

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУГА)

В.А.Пивоваров, С.Г.Хрустиков, В.А.Коротков

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

«Диагностика повреждаемости авиационных конструкций»

для студентов старших курсов

специальности 160901, направления 160900

(дисциплина «Диагностика авиационной техники»)

Москва – 2008

Введение

В окружающем нас мире состояние любой системы или объекта не стабильно и имеет тенденцию к разупорядочению во времени [2]. В связи с этим исправное (работоспособное) состояние авиационных конструкций следует рассматривать как неустойчивое.

Проявление отказов и неисправностей - есть закономерная картина отражения объективных процессов искусственного (под нагрузкой) и естественного старения авиационных конструкций. К ним предъявляются довольно жесткие требования по характеристикам надежности работы. Эти требования обусловили введение ресурсных ограничений (сроков службы) практически для всех элементов планера, двигателя и функциональных систем.

Известно, что для обеспечения надежной отработки заложенных ресурсов (ресурсоспособности) авиационные конструкции проектируются и изготавливаются с некоторыми запасами прочности и износостойкости, обеспечивающими функционирование в условиях воздействия широкого спектра рабочих нагрузок, а также процессов старения [1]. Тем не менее, имеют место случаи отказов авиационных конструкций при работе, вызываемые конструктивными, производственно-технологическими или эксплуатационными причинами. Предупреждение отказов на основе оценки состояния авиаконструкций, выявление причин отказов - главные задачи области деятельности, называемой **диагностикой авиационной техники**.

Авиационные конструкции в процессе работы имеют склонность к изменению показателей безотказности, которые, в свою очередь, зависят от характеристик **повреждаемости** материала при работе. Очевидно, что ресурс конструкций тесно связан с их повреждаемостью [12,16] Степень поврежденности рабочими нагрузками одностипных конструкций с

одинаковой наработкой - разная, а индивидуальные характеристики этих процессов можно описать типичными закономерностями, которые необходимо знать инженеру-эксплуатанту.

Сложность задачи оценки степени поврежденности состоит в том, что большинство авиационных конструкций функционирует в условиях одновременного, совокупного воздействия разных по природе нагрузок.

Считается, что статистически преобладающий вид отказа свидетельствует о приоритетности соответствующего вида повреждающей нагрузки (например, если имеет место усталостное разрушение, то ведущим видом нагружения является циклическая нагрузка). Из процесса формирования отказа как бы исключаются сопутствующие виды нагружения, воздействующие на конструкцию одновременно с рассматриваемым видом. Вообще говоря, это не совсем правильно. Тем не менее, учитывая, что взаимовлияние всего спектра повреждающих нагрузок недостаточно изучено, принцип дифференцированного анализа представляется приемлемым [4].

При диагностировании авиатехники чаще всего определяют состояние объектов в данный момент времени, реже - на предстоящий и прошедший (генез) периоды работы. При решении этих задач подчеркивается, что без четких представлений о поведении конструкции в различных условиях работы дать достоверное заключение о ее состоянии затруднительно, тем более, что процессы изменения несущей способности конструкционных материалов под нагрузкой не только индивидуальны, но и случайны. Фактор случайности диктует необходимость использования ряда разделов теории вероятностей, математической статистики и распознавания образов при решении диагностических задач.

В пособии рассмотрена природа и закономерности процессов

изменения несущей способности авиационных конструкций при работе. Эти вопросы соответствуют содержанию программы дисциплины «Диагностика АТ», изучаемой студентами старших курсов специальности 160901 в Университете. В пособие включено некоторое число практических примеров, а также справочные данные, необходимые для самостоятельной работы студентов.

Авторы, разумеется, не претендуют на законченность и исчерпывающую полноту приведенных в пособии сведений. Часть вопросов, таких как температурная, временная (естественное старение) повреждаемости и др. не нашли отражения, так как требуют специальной базовой подготовки. В дальнейшем эти и другие вопросы могут быть предметами специальных методических разработок.

Глава 1

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ НАДЕЖНОСТИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ

1.1. Оценка остаточного ресурса авиаконструкций по механическим характеристикам их материала

Абсолютное большинство элементов авиационных конструкций изготовлено из металлических материалов. Различные виды рабочих нагрузок, воздействуя на металлы более или менее длительное время, приводят к снижению их несущей способности (выработке ресурса) и разрушению. Этот момент может сопровождаться как внешними признаками (недопустимый износ, коррозия), так и внутренними, скрытыми превращениями в структуре металлов.

Обобщенную оценку состояния металлов на различных стадиях работы можно сделать с помощью измерения их физико-механических характеристики при механических испытаниях, которые проводят как в лабораторных, так и в производственных условиях.

При оценке металлов по результатам механических испытаний на образцах обычно предполагают наличие определенной связи (количественной и качественной) между механическими свойствами и поведением образцов при смоделированных процессах нагружения и деформации. Эти связи, как оказалось, имеют довольно сложный, а иногда и противоречивый характер [7].

Достоверное выявление взаимосвязей между физико-механическими характеристиками и несущей способностью дают результаты натурных испытаний элементов конструкций, однако это связано с большими

материальными и временными затратами.

Эффективный результат может быть достигнут, если ограничиться измерением тех характеристик металлов, которые прямо связаны с потенциальным видом разрушения элемента в эксплуатации. Выбор таких характеристик можно сделать на основе анализа отказавших элементов, выявления признаков, однозначно указывающих на вид разрушающей нагрузки. Для элементов механических систем эту задачу помогает решить изучение поверхностей разрушения (изломов) [17]. Взаимосвязь между структурой излома и конкретным видом разрушения может быть подтверждена также результатами металлофизического анализа.

На изломах, как правило, имеют место четкие признаки характера разрушения металлов при следующих видах нагружения: **кратковременном статическом** при нормальной температуре (эти условия испытывают, например, стойки шасси), **длительном статическом** при повышенной температуре (характерно для дисков и лопаток турбин) и **вибрационно-циклическом** при нормальной температуре (рабочие лопатки компрессора и т.п.).

При сверхсильном кратковременном статическом нагружении конструкции ее разрушение носит обычно внезапный характер. Из курса "Сопротивление материалов" известны следующие критерии внезапной потери несущей способности материалов при воздействии повышенных нагрузок [10]:

-максимальных главных напряжений (полагают, что разрушение наступает при условии $\sigma_{\max}=\sigma_{0.1}$);

-максимальных касательных напряжений ($\tau_{\max}=\sigma_{0.2}$);

-накопленной энергии деформирования (критерием разрушения является фиксированная энергия деформирования, накопленная от начала появления необратимых деформаций материала до предельного напряжения);

-энергии сдвиговой деформации (разрушение наступает, когда энергия сдвиговой деформации в сложном напряженном состоянии станет равной энергии деформации при одноосном растяжении);

-максимальных главных деформаций (критерий Сен-Венана). Максимальная деформация, соответствующая разрушению, связана с напряжениями, ориентированными по трем осям σ_1 , σ_2 , σ_3 , модулем упругости E и коэффициентом Пуассона ν соотношением: $\varepsilon = (\sigma_1 - \nu\sigma_2 - \nu\sigma_3)/E$.

На практике действие перечисленных критериев можно наблюдать, например, при недопустимо грубой посадке самолета (ударные нагрузки на элементы шасси, силовые консоли крыла и т. п.). В реальных условиях эксплуатации эти критерии измерить нельзя, но они ценны тем, что ориентируют нас на главные показатели прочностных свойств материала шасси, каковыми будут: предел упругости $\sigma_{0,1}$, предел текучести $\sigma_{0,2}$, а также относительные удлинение δ и сужение ψ .

Известна тесная корреляция, например, между относительным сужением ψ и твердостью по Бринеллю (НВ). Зная опасные зоны конструкции (обычно это места расположения конструктивных концентраторов напряжений), а также пределы изменений НВ, можно с помощью переносного твердомера диагностировать приближение элементов шасси к предотказному состоянию. Такого рода испытания могут быть отнесены к категории **неразрушающих**.

При воздействии длительно приложенных статических нагрузок и повышенных температур оценивают, по возможности, две группы харак-

теристик (см. гл.2): предел длительной прочности ($\sigma_{дл}$) и максимальную деформацию (ξ_{max}). Для дисков турбин, например, наиболее информативной и удобной для измерения величиной является максимальная накопленная деформация, которую можно зафиксировать по характерному скрежету о лабиринтные уплотнения статора при ручной прокрутке ротора газотурбинного двигателя (ГТД). У рабочих лопаток турбины о недопустимых деформациях может свидетельствовать наличие "шейки" (утонения) на профильной части.

