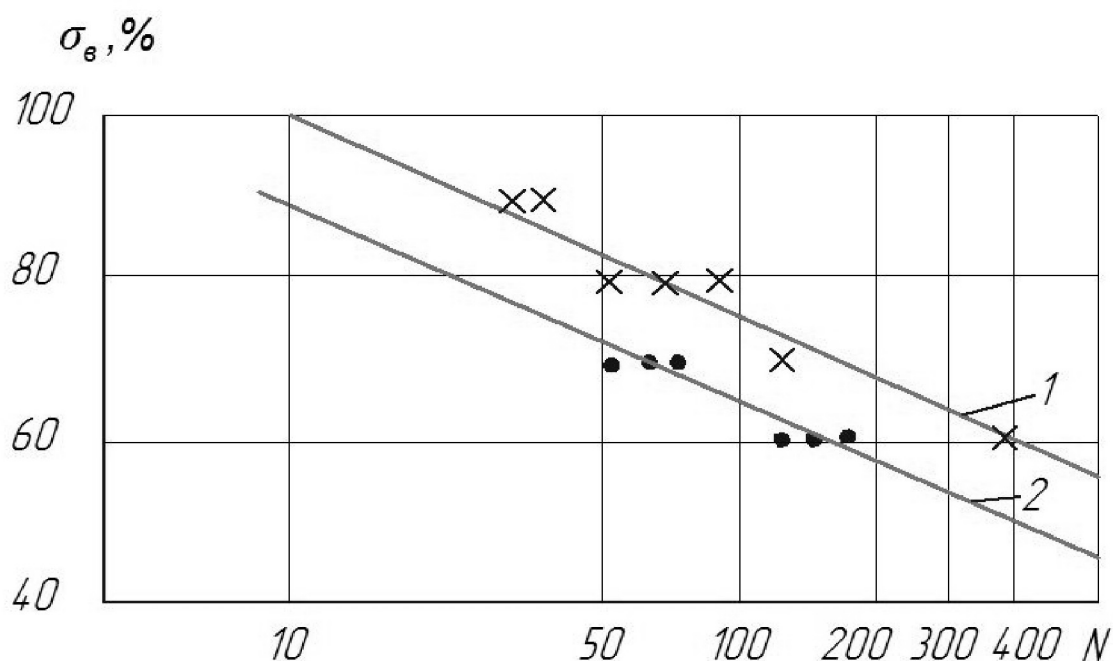


Рис. 71 — Относительная величина длительной прочности образцов из пера лопаток, отлитых из жаропрочного сплава с направленной кристаллизацией (1) и с равноосной структурой (2)

5.4.2 Электрохимические методы обработки лопаток

Как видно из графиков на рис. 68, электрохимическая обработка обеспечивает высокие прочностные свойства изготавливаемых этим методом деталей. Предел выносливости образцов после электрохимической обработки на 18...33% выше, чем у других рассмотренных на рис. 69 образцов, изготовленных различными методами резания. Поэтому электрохимические методы обработки, основывающиеся на растворении поверхности анода (обрабатываемая деталь) при электролизе, широко используются при изготовлении лопаток компрессоров, особенно — из титановых сплавов и лопаток турбин из деформируемых сплавов. Электрохимическая обработка пера лопатки позволяет обеспечить в одной операции обработку профиля со стороны спинки и со стороны корыта, включая обработку прикомлевых и прибандажных участков при достаточно высокой производительности. Повышенные механические свойства материалов современных лопаток не влияют на производительность электрохимической обработки.

Точность электрохимического метода обработки зависит от равномерности припусков в различных точках пера лопатки. Поэтому применение окончательной электрохимической обработки возможно лишь при обеспечении равномерных припусков, как в штампованных заготовках, так и после механической обработки базовых поверхностей заготовки для электрохимической обработки пера.

Практически величина припуска, удаляемого с пера после электрохимической обработки, зависит от материала лопатки и достигнутого технического уровня обработки электрохимическим методом. Так, при обработке лопаток из титановых сплавов величина припуска определяется глубиной поверхности наводороженного слоя, возникающего при электрохимической обработке этих сплавов, и величиной изменённого

слоя на границах зёрен. Опыт показывает, что гарантированно удаляемый припуск после электрохимической обработки должен составлять не менее 0,06 мм для титановых сплавов и 0,04 мм для жаропрочных.

Так как электрохимический метод исключает возникновение трещин и внутренних напряжений, он находит применение для обработки выходных кромок охлаждаемых полых рабочих лопаток турбин.

5.4.3 Методы упрочняющей обработки деталей ГТД

Для повышения конструкционной прочности деталей ГТД широкое применение находят методы поверхностного пластического деформирования, которые часто называют способами упрочняющей обработки. Применяемая в качестве завершающей отделочной обработки поверхностная пластическая деформация является высокоэффективным средством повышения чистоты поверхности, создания остаточных сжимающих напряжений, повышения поверхностной твёрдости, усталостной прочности, контактной выносливости, износостойкости. Рассмотрим несколько хорошо оправдавших себя методов упрочняющей обработки деталей ГТД.

Гидродробеструйное упрочнение. Упрочнение поверхности при этом способе обработки обеспечивается динамическим воздействием стальных дробин, выбрасываемых вместе со струей смазывающе-охлаждающей жидкости. Жидкость снижает температуру в контакте шарика с поверхностью детали и обеспечивает более равномерное распределение ударной нагрузки на поверхность, чем при обработке сухой дробью.

Гидродробеструйному упрочнению подвергаются детали с повышенными требованиями к чистоте поверхности. Этим методом обрабатываются лопатки и диски компрессоров, шестерни, трубопроводы и другие детали. Для больших и средних по размерам лопаток компрессора применяется гидродробеструйное упрочнение с последующим виброшлифованием. Для обработки больших лопаток на

некоторых заводах применяются, например, шарики диаметром 2,4мм при давлении жидкости 25 Н/см^2 в течение 22 мин, для средних — шарики диаметром 2 мм.

Усталостные испытания круглых образцов из сплава ВТ9 показали, что гидродробеструйная обработка с последующим виброшлифованием обеспечила повышение усталостной прочности более чем на 30%.

Пневмодробеструйное упрочнение. В пневмодробеструйных установках дробь, увлекаемая струёй сжатого воздуха, ударяется о поверхность детали и пластически деформирует её. Пневмодробеструйному упрочнению обычно подвергаются детали, где требуется шероховатость поверхности не выше $R_a=1,25...2,5$. Оно используется для обработки таких, например, деталей, как корпуса статора компрессора, диски компрессора, стопорные кольца.

Вибрационная упрочняющая обработка. Вибрационная обработка основана на использовании колебаний и соударении частиц среды и поверхностей обрабатываемых деталей с частотой в несколько десятков герц. В результате происходит очистка, сглаживание шероховатостей и упрочнение поверхности детали. Вибрационный метод упрочнения подразделяется на три вида: виброгалтовку, виброшлифование и виброполирование.

Для вибрационной обработки используются установки, обеспечивающие принудительные колебания контейнера с деталями в трех взаимно перпендикулярных направлениях. В качестве рабочей среды используются наполнители — стальные шарики или другие твёрдые частицы с добавлением химически активных жидких сред. Вибрационной обработке подвергаются лопатки турбин и компрессоров (после гидродробеструйного упрочнения), диски компрессоров, сепараторы подшипников, высоконагруженные шестерни и шлицы.

Виброгалтовка обеспечивает формирование в поверхностном слое остаточных напряжений сжатия, что повышает выносливость (на 25% и

выше) и на класс улучшает шероховатость. Рабочая смесь содержит обычно шарики диаметром 2... 3 мм и растворитель.

При виброшлифовании и виброполировании в качестве среды могут использоваться абразивные гранулы, пасты, фарфоровые шарики и т. п. и специальные жидкости. Виброшлифование обеспечивает отделку поверхностей с малой шероховатостью порядка 7 и даже 8 класса. При виброполировании обеспечивается шероховатость поверхности 8 класса и выше. Оно применяется как завершающая чистовая операция обработки.

Наилучшие результаты даёт сочетание гидродробеструйной обработки с виброшлифованием, как это видно из зависимостей на рис. 70, где показаны результаты испытаний образцов из сплава ВТ9, применяемого для компрессорных лопаток.

Упрочнение микрошариками. При обработке микрошариками с диаметром 20...200 мкм обеспечивается упрочнение и отделка поверхности ажурных деталей (с тонкими кромками, малыми радиусами переходов) с высоким классом шероховатости. Уменьшение размера дробинки способствует приближению подслоного максимума остаточных напряжений к поверхности. Уменьшение диаметра шариков и увеличение скорости их полета практически приводит к получению эпюры сжимающих остаточных напряжений без подслоного максимума. При этом, чем меньше шарики, тем выше получается класс шероховатости поверхности.

Испытания на усталость резьб, обработанных микрошариками, показали повышение усталостной прочности на 50%. Упрочнение микрошариками компрессорной лопатки на 12% повысило её усталостную прочность по сравнению с гидродробеструйной обработкой. При обработке микрошариками образцов из жаропрочных сплавов их выносливость оказалась на ~38% выше термообработки с последующим полированием.

Упрочнение обкаткой роликами. Этот вид упрочнения нашел применение для пазов ёлочных замков турбинных лопаток. Упрочнение

динамической обкаткой производится при натяге ролика 0,12... 0,2 мм. Паз и ролик смазываются веретенным маслом. Скорость обкатки 25 м/с. После обработки хвостовика лопадки из сплава ХН62МВКЮ (ЭИ 867) динамической обкаткой роликами предел выносливости вырос (при 700°С и базе испытаний 150 ч) с 90 до 120 МН/м². При статической обработке ролики диаметром 40... 50 мм прижимаются к пазу с силой около 750 даН и перемещаются со скоростью 1,5...5 м/мин.

Обкатка роликами значительно улучшает эпюры распределения остаточных напряжений в поверхностном слое дна паза. Предел выносливости упрочненных хвостовиков повышается на ~30%, так же как и при динамическом упрочнении.