Для того чтобы оценить степень усталости материала, можно сделать ряд косвенных проверок (оценить однородность поверхностного слоя (т.н. гетерогенность), степень его упрочнения, распределение остаточных напряжений и т. п.) или провести усталостные испытания на образцах, по результатам которых принимать решение о возможности дальнейшей эксплуатации конструкции (это часто делают в отношении лопаток компрессора).

Приведенные примеры выбора параметров состояния построены на основе логического анализа физической модели конструкции (объекта). Существует ряд других подходов в выборе характеристик, отражающих несущую способность конструкции при определенном виде нагружения, в частности, на основе экспертных, статистических оценок, оценки "чувствительности" физико-механического параметра, оценки его информативности и т.д.

Экспертный подход основан на использовании рекомендаций экспертов-специалистов, имеющих опыт в данной области исследований механических свойств материалов[15].

Статистические оценки основаны на подсчете частоты реализаций

параметров при аварийных состояниях материала и выборе на этой основе приоритетной группы параметров[11].

При выборе параметров по результатам оценки их "чувствительности" ориентируются на параметры математических, чаще всего линейных моделей старения конструкции материала, выраженных в виде взаимосвязей параметров и ее несущей способности на этапе жизненного цикла[8].

Использование информативных критериев позволяет достовернее выделить состояние материала из множества состояний. Это достигается путем аналитических оценок информации, вносимой каждым из параметров, по отношению к какому-то конкретному состоянию[2].

Итак, подходов для выбора критериальных оценок несущей способности металлов достаточно много. Важен результат. К сказанному можно добавить, что правильно выбранные физико-механические характеристики позволяют фиксировать состояния металлов не только "на данный момент", но могут быть использованы как инструмент оценки поведения материала при определенном виде нагружения, т. е. для прогноза на предстоящий период работы, что важно для практики.

1.2. Природа изменения физико-механических характеристик металлов под нагрузкой

Все основные физико-механические характеристики материалов такие, как сопротивление различным видам пластической деформации и разрушению, развитие трещин, сопротивление усталости, относят к **структурно-чувствительным** характеристикам. В перечисленных условиях нагружения качество структуры материала определяет уровень перечисленных свойств, но в разных областях нагружения по-разному. В области упругих деформаций, когда нагрузки не превышают предел

пропорциональности материала (область действия закона Гука), структура материала в меньшей степени влияет на свойства металлов. В области пластических деформаций это влияние более существенное[7].

Различают макро-, микро- и субмикроструктуру металлов.

Макроструктура - это то, что можно наблюдать на отшлифованных и протравленных образцах металла невооруженным глазом или при 25-кратном увеличении. В большинстве случаев макроструктура представляет собой направленные волокна, образующиеся после отливки или проката металла (текстура). Даже длительное воздействие рабочих нагрузок не оказывает заметного влияния на макроструктуру металлов. Она может видоизменяться лишь при интенсивном силовом воздействии, заметно превышающем характеристики устойчивости, податливости, ударной стойкости и т. д.

Основным элементом **микроструктуры** металлов является зерно (кристаллит), состоящее из блоков монокристаллов. Размеры этих блоков колеблются от 10^{-5} до 10^{-1} см. К мелкозернистым материалам относятся высокопрочные конструкционные стали, а наибольший размер зерен имеют литые жаропрочные сплавы. К элементам микроструктуры, влияющим на большинство характеристик прочности, относятся также межзеренные границы металла. Зерна, блоки монокристаллов, межзеренные границы большинства материалов способны постепенно видоизменяться в процессе работы [18]. Эти изменения можно наблюдать при микроскопических исследованиях структуры (увеличение 100 ... 400 крат). Например, если металл испытывает длительное время постоянно приложенную растягивающую нагрузку в пределах деформаций, близких к пределу пропорциональности, то можно наблюдать постепенное увеличение размеров зерен, их ориентацию в направлении главного вектора напряжений, а также некоторое расширение межзеренных границ. Длительное воздействие

повторно-переменных нагрузок в упругой области может приводить к уменьшению размеров зерен (к увеличению плотности упаковки).

Повышение температуры интенсифицирует отмеченные процессы. В определенных условиях можно наблюдать рост новых "субзерен", появление линий скольжения в кристаллите (особенно типично для жаропрочных сплавов). Отмеченные процессы могут существенно влиять на физико-механические характеристики материала конструкций.

Наблюдать структуру моноблока можно лишь при сравнительно больших увеличениях (500 ... 1000 крат). Это делают с помощью специальных металлографических или электронных микроскопов. При упомянутых увеличениях структура монокристалла имеет вид твердого раствора (основной металл) с вкраплением различной формы упрочняющих и разупрочняющих компонент (фаз). Число и соотношение этих фаз в твердом растворе определяет склонность металла к повреждению рабочими нагрузками.

Число и соотношение упрочняющих и разупрочняющих фаз в работающем материале не остаются постоянными, а претерпевают изменения. Непрерывно идут процессы роста, а также коагуляции и растворения фаз в твердом растворе, что отражается на прочностных свойствах материала конструкций. Особенно интенсивно фазовые трансформации происходят в металлах при воздействии нерасчетных нагрузок

На рис. 1.1 схематически изображена электроннограмма микроструктуры жаропрочного сплава ХН77ТЮР, из которого изготавливают лопатки турбин ГТД, до и после воздействия повышенных температур. Видно (рис. 1.1, б), что имеет место коагуляция и частичное растворение в основном металле интерметаллидной упрочняющей фазы $Ni_3(Al, Ti)$ или так называемой γ -фазы, что существенно снизило жаропрочность

сплава.

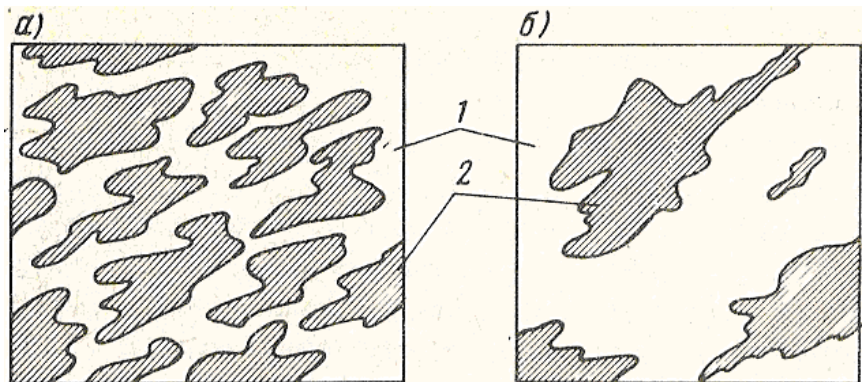


Рис. 1.1. Схематическое изображение микроструктуры (x750) жаропрочного сплава в исходном состоянии (а) и в состоянии перегрева (б): 1- твердый раствор; 2 – γ-фаза

В то же время надо отметить, что фазовые превращения в металлах могут иметь обратимый характер. Например, первоначальную структуру (рис. 1.1, а) можно получить последующим воздействием на поврежденный материал расчетными рабочими температур, что восстановит сплав практически до уровня исходных свойств.

При увеличении свыше 10^3 крат проявляются фрагменты **субмикроструктуры**. Субмикроструктура отражает вид и форму кристаллических решеток металла.

Непосредственно наблюдать кристаллические решетки металла еще не приходилось. Это и неудивительно, ведь кристаллическая решетка в известной мере схематична (рис. 1.2). Межузловые связи в том виде, как их отображают на рисунках, в природе отсутствуют. Тем не менее, с помощью современных технических средств можно оценивать параметры кристаллических решеток, а также степень их деформации. Эти измерения выполняют методом просвечивающей электронной микроскопии.

Существенное влияние на повреждаемость любых, в том числе и

авиационных конструкций, оказывают несовершенства кристаллических решеток, называемые дислокациями. Показано [5], что форма, число и

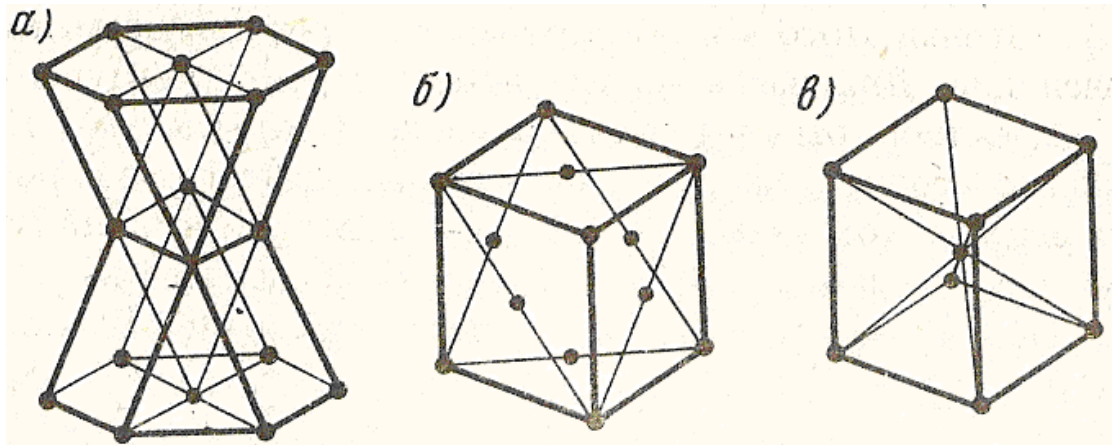


Рис. 1.2. Типичные кристаллические структуры металлов: а – магний, цинк; б- алюминий, медь, свинец, аустенитные стали; в – хром, молибден, ванадий

плотность дислокаций могут оказаться не менее важными в механизме повреждаемости конструкций, чем макро- и микроструктура.