$\sigma_{-1}, \text{ даН/мм}^2$

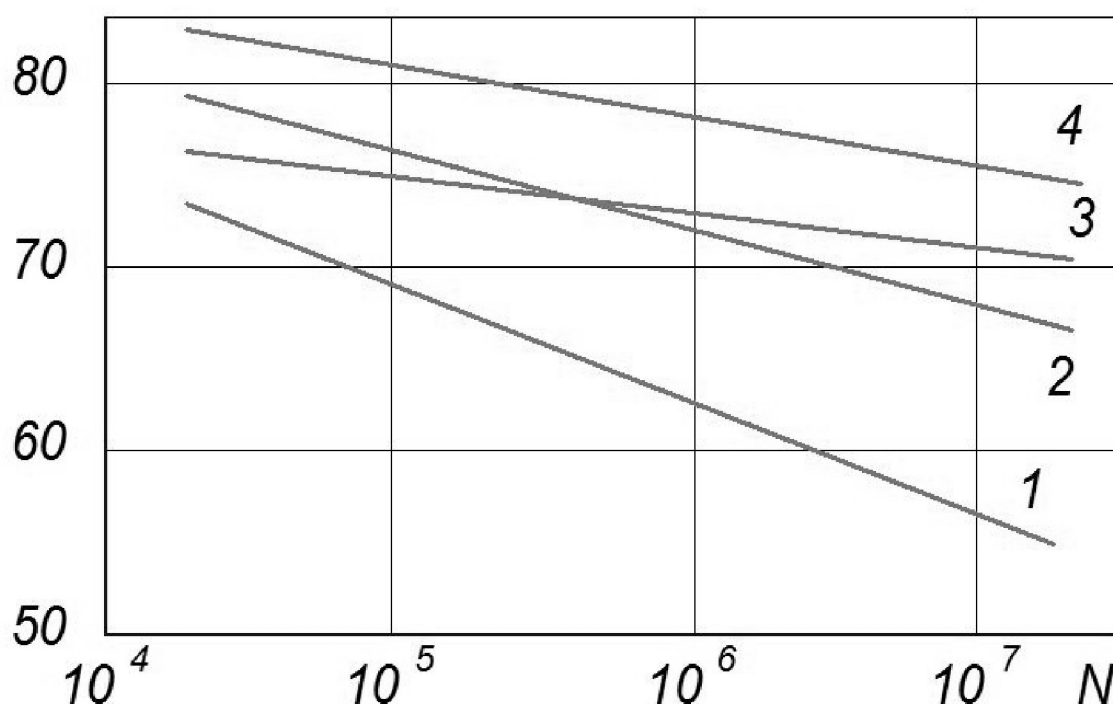


Рис. 72 — Кривые усталости круглых образцов из сплава ВТ9 при $t=20^{\circ}\text{C}$:

1-полирование; 2-полирование + виброшлифование 90 мин;

3-полирование + виброшлифование 90 мин + виброупрочнение 30 мин;

4-полирование + гидродробеструйное упрочнение + виброшлифование 90 мин

Алмазное выглаживание. Этот метод упрочнения заключается в пластическом деформировании поверхности скользящим по ней

закреплённым в оправке кристаллом алмаза. Неровности поверхности сглаживаются, повышается её твердость, в поверхностном слое создаются сжимающие напряжения. В результате повышаются износостойкость и усталостная прочность. Алмазному выглаживанию подвергают валы компрессоров и турбин, втулки, торцы ответственных гаек и другие детали.

5.5 РАЗБРОС ВЫХОДНЫХ ДАННЫХ СЕРИЙНЫХ ГТД И ИХ ОТЛАДКА

При производстве газотурбинных двигателей, как при изготовлении их деталей, так и при сборке узлов и двигателей в целом невозможно обеспечить полной тождественности от двигателя к двигателю всех одноименных геометрических характеристик — размеров деталей; величин зазоров; углов установки и других факторов, характеризующих положение регулируемых элементов. Нестабильность отклонений в пределах допусков размеров элементов проточной части и других элементов конструкции двигателя от их номинальных значений, неизбежные при сборке различия в зазорах, площадях проходных сечений, установочных углах лопаток направляющих аппаратов компрессоров приводят к рассеиванию значений выходных данных двигателей. Независимость рассеивания отдельных влияющих на разброс выходных данных факторов друг от друга и большое их число позволяют считать распределение выходных двигателей близким к нормальному

$$f(y) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma_y} e^{-\frac{(y-Y)^2}{2\sigma_y^2}},$$

где y — случайная величина выходного параметра.

Допустимые отклонения выходных данных двигателя от их номинальных значений оговариваются техническими условиями. Очевидно, что связанные с разбросом превышения допускаемых техническими условиями значений уровня, например, вибраций,

температуры газа, или уменьшение запасов газодинамической устойчивости, повышают вероятность отказов в эксплуатации, снижают надёжность двигателей. Недобор на отдельных экземплярах двигателей основных параметров (тяги, удельного расхода топлива) в ряде случаев приводит к снижению параметрической надёжности. Управлять разбросом выходных данных, не допуская их выхода за пределы технических норм, возможно, во-первых, воздействием на допуски, даваемые на факторы, которые определяют разброс данного параметра. Естественно, что лимитирующими в этом случае будут технические возможности и экономические показатели производства. Вторым направлением управления является ликвидация имеющегося недопустимого отклонения контролируемого выходного параметра перенастройкой характеристик какого-либо из элементов двигателя, т. е. компенсация опасного отклонения допустимым отклонением другого параметра. Этот процесс называют *отладкой* двигателя.