1.3. Появление и развитие трещин при работе металлических конструкций

Обычно формирование режимов технического обслуживания самолетов обусловлено интенсивностью отказов за определенный промежуток времени [15]. Как правило, абсолютное большинство отказов находится в причинно-следственной связи с нарушением целостности (появлением трещины) или разрушением какого-либо элемента конструкции.

В последние годы много исследований посвящено кинетике разрушения (развитию трещин). Это связано с возможностью учета **живучести** конструкций (функционирование с наличием видимых повреждений).

Указанными вопросами занимается наука "механика разрушения",

которая возникла на базе общей теории упругости [11]. Механика разрушения изучает условия зарождения, закономерности развития трещин, а также вопросы совершенствования расчетных методов обеспечения долговечности конструкций, находящихся в начальных стадиях разрушения.

Эксплуатантов интересует лишь часть вопросов, рассматриваемых механикой разрушения, а именно: как остаточный ресурс элемента конструкции зависит от размера трещины, какова предельная длина трещины в реальных условиях работы конструкции, с какой периодичностью необходимо проводить контроль элементов конструкции. Прежде чем ответить на эти вопросы, остановимся кратко на формировании представлений о степени опасности трещин.

Отправной точкой в изучении закономерностей разрушения следует считать работы русского ученого Г. В. Колосова (1909 г.) и английского ученого К. Инглиса (1913 г.) о наличии пиковых напряжений по краям овальных отверстий в напряженной пластине (рис. 1.3). Впервые было установлено, что количественные значения напряжений в подобного рода точках могут во много раз превышать σ_0 . Тогда же впервые в практику расчетов на прочность вошло понятие «концентрация напряжений».

Новое направление в механике разрушения связывают с именем английского ученого из Авиационного исследовательского центра в Фарнборо А. Гриффитса (1893 - 1963 г.г.). Исследуя возможность достижения теоретической прочности на разрыв стеклянных волокон,

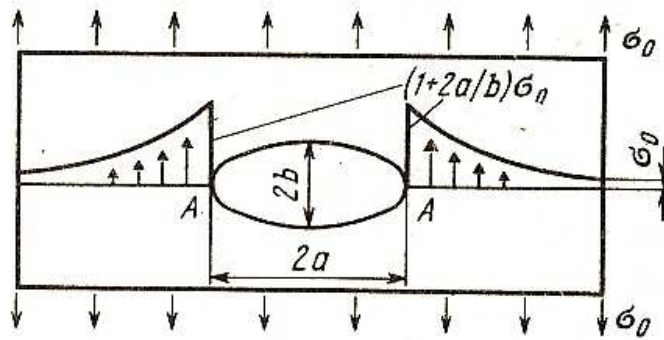


Рис. 1.3. Графическая интерпретация концентрации напряжений Колосова-Инглиса в пластине с эллиптическим отверстием

он установил наличие в них микротрещин, снижающих прочность. Однако заслуга ученого состоит в том, что он связал причины развития трещин с процессами накопления и освобождения энергии деформации.

В 1921 г. Гриффитс доказал, что концентрация напряжений в дефекте, установленная Колосовым - Инглисом, позволяет превращать энергию деформирования в энергию разрушения и что разрушение возможно только при постоянном подводе энергии. Классическая концепция хрупкого разрушения Гриффитса долгое время оставалась вне сферы практического применения, так как в реальных условиях работы разрушению металла сопутствуют такие явления, как текучесть, вязкость, ползучесть, что не учитывалось Гриффитсом в опытах на стекле.

Следующий значительный шаг в становлении механики разрушения связан с экспериментальными исследованиями английского ученого Дж. Ирвина (1948 г.) и венгерского ученого Е. Орована (1950 г.), предложившими использовать теорию Гриффитса для разрушения пластичных металлов с учетом понятия упругой энергии, затрачиваемой на развитие пластических деформаций вблизи трещины. В результате опыта была сформулирована концепция вязкости разрушения как критерия разрушения нагруженных и поврежденных конструкций. Эта концепция позволяет выделять целую

группу так называемых безопасных трещин.

Итак, очевидно, что, существует определенная связь между нагрузкой и длиной трещины. Выявление такой связи обусловлено положением, что разрушение требует определенных затрат энергии (это положение Гриффитса обосновал в своей статье "Явление разрушения и течение твердого тела", опубликованной им в феврале 1920 г.). Роль энергии в процессе хрупкого разрушения по Гриффитсу в следующем: концентрация напряжений у вершины трещины есть необходимое, но недостаточное условие развития трещины, нужно еще обеспечить подвод достаточной энергии к ее вершине. Поясним на примере.

Возьмем прямоугольную пластину, растянем ее напряжением σ и жестко закрепим ее края (рис. 1.4). Длину и ширину пластины считаем большими по сравнению с толщиной, которую для удобства принимаем равной единице: $a \gg 1$, $b \gg 1$. Определим энергию упругой деформации, запасенной в такой пластине. Для этого обратимся к типичной кривой деформирования (рис. 1.4., справа).

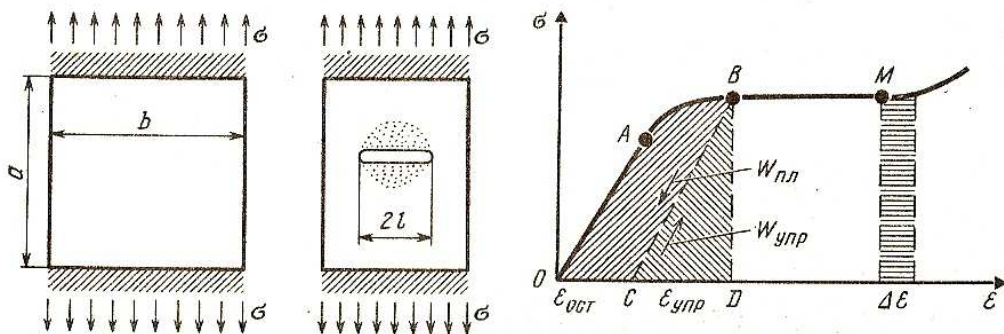


Рис. 1.4. Схема образования трещины в предварительно напряженной пластине.

Если в некоторый момент, соответствующий точке M , под действием

силы $F = A\sigma$ удлинение $l\varepsilon$ увеличивается на $l\Delta\varepsilon$, то совершается дополнительная работа $\sigma A l \Delta\varepsilon = \sigma \Delta\varepsilon V$ (V - объем образца) и на столько же увеличивается энергия деформации. Следовательно, приращение энергии в единице объема $\Delta W = \sigma \Delta\varepsilon$. Это приращение изображено заштрихованной площадью столбика с основанием $\Delta\varepsilon$. Таким образом, если например, при нагружении образца возникшая деформация соответствует деформации в точке B , то произведенная на единицу объема работа W равна площади фигуры $OBД$. Она состоит из обратимой упругой энергии, равной площади треугольника $BCД$ и необратимой работы пластических деформаций, изображаемой площадью OBC . Для линейно-упругого материала, подчиняющегося закону Гука $\sigma = E\varepsilon$, удельная упругая энергия

$$W = 0.5\sigma\varepsilon = 0.5E\varepsilon^2 = 0.5\sigma^2/E,$$

поскольку геометрически это есть площадь прямоугольного треугольника с катетами BD и CD .

В закрепленной пластине (см. рис. 1.4) запасена энергия упругой деформации $W_0 = \sigma^2/(2Eab)$, в пересчете на единицу площади приходится энергия $\sigma^2/(2E)$.

Пусть в пластине появилась трещина малой длины l . Эта трещина приведет к уменьшению деформаций в прилегающей зоне (на рис. 1.4 эта зона отмечена точками). Площадь зоны пропорциональна l^2 . Таким образом, освобожденная трещиной упругая энергия

$$W = W_0 - C \frac{\sigma^2}{2E} l^2$$

Константу C , учитывающую неопределенность формы прилегающей к трещине зоны, Гриффитс определил из решения Колосова - Инглиса (см. рис.

1.3). Оказалось, что $C = 2\pi$, тогда

$$W = W_0 - \pi\sigma^2 l^2 / E.$$

Освобожденная упругая энергия затрачивается на разрушение, т. е. на образование новой поверхности тела. Если считать l - удельную работу разрушения на единицу площади новой поверхности тела - постоянной материала, то работа, затрачиваемая на образование трещины длиной $2l$,

$$G = 4\gamma l.$$

Итак, энергия, затрачиваемая на рост трещины, возрастает пропорционально l , а высвобождаемая энергия деформации возрастает пропорционально l^2 . Это показано графически на рис. 1.5, где A - соответствует изменению энергии, затрачиваемой на рост трещины в зависимости от ее длины, а кривая B - высвобождающейся при этом энергии, накопленной при деформировании. Кривая C представляет собой алгебраическую сумму указанных двух энергий и характеризует энергетический баланс.

Вплоть до точки X в системе в целом преобладает поглощение энергии, за точкой X энергия начинает высвобождаться. Из этого следует, что существует некоторая критическая длина трещины $l_{кр}$. Трещины, длина которых меньше $l_{кр}$, как правило, не растут и являются безопасными; трещины, длина которых больше $l_{кр}$ при заданном напряжении распространяются самопроизвольно и на практике весьма опасны. Подчеркнем, что если в конструкции имеется трещина с $l < l_{кр}$, то, несмотря на высокую концентрацию напряжений в вершине трещины (даже превышающими прочность материала при растяжении), конструкция будет сохранять работоспособность.

Не приводя подробного доказательства, которое можно найти,

например, в работе [11], запишем выражение для $l_{кр}$

$$l_{кр} = 2E\gamma/(\pi\sigma^2)$$

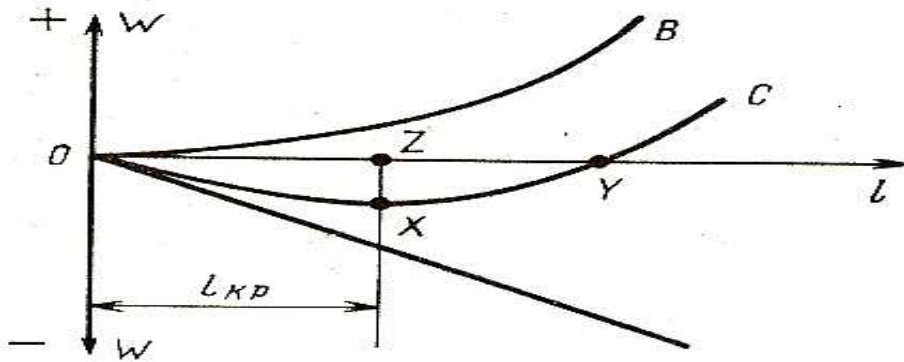


Рис. 1.5. Энергетическая модель разрушения по Гриффитсу

Заметим, что длина безопасной трещины обратно пропорциональна податливости - способности материала к упругому деформированию. В общем случае, чем больше податливость материала, тем меньше длина безопасной трещины. Например, резина при деформации запасает довольно много энергии, однако ее работа разрушения очень мала. Поэтому критическая длина трещины у растянутой резины невелика (для того, чтобы надутый воздушный шар мгновенно лопнул, достаточно наколоть его иголкой).

Процесс разрушения складывается из двух стадий - зарождения трещины и ее развития, причем каждая из этих стадий подчиняется своим законам, характеризуется своими критериями.

К основным критериям развития трещин в деформируемых металлах и сплавах относятся критерии интенсивности и вязкости разрушения K_C и K_{IC} .

Когда трещина развивается, то в более или менее обширной окрестности ее кончика всегда происходят необратимые пластические деформации материала.

Орованом и Ирвином разработана концепция т.н. квазихрупкого разрушения; которая позволила перейти от идеального материала в схеме Гриффитса к реальным металлам и сплавам. Сущность этой концепции состоит в предположении, что затраты энергии в процессе создания новых поверхностей при развитии трещины связаны главным образом с работой пластической деформации объемов материалов, расположенных перед фронтом трещины. Доля потока энергии, идущего в вершину трещины, зависит от коэффициента интенсивности напряжения K_C , который определяют по экспериментальным зависимостям, учитывающим внешние нагрузки и геометрические размеры тела.

При достаточно большой трещине пластины коэффициент интенсивности напряжений (рис. 1.6) принимает свои минимальные значения и перестает зависеть от толщины пластины. Это минимальное значение K_C обычно обозначают K_{IC} , оно характеризует вязкость разрушения и называется критическим коэффициентом интенсивности напряжений.

Таким образом, вязкость разрушения – определяемый экспериментально показатель материала, соответствующий критическому значению напряжения в вершине трещины, когда запасенной энергии деформации достаточно для распространения трещины. Величина K_{IC} зависит не только от толщины, но и от размера, формы трещины и типа нагружения (рис. 1.7). Критическая длина сквозной трещины равна 10 мм, а несквозной дискообразной трещины - 23 мм.

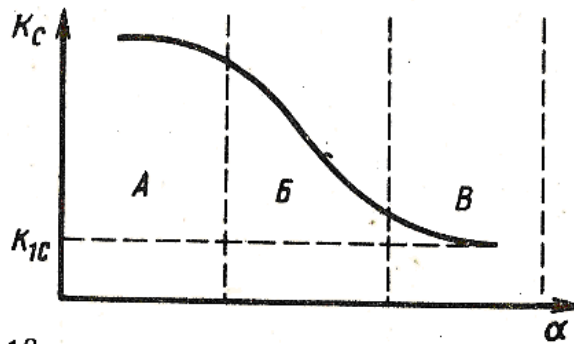


Рис. 1.6. Изменение коэффициента K_C от толщины пластины: *A* - тонкие пластины; *B* - пластины средней толщины; *V* - толстые пластины

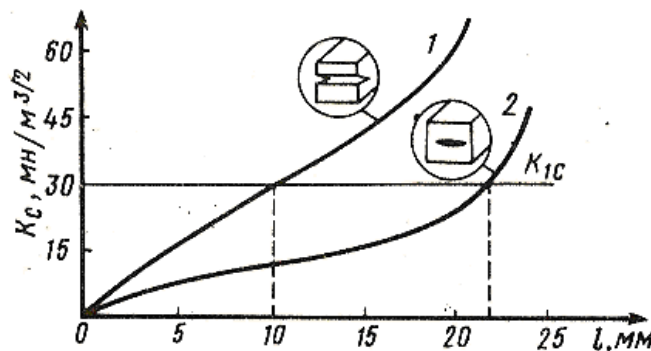


Рис. 1.7. Зависимость критической длины трещины от ее формы: *1* - сквозная трещина; *2* - трещина ограниченных размеров

Заметим, что вязкость разрушения зависит и от уровня накопленных повреждений, что, конечно, влияет на достоверность экспериментальных методов по определению $I_{кр}$, осуществляемых на стадии проектирования и изготовления авиационных конструкций. К тому же, чем меньше длина трещины, тем существеннее различие между экспериментальными данными и теоретическими расчетами из-за увеличения роли пластических деформаций в вершине трещины (когда длина трещины и зона пластического деформирования приближаются к равным величинам). Тем не менее экспериментальным оценкам в проблеме обеспечения трещиностойкости конструкции пока нет альтернативы.

Для экспериментальной оценки K обычно используют стандартные образцы с искусственно выращенной усталостной трещиной. Раскрытие

трещины определяют с помощью тензорезистора, а коэффициент интенсивности напряжений рассчитывают по соответствующим формулам.

В табл. 1.1 приведены некоторые уравнения для K_C в зависимости от схемы и условий нагружения конструкции [11]. Как следует из табл. 1.1, коэффициенты интенсивности обычно представляются в виде $K_C = \sigma\sqrt{\pi l}$, или $K_C = \sigma Y\sqrt{l}$. Безразмерный множитель Y носит в механике разрушения название "К-тарировки", который зависит от отношений длины трещины l к размерам тела, например, к толщине сечения b , т. е. от числа $\lambda = l/b$.

Зависимость $Y(\lambda)$ обычно представляют таблицей или приближенной формулой

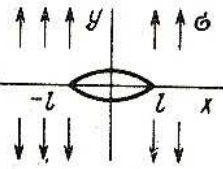
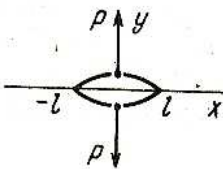
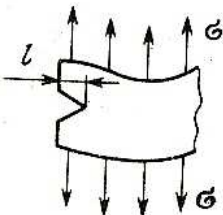
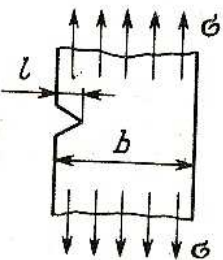
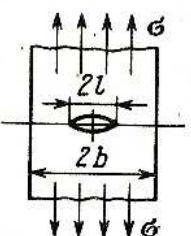
$$Y(\lambda) = C_0 + C_1\lambda + C_2\lambda^2 + C_3\lambda^3 + \dots$$

В специальных справочниках имеется набор "К-тарировок" для различных форм тела и условий их нагружений, что облегчает расчеты потенциальной живучести или **трещиностойкости** конструкций.