Применяемые способы отладки зависят от того, каким образом контролируется режим двигателя в эксплуатации. Если основным показателем режима является частота вращения ротора двигателя n , то при стендовой отладке должно быть обеспечено заданное протекание параметров по n . В этом случае отладка обычно обеспечивается трудоёмким подбором проходных сечений выходного сопла, сопловых аппаратов турбины. Например, если у одновального ТРД температура газа за турбиной на 2...2,5% выше допустимой и запас устойчивости на 1...1,5% ниже минимального, оговоренного в ТУ то компенсировать это можно увеличением площади сопла на 2...2,5%. При этом на 3...4% снижается тяга, т. е. этот путь в рассматриваемом случае приемлем лишь при условии, что превышение температуры газа у неотлаженного двигателя сопровождалось и большим уровнем тяги. Для двигателей сложных схем (двух- и трёхвальных) трудоёмкость отладки изменением геометрии возрастает. Если режим двигателя в эксплуатации задаётся и

контролируется непосредственно по мощности (например, с использованием измерителя крутящего момента) или по тяге (с использованием измерителя отношения полного давления за турбиной к полному давлению перед компрессором), то могут применяться более гибкие методы отладки. Так, для рассмотренного выше примера можно снизить на 1...1,3% частоту вращения, не меняя размеров сопла. Если же при отладке надо компенсировать недобор тяги повышением n (и соответственно $T_{Г}$), то это можно сделать, естественно, лишь при наличии соответствующих запасов по температуре газа и частоте вращения против их предельно допустимых значений. Отсюда очевидно, что наличие у серийных двигателей некоторых запасов, в первую очередь, — по температуре (порядка 20...40K) является фактором, существенно упрощающим отладку. Кроме того, такой запас может компенсировать уход параметров по мере выработки ресурса, влияющий на параметрическую надёжность ГТД.

Важным фактором контроля стабильности производства и эффективности отладки является постоянный статистический анализ результатов контрольно-сдаточных испытаний. При автоматизированном сборе и обработке данных испытаний двигателей результаты накапливаются в ЭВМ, что позволяет легко вести постоянное сравнение результата каждого испытания со статистическими данными. Для оценки стабильности производства и отладки эффективными являются методы корреляционного и регрессионного анализов. Они позволяют, в частности, оценивать существенность отличий в характере закономерностей для различных партий двигателей, что, в свою очередь, помогает нахождению правильных решений при управлении процессом производства. В качестве примера статистического анализа на рис. 63 показано изменение средних за квартал значений уровня тяги и диаметра сопла ТРД после отладки за 3 года. Линии трендов показывают, в общем, на удовлетворительную стабильность производства, хотя некоторое снижение тяги, обусловленное

ростом отладочного диаметра сопла, может свидетельствовать о вынужденной необходимости его увеличения в связи с постепенным возрастанием температуры газа от двигателя к двигателю. Заметим, что изменение тяги на 1 мм диаметра сопла по линии трендов на рис. 72 практически полностью соответствует величине изменения тяги на 1 мм D_c , определяемому методом малых отклонений. Поэтому можно говорить о жесткой корреляции в данном случае статистических величин R и D_c и однозначной связи их изменения по времени производства двигателя.

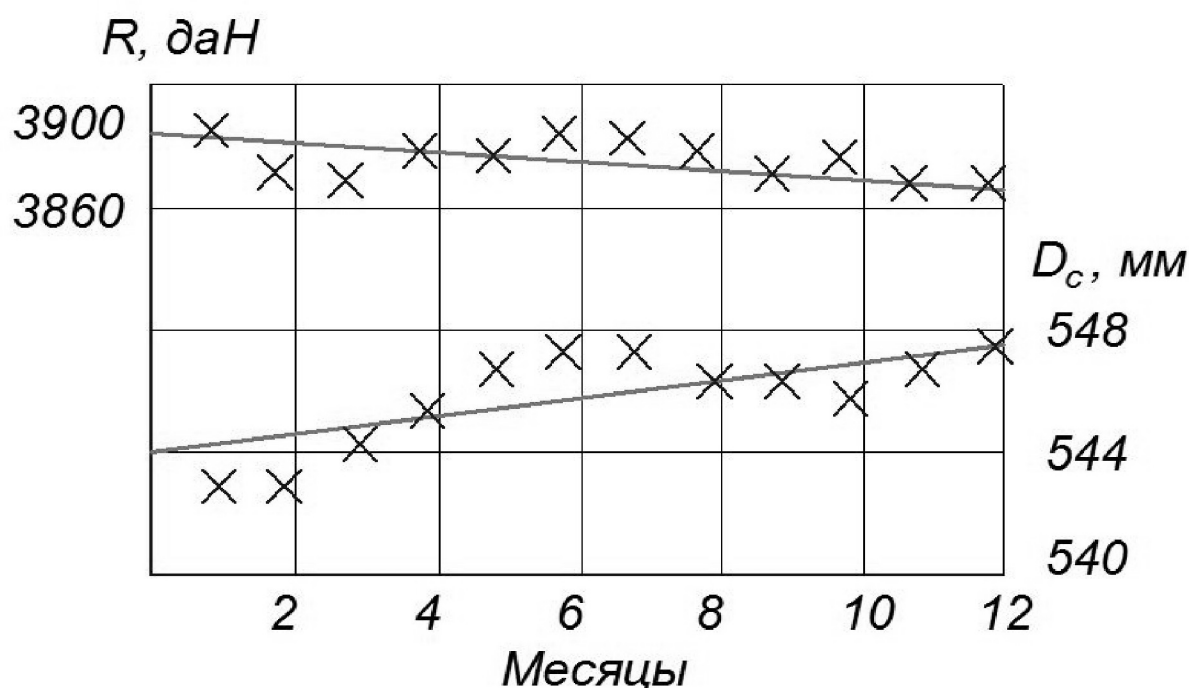


Рис. 73 — Изменение тяги и диаметра реактивного сопла ТРД по месяцам выпуска: линиями обозначены линии тренда