Разберем конкретные примеры использования изложенных подходов к оценке трещиностойкости конструкции.

Таблица 1.1

Значения коэффициентов интенсивности напряжений K_c

Схема нагружения	Условие нагружения	Формула для K_c
	Неограниченная плоскость с трещиной, растяжение перпендикулярно трещине	$K_c = \sigma \sqrt{\pi l}$
	Неограниченная плоскость с трещиной, растяжение сосредоточенными силами	$K_c = P / \sqrt{\pi l}$
	Полуплоскость с краевой поперечной трещиной, растяжение перпендикулярно трещине	$K_c = 1,12\sigma\sqrt{\pi l} = 1,99\sigma\sqrt{l}$
	Полоса с краевой поперечной трещиной, осевое растяжение	$K_c = \sigma \sqrt{l Y(\lambda)}$; $\lambda = \frac{l}{b} \quad (\lambda < 0,7)$; $Y(\lambda) = 1,99 - 0,41\lambda + 18,7\lambda^2 - 38,48\lambda^3 + 53,85\lambda^4$
	Полоса с центральной поперечной трещиной, осевое растяжение	$K_c = \sigma \sqrt{\pi l Y(l)}$; $\lambda = \frac{l}{b} \quad (\lambda < 0,7)$; $Y(\lambda) = 1 + 0,128\lambda - 0,288\lambda^2 + 1,525\lambda^3$

Пример 1. В алюминиевой панели шириной $b = 2$ м и толщиной $h = 1$ мм обнаружена плоская сквозная трещина. На панель действует усилие 98 000 Н, трещина расположена перпендикулярно направлению растяжения в центральной части. Ее длина $l = 20$ мм, материал - алюминиевый сплав В-95 с вязкостью разрушения 23 МПам^{1/2}. Безопасна ли эксплуатация такой панели?

Решение. Длина трещины мала по сравнению с шириной панели. Коэффициент интенсивности напряжений в этом случае $K_C = \sigma\sqrt{0.5\pi l}$. Критерий хрупкого разрушения $K_C = K_{1C}$ определяет критический размер трещины $l_{кр} = 2K_{1C}^2 / \pi\sigma^2$, где

$$\sigma = F / (bh) = 98000 / (2000 \cdot 1) = 49 \text{ МПа.}$$

Отсюда

$$l_{кр} = 2 \cdot 23^2 / (3,14 \cdot 49^2) \cong 0,43 \cong 430 \text{ мм,}$$

т.е. трещина длиной 20 мм неопасна.

Пример 2. Обнаружена поперечная трещина длиной 30 мм в нижней полке лонжерона оперения, ширина которого $b=254$ мм. Лонжерон эксплуатируется при максимальном растягивающем напряжении $\sigma = 172$ Мпа. Является ли эксплуатация безопасной, если при $T=15$ °С, вязкость разрушения его материала $K_{1C} = 39 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$?

Решение. Проверку можно выполнить двумя способами:

1) вычислим $K_C = \sigma\sqrt{0.5\pi l} = 172\sqrt{\pi \cdot 0.015} = 37,3 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$. Сравним найденное значение с вязкостью разрушения. Поскольку коэффициент K_C близок по своему значению к K_{C1} , лонжерон с такой трещиной к дальнейшей эксплуатации допускать нельзя;

2) определим критическую длину трещины:

$$l_{кр} = 2 \cdot 39^2 / (\pi \cdot 172^2) = 0,032 \text{ м} = 32 \text{ мм,}$$

т.е. реальная длина трещины близка к критической.

Попробуем теперь учесть конечные размеры лонжерона и условия его эксплуатации. Для учета реальной геометрии из табл. 1.1 берем соответствующий К-тарифовочный множитель Y . Например, для полосы шириной b с боковым надрезом длиной l :

$$K_C = \sqrt{IY(\lambda)},$$

где $Y(\lambda) = 1,99 - 0,41\lambda + 18,7\lambda^2 - 38,42\lambda^3 + 53,85\lambda^4$ (здесь λ – относительная глубина надреза, $\lambda = l/b = 0,12$).

Учитывая, что лонжерон работает при наружных температурах до -60°C , находим из справочника, что в этих условиях вязкость разрушения материала лонжерона снизится до $14 \text{ МПа}\cdot\text{м}^{1/2}$.

Найдем тарировочный множитель Y для $\lambda=0.12$:

$$Y = 1.99 - 0.41 \cdot 0.12 + 18.70(0/12)^2 - 38.48(0.12)^3 + 53.85(0/12)^4 = 2.15 .$$

Теперь снова проверим безопасность лонжерона:

$$K_C = Y\sigma\sqrt{l} = 2,15 \cdot 172\sqrt{0,03} = 64,05 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2} .$$

С учетом понижения температуры в полете

$$l_{кр} = \frac{2 \cdot 14^2}{\pi \cdot 172} = \frac{392}{9289,7} = 0,0042 \text{ м} = 4,2 \text{ мм} .$$

Результаты расчетов говорят о том, что выпускать самолет в рейс с такой трещиной нельзя!

В заключение коснемся особенностей развития усталостных трещин в металлах и сплавах.

Принято считать, что скорость развития трещины усталости (при многоцикловом нагружении) подчиняется зависимости Пэриса $dl/dN=A(\Delta K)^n$, где A и n - эмпирические коэффициенты; $\Delta K_C = K_{max} - K_{min}$ - перепад (размах) коэффициента интенсивности напряжения за один цикл нагружения; N - число циклов.

Показатель степени " n " для разных металлов может иметь значения от 2 до 7 (чаще всего $n = 4$). Чем более хрупкий материал, тем больше показатель степени " n ".

Формула Пэриса [10] описывает средний (линейный) участок полной диаграммы усталостного разрушения (рис. 1.8).

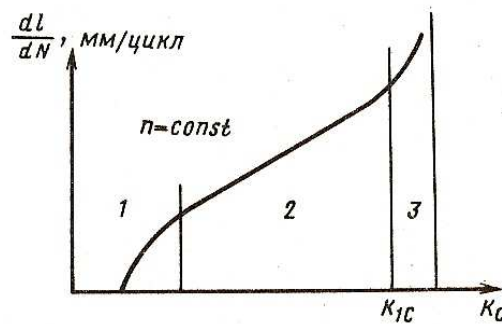


Рис. 1.8. Схема развития трещины усталости

Рассмотрим пример расчета долговечности трещины по числу циклов.

Пример 3. Полоса с одной краевой трещиной подвергнута циклическому растяжению. Размах коэффициента интенсивности напряжения $K=1,12$. материал полосы – сталь А514 ($\sigma_{0,2}=700$ МПа, $K_{1C}=5300$ Н/мм^{3/2}). Начальная длина трещины $l_0 = 7,6$ мм.; параметры цикла нагружения: $\sigma_{\max} = 320$ Мпа, $\sigma_{\min} = 175$ МПа, $\Delta\sigma = \sigma_{\max} - \sigma_{\min} = 145$ МПа.

Решение. Предположим, что после обработки результатов усталостных испытаний образцов из данной стали в соответствии с формулой Пэриса

$$\frac{dl}{dN} = 3,553 \cdot 10^{-13} K^{2,95} \text{ мм / цикл},$$

если ΔK_C выразить в Н/мм^{3/2}.

Критическую длину трещины определяем в соответствии с критерием Ирвина ($K_{\max}=K_{1C}$):

$$l_{кр} = \left(\frac{K_{1C}}{1,12\sigma_{\max}\sqrt{\pi}} \right)^2 \approx 70 \text{ мм.}$$

Проинтегрировав уравнение Пэриса, получим, что на распространение трещины от $l_0 = 7,6$ до $l_{кр} = 70$ мм нужно 82000 циклов.

Надо заметить, что существующие методы оценки усталостной долговечности и трещиностойкости конструкции не ограничиваются формулами Пэриса. Широко развиваются подходы, учитывающие реальные процессы, происходящие в вершине трещины или надреза [10].

В последнее время для решения практических задач прогнозирования

долговечности трещин в авиационных конструкциях используются методы, основанные на учете результатов испытаний в условиях, имитирующих натурные условия полета (типовой полет). Полученные таким образом прогнозы обладают большой степенью достоверности, что делает их более пригодными для практического использования.