5.6 КОНСЕРВАЦИЯ ГТД КАК СРЕДСТВО ПОВЫШЕНИЯ ЕГО СОХРАНЯЕМОСТИ

В случае необходимости должно допускаться хранение новых двигателей, выпущенных с завода, или двигателей, прошедших ремонт, в течение нескольких лет (до 6...7 лет). При этом какое-то время двигатели могут храниться и на открытых площадках. Конструкция двигателя, естественно, должна обеспечивать его сохраняемость. Это достигается и

выбором конструкционных материалов (применение нержавеющей стали и т. п.), и выбором материалов резино-технических изделий, и применением различных защитных покрытий и другими подобного рода средствами. Однако при длительном хранении двигателя воздействие атмосферных условий (особенно во влажном климате, например, в тропическом), а также попадание внутрь двигателя пыли, грязи могут оказать пагубное влияние на его надёжность, в том числе на надёжность таких систем, как система регулирования и топливопитания и система смазки, элементы которых изготавливаются с очень высокой точностью. Поэтому обязательной операцией на заводе-изготовителе перед отправкой двигателя потребителю является его консервация, которая призвана обеспечить защиту двигателя от внешних воздействий при его хранении. Инженерной практикой выработаны определенные правила и технология консервации ГТД. Ниже изложен типовой порядок консервации.

Обычная полная внутренняя консервация двигателя проводится не позднее 24 ч после окончания его контрольного испытания. Начинают консервацию, как правило, с консервации маслосистемы. Отработанное масло после контрольного испытания сливается и в маслосистему заливается свежее обезвоженное масло, после чего двигатель запускают и дают ему проработать несколько минут на холостом ходу.

Консервацию агрегатов топливной системы также производят обезвоженным маслом (например, трансформаторным марки ТК), нагретым до 60...70°C. Из всех топливных агрегатов и трубопроводов сливается топливо и стравливается воздух, после чего в систему под давлением подается масло. После этого делается несколько холодных прокруток двигателя.

Наружная консервация двигателя может быть сделана в течение нескольких суток после консервации его систем. Наружные поверхности деталей и узлов, изготовленных из металлических материалов, не имеющие лакокрасочных покрытий, покрываются специальными смазками

(обычно подогретыми до 110...115°C). Детали крепежа могут покрываться взамен смазки лаком. Детали из нержавеющей стали, жаропрочных и титановых сплавов можно не смазывать.

Перед консервацией детали, подлежащие смазке, обезжиривают бензином. Внутренняя полость двигателя через вход в компрессор продувается горячим воздухом; обдуваются сухим воздухом и наружные детали, подлежащие смазке. После нанесения смазки все внутренние полости двигателя, сообщающиеся с атмосферой, заглушаются специальными заглушками; снаружи двигатель желательно обернуть парафинированной бумагой.

Очень существенна для сохраняемости двигателя герметичная упаковка его, например, в полиэтиленовый чехол, под который закладывается несколько мешочков с силикагелем (осушителем) для обеспечения минимального уровня влажности внутри чехла. При выполнении указанных условий разрешается хранить двигатель в течение нескольких лет (в транспортировочном ящике на открытой площадке до 3 лет; в складских помещениях — 6...7 лет).

Опыт показал, что законсервированные двигатели могут длительно храниться без ухудшения своих свойств. Специально проведенный статистический анализ результатов эксплуатаций большой выборки турбовинтовых двигателей, часть из которых хранилась несколько лет до начала эксплуатации, подтвердил отсутствие статистически значимого влияния сроков хранения на количественные показатели надёжности двигателей.

6 ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЁЖНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПРОЦЕССЕ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

6.1 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОЦЕССА ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА

Рассматривая обслуживание как средство приведения изделия в работоспособное состояние, ремонт так же можно считать формой обслуживания, обычно, наиболее крупной.

1. T_e — время восстановления. Зависит от приспособленности изделия к восстановлению.

Вероятность восстановления за время меньше заданного промежутка времени t_e — количественная характеристика восстанавливаемости.

$F(t_e) = \text{Вер}\{T_e < t_e\}$. Функция распределения времени восстановления

2. Определим безусловную вероятность окончания восстановления в бесконечно малом интервале времени $(t_e; t_e + d t_e)$:

$$dF(t_e) = f(t_e) d t_e.$$

Условная вероятность окончания восстановления в интервале $(t_e; t_e + d t_e)$ при условии, что изделие восстанавливалось некоторое время $(0, t_e)$ — P_e . Тогда

$$dF(t_e) = [1 - F(t_e)] P_e.$$

Условная вероятность P_e — элементарная вероятность того, что восстановление завершится в пределах интервала времени $d t_e$, примыкающего к моменту t_e , если известно, что к началу этого момента восстановление не закончилось.

Обозначим

$$P_e = \mu(t_e) d t_e,$$

где $\mu(t_e)$ — интенсивность восстановления. Тогда:

$$dF(t_e) = [1 - F(t_e)] \mu(t_e) d t_e,$$

и получаем решение:

$$F(t_e) = 1 - e^{-\int_0^{t_e} \mu(t_e) dt_e}.$$

3. Среднее время восстановления

$$T_e = 1/\mu = \int_0^{\infty} [1 - F(t_e)] dt.$$

4. *Готовность изделия к применению.* В любой момент времени t изделие может находиться в исправном состоянии при следующих возможных событиях:

- за время $(0, t)$ изделие не отказывало;
- изделие отказывало, но было восстановлено.