Основные выводы

1. Состояние работающих металлов (остаточный ресурс) может быть оценено комплексом физико-механических характеристик. При этом принципиальное значение имеет обоснованный выбор перечня измеряемых характеристик, которые должны быть устойчиво связаны с несущей способностью конструкции по данному виду нагружения.

2. Изменение физико-механических характеристик материала авиаконструкций обусловлено процессами искусственного (под нагрузкой) и естественного старения и отражается трансформаций структурных составляющих металлов.

4. На уровне кристаллитов (зерен) в процессе работы изменяются их ориентация, ширина межзеренных границ, появляются т. н. двойниковые полосы скольжения, влияющие на несущую способность конструкций.

5. На уровне монокристаллов при работе наблюдаются непрерывно идущие процессы выделения и растворения в монокристалле упрочняющих и разупрочняющих интерметаллидных фаз, также влияющих на способность материала выдерживать рабочие нагрузки более или менее длительное время.

6. На атомном уровне рабочие нагрузки провоцируют движение дислокаций в кристаллических решетках, влияющие в неменьшей степени на

физико-механические свойства металлов, чем состояние микроструктуры.

7. Отмеченные изменения в каждой конструкции несут индивидуальный характер и могут быть обратимыми в смысле влияния на несущую способность материалов, что дает основание считать процесс повреждаемости конструкций при работе неоднозначным. Понятие "чем дольше работает конструкция, тем хуже ее несущая способность" не всегда верно. Может иметь место и обратная картина.

8. В подавляющем большинстве случаев критерием утраты работоспособности конструкций является возникновение трещины. С обоснованием понятия "вязкость разрушения" можно разделять трещины на опасные и безопасные.

9. Критерием опасности (безопасности) трещин является ее критическая длина, которая в свою очередь зависит от коэффициента интенсивности напряжений и напряженности конструкции при работе.

10. Используя зависимости для подсчета интенсивности напряжений, а также критерии Пэриса, можно определять предельно допустимую длину трещин, остаточный ресурс конструкции и периодичность проведения профилактических проверок.

Глава 2

ПОВРЕЖДАЕМОСТЬ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ РАБОЧИХ НАГРУЗОК

2.1. Повреждаемость конструкций от длительно приложенных нагрузок

Длительно приложенные нагрузки испытывает значительное число авиационных конструкций. К ним относятся силовые элементы планера (консоли крыла, фюзеляжа), двигателя (элементы ротора в процессе вращения), шасси (стойки, подкосы) и др. Преимущественным видом нагружения является растяжение, хотя в ряде случаев возможно сжатие, кручение и изгиб.

Элементы авиационных конструкций проектируются так, чтобы приложенные нагрузки не превышали области упругих деформаций.

Обратимся еще раз к классической кривой растяжения образца при возрастающей нагрузке (рис. 2.1).

Участок OA , называемый участком обратимой упругой деформации, можно представить в виде:

$$\sigma = E\varepsilon$$

Участок AB охватывает зону необратимых пластических деформаций. Дальнейший их рост (участок BB) называют упрочнением материала. Заштрихованная под диаграммой напряжений область представляет собой энергию деформирования W . Как показано в гл. 1, она имеет важное значение для процессов развития трещин.

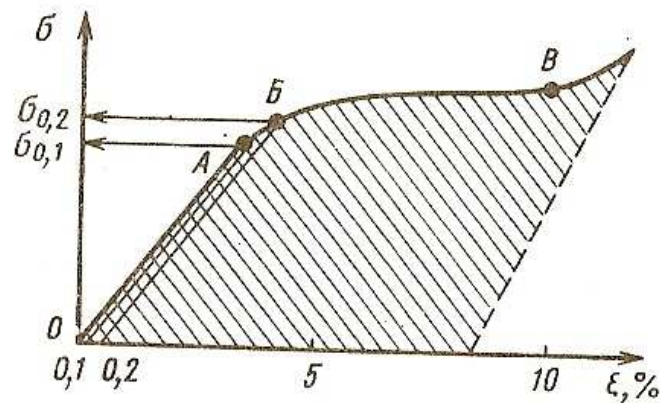


Рис. 2.1. Типичная диаграмма напряжений при растяжении образца возрастающей нагрузкой

Несмотря на то, что рабочие напряжения в авиационных конструкциях не превышают упругих, со временем (наработкой) все же наблюдается постепенное накопление необратимых остаточных деформаций. Имеются данные, например, что часть обшивки фюзеляжа самолета, испытывающая растягивающие нагрузки ~ 98 МПа ($\sigma_{0,1} = 254$ МПа), за 12 000 ч работы накопила суммарную деформацию, равную 0,04 % [3]. Конечно, такие темпы накопления необратимой деформации не способны спровоцировать возникновение трещин, однако факт упругопластического деформирования сам по себе весьма важен. Значения этих деформаций могут служить критерием степени искусственного состаривания (по-существу – выработки ресурса) материала упругонапряженных конструкций.

Для статически напряженных материалов при повышенной температуре процесс накопления необратимой деформации получил название **ползучесть**. Процессы ползучести наблюдают, в основном, на элементах "горячей части" авиадвигателей (детали ротора турбины).

Характеристикой повреждаемости материала от длительного статического нагружения служат экспериментальные кривые зависимости деформации ползучести от времени [13]. Принято различать (рис. 2.2) три

стадии (участка) кривой ползучести: 1- неустановившаяся ползучесть с затухающей скоростью, 2 - установившаяся ползучесть с постоянной скоростью, 3 - ползучесть с быстро нарастающей скоростью, заканчивающаяся разрушением. Наиболее напряженные элементы авиационных конструкций, такие как диски и рабочие лопатки турбин ГТД работают в пределах 2 участка ползучести, а их долговечность по статическому разрушению исчерпывается, как показывает опыт, при накопленной за ресурс пластической деформации 0,3 ... 0,35 %.

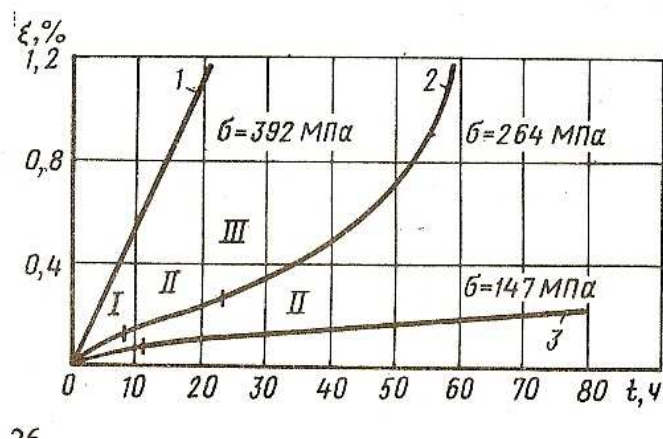


Рис. 2.2. Типичные кривые ползучести жаропрочного сплава ($T=900^{\circ}\text{C}$); 1-3 – соответственно высокий, средний и низкий уровень нагружения

Повреждение материала, развивающееся во времени в процессе ползучести, приводит к разрушению, сопротивление которому носит название **длительной прочности**. Основной характеристикой, принимаемой при расчете элементов авиационных конструкций, работающих в условиях длительного воздействия статических напряжений, является т.н. предел длительной прочности $\sigma_{\text{дл}}$, характеризуемый напряжением, вызывающим разрушение через заданное время при постоянной температуре.

Рассмотрим типичные изменения длительной прочности жаропрочных материалов во времени, полученные при испытаниях в Центральном институте авиационного моторостроения (рис. 2.3). Видно, что функции,

отражающие изменение $\sigma_{дл}$ для разных температур, имеют характерный "перелом", координаты которого зависят от уровня этих температур.

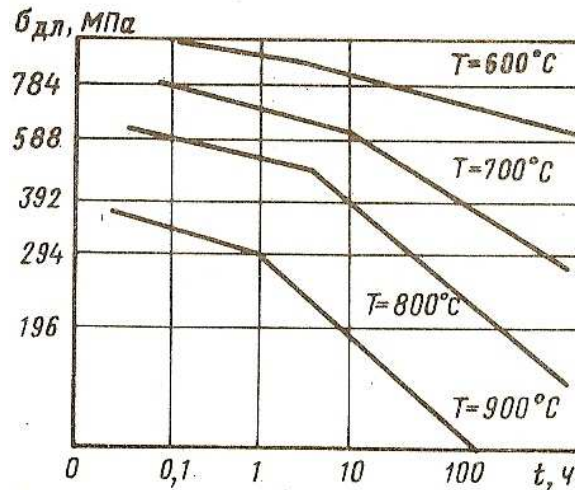


Рис. 2.3. Типичные кривые длительной прочности жаропрочного сплава

Исследования изломов разрушившихся образцов показывают заметное различие в характере разрушения, соответствующих левой и правой ветвям кривой $\sigma_{дл} = f(t)$. При высоких напряжениях, свойственных левой ветви кривой, зона разрушения характеризуется интеркристаллитным строением (разрушение проходит по телу зерен, по плоскостям скольжения - двойникам). Развитие же трещин при более низких напряжениях, свойственных правой ветви кривой, связано с межкристаллитным разрушением (излом проходит по границам зерен сплава).

Таким образом, перенося процесс изменения длительной прочности на уровень реальных эксплуатационных нагрузок, например, дисков турбин (147 ... 196 МПа), можно предположить, что повреждаемость жаропрочных сплавов от длительно приложенных нагрузок определяется состоянием (шириной) межзеренных границ сплава и силами сцепления монокристаллов, т. е. состоянием микроструктуры.

Принято считать, что степень поврежденности конструкций длительно

приложенными нагрузками при повышенных температурах (остаточный ресурс) характеризуется зависимостями между деформацией ползучести ξ и относительной долговечностью t/t_p . Здесь t_p - долговечность материала, определенная по его кривой длительной прочности. На рис. 2.4 представлена кривая повреждаемости распространенного жаропрочного сплава.

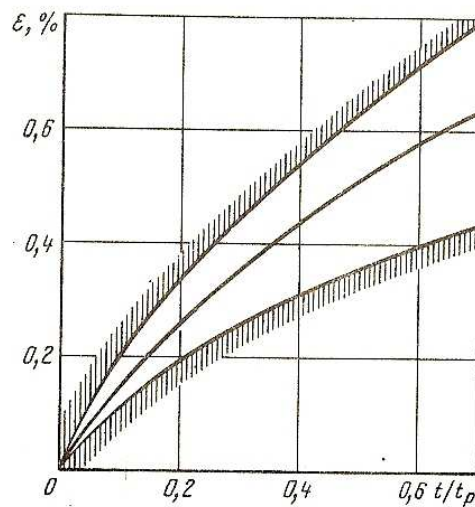


Рис. 2.4. Зависимость накопленной деформации ползучести жаропрочного сплава от относительной долговечности

Видно, что имеется устойчивая, практически линейная корреляция между деформацией и долговечностью материала, испытывающего длительное статическое нагружение в сочетании с повышенными температурами. Это свидетельствует о том, что по величине накопленной деформации "горячих", статически нагруженных элементов авиадвигателей также можно судить о степени выработки ресурса.

В жаропрочных сплавах деформация складывается в основном из приращений ширины межзеренных границ. Казалось бы, эти приращения можно наблюдать и фиксировать с помощью металлографического микроскопа (например, при очередных капитальных ремонтах двигателей) и делать выводы о возможности продления или ограничения ресурса. Однако

такие измерения до сих пор не проводятся в силу сравнительно высокой погрешности измерительных средств и влияния на результаты измерений субъективного фактора.

Многочисленные исследования в области длительной прочности жаропрочных сплавов позволяют сформировать некоторые обобщенные выводы по их повреждаемости в реальных условиях работы:

1. При больших уровнях напряжений ($0,65 \dots 0,9$) σ_B и температурах, низких к предельным ($0,35 \dots 0,4 T_{пл}$) повреждаемость жаропрочных сплавов происходит вследствие искажений микроструктуры (увеличение в размерах зерен, рост новых "субзерен", разделение кристаллита на поликристаллы по плоскостям скольжения) .

2. При снижении уровня напряжений до $0,3\sigma_B \dots 0,6\sigma_B$ и температур в процессах повреждаемости основную роль играют межзеренные связи (уширение межзеренных границ с последующим отрывом).

3. При еще более умеренных режимах нагружения длительными нагрузками приобретает подвижность микроструктура монокристаллов (коагуляция и растворение упрочняющих интерметаллидных фаз в твердом растворе монокристалла и вблизи границ скольжения).

4. И, наконец, при низких уровнях нагружения решающую роль начинает играть движение и концентрация дислокаций в кристаллических решетках сплава, способные вызвать внутризеренное разрушение.

Подчеркнем, что все движения структуры, отмеченные в п. 2 .. 4, имеют локальный характер, и могут идти одновременно, но с различной скоростью (наиболее "инерционной" является субмикроструктура).

Суммирование повреждений при длительном статическом нагружении.

Существует несколько гипотез, описывающих зависимость скорости накопления пластической деформации $\dot{\xi}$ от напряжений σ , накопленной деформации ε , времени t и температуры T [7].

1. **Гипотеза течения** описывает процесс ползучести зависимостью $f(\dot{\xi}, \sigma, t) = 0$. Эта теория имеет некоторое подтверждение для высоких уровней напряжений (см. рис. 2.2, кривая 1).

2. **Гипотеза линейного суммирования повреждений** исходит из того, что существует зависимость $f(\sigma, \varepsilon, t) = 0$, отображающая старение в явной форме. Гипотеза линейного суммирования повреждений довольно хорошо подтверждается экспериментом при невысоких рабочих напряжениях.

3. **Гипотеза нелинейного суммирования повреждений** характерна для ступенчатого нагружения конструкций и предполагает, что существует зависимость $f(\sigma, E, \dot{\xi}) = 0$, которая устанавливает связь между напряжением σ суммарной накопленной пластической деформацией ε и ее скоростью $\dot{\xi}$.

Существенным моментом в гипотезе нелинейного суммирования повреждений является так называемая наследственность или своеобразная память материала на остаточные деформации.

Уравнение наследственности имеет вид

$$Y(\varepsilon) = \sigma(t) + \int_0^1 K(t - \tau) \sigma(\tau) d\tau,$$

где $K(t - \tau)$ - ядро последствия, учитывающее влияние напряжения в более ранний момент τ .

Например, при двухступенчатом изменении напряжений гипотеза линейного суммирования повреждений выражается так:

$$a_t = t_H/t_{H0} + t_K/t_{K0} = 1,$$

где a_t - критерий повреждаемости по напряжениям; t_H, t_K - длительность действия напряжений σ_H, σ_K на первой и второй ступенях соответственно; t_{H0}, t_{K0} - время до разрушения при напряжениях σ_H, σ_K .

Соответствие экспериментальных результатов гипотезе линейного суммирования повреждений дает вид кривых повреждаемости, характеризующих зависимость относительного изменения долговечности $(t_{K0} - t_K)/t_{K0}$ при напряжении σ_K от относительной t_H/t_{H0} длительности действия напряжения σ_H .

Совпадение результатов испытаний с линией, проходящей под углом 45° к осям координат, соответствует изменению долговечности, пропорциональному относительной длительности действия начальных напряжений σ_H , т.е. линейному накоплению повреждений.

Прохождение кривой повреждаемости выше этой линии характеризует ускоренное повреждение, а ниже - замедленное, отрицательное значение соотношения $(t_{K0} - t_K)/t_{K0}$ будет указывать на существенное упрочнение. Иллюстрацией этих процессов могут служить результаты испытания сплава, применяемого при изготовлении дисков и лопаток турбин ГТД (рис. 2.5).

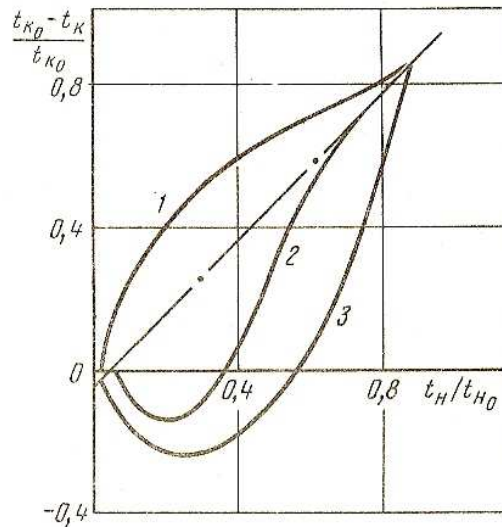


Рис. 2.5. Кривые повреждаемости жаропрочного сплава при разных схемах длительного статического нагружения.

Видно, что в поведении сплава наблюдаются отклонения от линейной гипотезы (штрихпунктирная линия). При $700\text{ }^{\circ}\text{C}$ предварительное нагружение приводит к существенному снижению долговечности, при повышении температуры σ_H в течение некоторого времени ($t_H / t_{H0} < 0,3 \dots 0,5$) вызывает увеличение долговечности. Непропорциональная наработке повреждаемость проявится в более явном виде, если σ_K будет ниже σ_H примерно на 40%.