Вероятность того, что изделие в момент t работоспособно,

$$P_e(t) = P(t) + P_1(t),$$

где $P(t)$ – вероятность безотказной работы за время $(0, t)$;

$P_1(t)$ – вероятность того, что отказавшее в интервале $(0, t)$ изделие было восстановлено к концу этого интервала.

При $t \rightarrow \infty$ $P_e(t) \rightarrow \text{const}$: $\lim_{t \rightarrow \infty} P_e(t) = k_e = T/(T + T_e)$ – коэффициент готовности – характеризует долю времени, в течение которого изделие работоспособно, от общего времени работы и восстановления.

При $\mu, \lambda = \text{const}$

$$k_e = \mu / (\mu + \lambda).$$

Обозначим $\rho = \lambda / \mu = T_e / T$, тогда

$$k_e = 1 / (1 + \rho).$$

При большой величине ρ ($\lambda \gg \mu$) – k_e мал, изделие большую часть времени неработоспособно. При $\rho = 1$ ($k_e = 0,5$) – вероятности того, что изделие восстанавливается или исправно работает, равны. При малых

величинах ρ ($\lambda \ll \mu$) – $k_e \rightarrow 1$, изделие основную часть времени исправно работает.

6.2 ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТ ПО ОБСЛУЖИВАНИЮ И РЕМОНТУ ДВИГАТЕЛЕЙ

Плановое обслуживание

1. Вспомогательные работы – обеспечение доступа к обслуживаемым элементам, защита открытых при обслуживании полостей.
2. Операции очистки и промывки.
3. Работы по дефектации – визуально и инструментально, проверка параметров ДЛА и его элементов в действии.
4. Смазочно-заправочные работы.
5. Устранение обнаруженных при обслуживании неисправностей.

Работы при ремонте

1. Восстановление различными методами повреждённых деталей в заводских условиях (шлифование, хромирование).
2. Введение улучшающих мероприятий при ремонте.
3. Внеплановые ремонты – при восстановлении ДЛА после отказа.
4. Планово-профилактические ремонты через фиксированные наработки.

6.3 ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ И РЕМОНТОПРИГОДНОСТЬ

Технологичность при эксплуатации ДЛА определяется свойствами конструкции, обеспечивающими простоту и удобство выполнения штатных работ, связанных с нормальным использованием ДЛА.

Таблица 8 – Технологичность и ремонтпригодность

Эксплуатационная технологичность			Ремонтпригодность					
Технологичность при эксплуатации ДЛА			Технологичность при техническом обслуживании			Технологичность при ремонте		
Подготовка к применению	Выполнение эксплуатационных мероприятий	Выполнение работ после применения	Доступность	Легкость	Контролепригодность	Модульность (блочность)	Взаимозаменяемость	Восстанавливаемость

6.4 ОБСЛУЖИВАНИЕ ДЛА ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ СОСТОЯНИЮ

Обслуживание ДЛА по ТС позволяет максимально использовать индивидуальные возможности их элементов при обеспечении требуемого уровня надёжности. Работы на двигателе производятся не через регламентированные сроки наработки, а при возникновении необходимости, обусловленной ТС конкретного экземпляра двигателя и его элементов. Метод обслуживания по ТС основан на постоянном контроле ТС двигателя и эффективен лишь при наличии развитой системы раннего обнаружения его неисправностей.

Контроль состояния ДЛА является неотъемлемой частью системы обслуживания по ТС, как и установление обоснованных ограничений сроков службы наиболее ответственных элементов конструкции, в пределах которых должна реализовываться система обслуживания по ТС.

6.5 ЦЕЛИ И МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ СОСТОЯНИЯ ДЛА В ЭКСПЛУАТАЦИИ

Цели контроля состояния

1. Получение информации о состоянии каждого экземпляра ДЛА для обоснованного принятия решения о дальнейшем использовании его или отправке в ремонт.
2. Прогнозирование и предупреждение развития отказов для сокращения числа отказов при эксплуатации и снижения стоимости восстановления (ремонтов).
3. Локализация отказов и выявление их причин.
4. Выработка решений по планированию обслуживания.

Методы контроля ТС ДЛА

1. Обеспечение контролепригодности, которая достигается конструктивно, выбором средств диагностики и отработкой отдельных диагностических средств и методов.
2. Подтверждение выбора диагностических средств и определение пороговых значений контролируемых параметров и критериев неисправностей путём введения ряда неисправностей в ходе специпытаний.
3. Разработка системы контроля, учитывающей степень опасности и динамику развития отказов.
4. Выработка рекомендаций по выбору стратегий обслуживания, ограничениям ресурса отдельных элементов, использованию ЭВМ.

6.6 СРЕДСТВА РАННЕГО ОБНАРУЖЕНИЯ НЕИСПРАВНОСТЕЙ ГТД

1. Контроль масла – магнитные пробки, сигнализаторы стружки, анализ проб масла, контроль долива, контроль омического сопротивления масляной плёнки.

2. Контроль вибраций – наружные вибродатчики, встроенные вибродатчики, вибрационная и виброакустическая диагностика.
3. Оптические и другие методы контроля целостности поверхности деталей, образующих проточную часть – оптические трубки, УЗ- и токовихревой контроль, рентгеноскопия.
4. Регистрация и регулярный анализ ТГД-параметров ДЛА – определение отклонений приведённых к САУ ТГД-параметров от их исходного уровня на определённом режиме.
5. Другие – счётчики наработки и числа циклов, оптические пирометры, контроль выбега ротора, обнаружение металлических частиц в потоке в выходном устройстве, ионизационные сигнализаторы горения.

6.7 МЕТОДЫ ТЕХНИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ ДЛЯ АНАЛИЗА СОСТОЯНИЯ ГТД

Техническая диагностика – научное направление, связанное с распознаванием состояния технических объектов. Состояние объектов описывается совокупностью признаков, используя которые, можно с помощью тех или иных методов технической диагностики отнести данное состояние к одному из классов (диагнозов).

1. *Детерминистские методы* – признаками, характеризующими диагноз, могут являться ТГД-параметры ДЛА. Состояние объекта описывается системой параметров, при этом любое состояние представляет собой точку в пространстве параметров. Диагноз соответствует некоторой области пространства. Области диагнозов не пересекаются, т.е. вероятность одного диагноза, в область которого попала точка, характеризующая состояние, равна 1, вероятность всех других – 0. Основная проблема – построение адекватных математических моделей объектов диагностики. Анализ

записей ТГД-параметров и сравнение расчётных и обнаруженных отклонений.

2. *Вероятностные методы* – по известной совокупности признаков, каждый из которых с определённой вероятностью характеризует состояние объекта, строится алгоритм, с помощью которого предъявленная совокупность признаков была бы отнесена к одному из вероятных состояний объекта. Используются методы Байеса и статических решений. Методы особенно требуют накопления и обработки обширной статистической информации.
3. *Физические* – прямое использование для диагноза информации о физических явлениях, характеризующих состояние объекта. Обнаружение с помощью оптической трубки опасной трещины.

6.8 РЕСУРС ДВИГАТЕЛЯ КАК ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ КАТЕГОРИЯ

Ресурс ГТД, как сложной системы, можно определить как время работы до ремонта, в течение которого целесообразно и допустимо использовать двигатель в конкретных условиях эксплуатации. Оценка целесообразности и допустимости определяется выполнением требований максимального экономического эффекта в эксплуатации (целесообразность) и обеспечения функционирования двигателя с необходимым уровнем надёжности (допустимость). Это технико-экономическое содержание ресурса ГТД, правильное назначение которого требует учёта многих факторов, в том числе физических, определяющих изменение свойств ДЛА во времени, и экономических, определяющих целесообразность дальнейшего увеличения ресурса при конкретных условиях эксплуатации, обслуживания и ремонта. В установлении ресурса важную роль играет правильный учёт связи ресурса и надёжности. Критерии, характеризующие выполнение двигателем основных функций и эксплуатационные затраты,

будут определять эффективность системы установления ресурса. Величина ресурса, в свою очередь, будет влиять на уровень отказов двигателя.

Системы установления ресурса:

1. По ресурсу наиболее слабого элемента в самых напряжённых условиях использования – *система установления фиксированного ресурса*.
2. *Система установления дифференцированного ресурса*.

Предельная форма – эксплуатация по состоянию.

Отказ от обязательных ремонтов через фиксированные сроки наработки приводят к весьма значительной экономии стоимости эксплуатации.

6.9 УСТАНОВЛЕНИЕ И УВЕЛИЧЕНИЕ РЕСУРСА ГТД

При установлении ресурса учитываются: расчётная долговечность, ожидаемый в эксплуатации характер нагружения, технология изготовления. Подробно вопросы установления и увеличения ресурса ГТД изложены в [7].

Для получения экспериментальных обоснований предельных ограничений по наработке проводятся циклические и эквивалентные ускоренные испытания.

На первых этапах эксплуатации новых двигателей устанавливается их фиксированный ресурс в связи с возможностью тщательного контроля в заводских условиях состояния двигателя после выработки им первого ресурса.

Эксплуатационные лётные испытания для проверки длительной работы двигателя в натуральных условиях и установления первоначального ресурса.

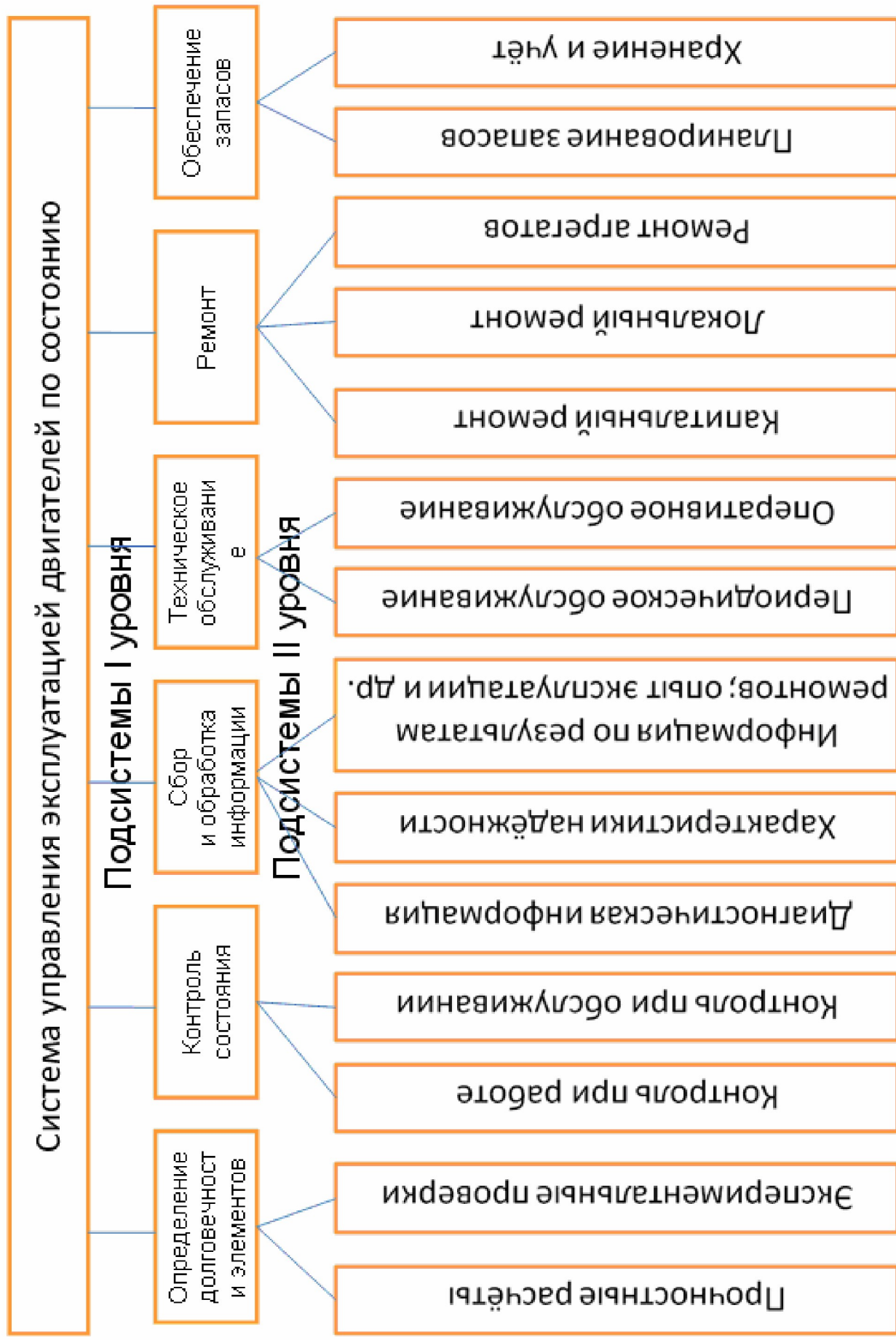
Увеличение ресурса (в пределах назначенного) после выработки первой установленной величины наработки производят ступеньками, опираясь на опыт эксплуатации.

Переход к эксплуатации по состоянию в случае положительного опыта эксплуатации.

Разные системы установления ресурса ГТД



Примерная структурная система управления эксплуатацией двигателей по состоянию



Список использованных источников

1. Косточкин, В. В. Надёжность авиационных двигателей и силовых установок: Учебник для студентов авиационных специальностей вузов / В. В. Косточкин. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.
2. Кузнецов, Н. Д. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей / Н. Д. Кузнецов, В. И. Цейтлин – М.: Машиностроение, 1976. – 216 с.
3. Белоусов, А. И. Прочностная надёжность деталей турбомашин: Учебное пособие / А. И. Белоусов, И. А. Биргер – Куйбышев: КуАИ, 1983. – 75 с.
4. Белоусов, А. И. Философские и социально-экономические аспекты проблемы надёжности техники / А. И. Белоусов // Формирование методологической культуры и социальной ответственности научно-технической интеллигенции в условиях перестройки. – Куйбышев, 1989. – С. 41 – 44.
5. Белоусов, А. И. Квадра Надёжности Н. Д. Кузнецова и её развитие / А. И. Белоусов // Динамика и прочность двигателей: XXVI междун. науч.-техн. совещание по динамике и прочности двигателей, посвящённое 85-летию со дня рождения Генерального конструктора академика Н. Д. Кузнецова. – Самара: СГАУ, 1996. – С. 19 – 20.
6. Цейтлин, В. И. Оценка циклической долговечности деталей, работающих при сложных программах нагружения / В. И. Цейтлин, Д. Г. Федорченко // Проблемы прочности, № 2, 1983. – С. 13-19
7. Акимов, В. М. Основы надёжности газотурбинных двигателей: Уч. для студентов машиностроительных специальностей вузов / В. М. Акимов. – М.: Машиностроение, 1981. – 207 с.
8. ГОСТ 27.002-89. Надёжность в технике. Основные понятия. Термины и определения. Введ. 01.07.90. – М.: Госстандарт СССР, – 37 с.

9. Конструкционная прочность материалов и деталей газотурбинных двигателей/ Под ред. И. А. Биргер и Б. Ф. Балашов – М.: Машиностроение, 1981. – 222 с.
10. Белоусов А. И. Конструктивные и силовые схемы турбомашин двигателей летательных аппаратов: Учеб.пособие/КуАИ, Куйбышев, 1988. – 92 с.
11. Биргер И. А., Мавлютов Р. Р. Сопротивление материалов, – М.: Наука, 1986. – 560 с.
12. Белоусов А. И., Фролов В. А. Методы повышения вибрационной прочности лопаток турбомашин: Учеб.пособие/ КуАИ,Куйбышев, 1983. – 71 с.
13. Белоусов А. И., Новиков Д. К., Балякин В. Б. Гидродинамические демпферы опор роторов турбомашин: Учеб.пособие/КуАИ, Самара 1991. – 96 с.
14. Сидоренко М. К. Физические основы вибрации двигателей летательных аппаратов: Учеб.пособие/Под ред. А. И. Белоусова; САИ, Самара, 1992. – 95 с.