Суммирование по деформационному критерию при линейной гипотезе имеет вид:

$$a_{\varepsilon} = \varepsilon_H / \delta_{H0} + \varepsilon_K / \delta_{K0},$$

где δ_{H0} и δ_{K0} - относительные разрушающие удлинения, получаемые при начальном σ_H и конечном σ_K напряжениях; ε_H - деформация ползучести, накапливаемая за время действия σ_H ; ε_K - относительное разрушающее удлинение, получаемое при конечном напряжении σ_K .

Результаты экспериментальной оценки выявили идентичность изменений критериев a_ε и a_t , что подтверждает ранее сделанный вывод о решающем значении накопленной пластической деформации в механизме повреждаемости конструкций от длительно приложенных нагрузок.

Мы познакомились лишь с чисто экспериментальными результатами оценки повреждаемости конструкций от длительного статического нагружения, полученными в лабораторных условиях.

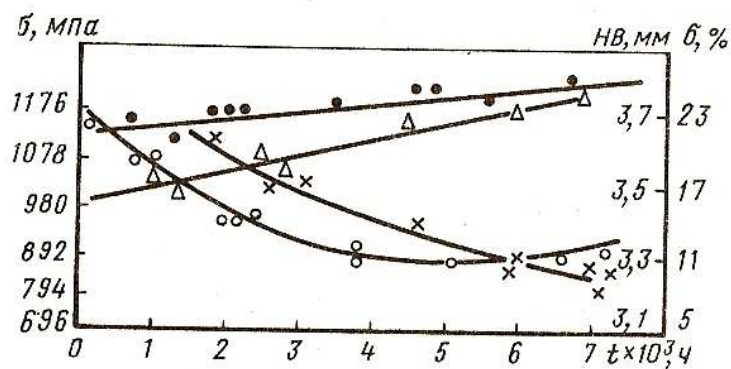


Рис. 2.6. Изменение основных характеристик жаропрочного сплава при тепловом охрупчивании [12]

Реальные условия отличаются от лабораторных наличием процессов высокотемпературного старения, дополнительно влияющих со временем на характеристики прочности и пластичности жаропрочных сплавов. Известно, например [12], что после нескольких тысяч часов работы в деформируемых жаропрочных материалах увеличивается предел кратковременной прочности σ_b , предел текучести $\sigma_{0,2}$ снижается, относительное удлинение δ , увеличивается твердость НВ (рис. 2.6). Это влияние называют "дисперсионным упрочнением"[3] или "тепловым охрупчиванием". Как правило, тепловое охрупчивание отрицательно влияет на характеристики длительной прочности сплавов.

2.2. Повреждаемость при вибрационно-циклическом нагружении

Повреждение конструкций циклическими нагрузками приводит к усталости их материала.

Усталость является сложным процессом накопления повреждений - необратимых изменений, приводящих к образованию трещин и разрушению конструкции. Возникновению магистральных усталостных трещин предшествуют микротрещины в местах концентрации дислокаций, плотность которых превышает критическую. Усталостное, прогрессирующее во времени разрушение можно описать последовательностью случайных процессов [9]:

накопления первичных повреждений (скопление дислокаций);
формирования микротрещин и слияния их в макротрещины;
распространения магистральной усталостной трещины;
статического долома.

Кинетика и механизм каждого из перечисленных процессов усталостного разрушения определяются комплексом внешних нагрузок, характером их изменения во времени и повреждаемостью самого материала.

Различают знакопеременность и повторяемость (многократность) нагружения (рис. 2.7). Большая часть авиационных конструкций работает при знакопеременном нагружении.

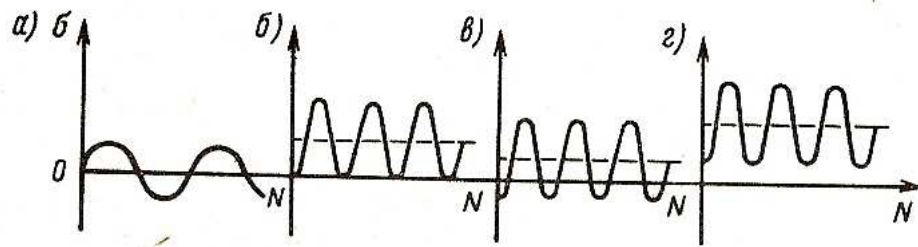


Рис. 2.7. Типичные циклы повторно-переменного нагружения: а – симметричный; б – пульсирующий; в – асимметричный знакопеременный; г – асимметричный знакпостоянный

Опасность усталостного разрушения по сравнению с длительным статическим заключается в более низком разрушающем напряжении (до половины статической прочности и ниже) и в более резком влиянии на прочность конструктивных, технологических и коррозионных факторов.

Для усталостной прочности необходима статистическая трактовка, ввиду обычно большего разброса значений долговечности в процессе экспериментального определения усталостных характеристик.

Кривые усталости, называемые также кривыми Велера, отражают зависимость усталостной долговечности от числа циклов N (рис. 2.8). Они бывают двух типов: с выраженным горизонтальным участком (кривая 1) и монотонным снижением до асимптотического приближения к оси абсцисс (кривая 2). Последнее характерно для многих сплавов и цветных металлов. Условным пределом выносливости считают наибольшее значение максимального напряжения цикла, не вызывающее разрушения практически при очень большом числе циклов (10^8 и более).

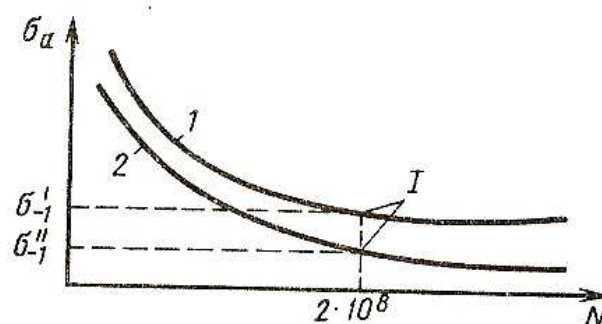


Рис. 2.8. Кривые усталости металлов: *I* – условный предел выносливости

Рабочие амплитуды повторно-переменных напряжений обычно в 2 ... 4 раза ниже условного предела выносливости, что продиктовано стремлением обеспечить надежную работу авиационных конструкций в пределах назначенного ресурса. Тем не менее, усталостные разрушения в практике эксплуатации имеют место. К типовым усталостным разрушениям относятся разрушения рабочих лопаток компрессоров и турбин, отдельных участков обшивки планера, заклепочных соединений и др. Меньшая часть этих разрушений связана с производственно-технологическими недостатками, большая - с действием повреждающих механизмов при работе.

Склонность к образованию трещин у поврежденных циклическими нагрузками элементов авиаконструкций зависит (при фиксированном уровне напряжений) от макро- и микрогеометрии поверхности, от остаточной напряженности и однородности поверхности, и от состояния макро-, микро- и субмикроструктуры материала.

Существенного влияния на макро- и микрогеометрию поверхности элементов авиаконструкций наработка оказать не может. Последние же два фактора имеют прямое отношение к интенсивности усталостной повреждаемости. Здесь серьезное влияние оказывают условия работы конструкции (многокомпонентность нагрузок, наличие кратковременных

резонансных нагрузок, температура среды), т.е. степень нестационарности нагружения.

Закономерности накопления усталостных повреждений при нестационарных нагрузках разнообразны [5].

Важное значение имеет процесс суммирования повреждений в пределах левой ветви кривой усталости. Обычно этот процесс интенсифицируется кратковременными резонансными режимами работы. Одновременно с этим непрерывно идут процессы циклического старения, интенсивность которого зависит как от типа материала, так и от условий работы. Результаты этих воздействий одинаково сказываются на структуре (соотношения упрочняющих и разупрочняющих фаз в монокристалле, с концентрацией дислокаций в месте расположения концентраторов напряжений и т.п.) При многоциклового усталости (когда элемент поработал более 10^8 циклов) разрушение происходит, как правило, по телу зерен материала, по полосам скольжения двойников, т. е. имеет **интеркристаллитный (внутризеренный)** характер.

Суммирование усталостных повреждений. Рассмотрим сначала накопление усталостных повреждений при напряжениях выше предела выносливости (кратковременные резонансные режимы работы).

Суммарная повреждаемость в этой области может быть выражена общей зависимостью [5]:

$$P_n = \sum_i^n \Delta P, \quad (2.1)$$

где ΔP - повреждение за один цикл нагружения; n - число циклов нагружения.

Предельное число циклов N , при котором происходит образование усталостной трещины и окончательное разрушение, создает предельное повреждение Π_N , которое может быть принято равным единице:

$$\Pi_N = \sum_1^N \Delta\Pi = 1 \quad (2.2)$$

Полагая, что процесс накопления усталостного повреждения непрерывный, можно выразить Π_N как некоторую функцию от n с тем, чтобы при $n = 0$, значение $\Pi_0 = 0$ и при $n \rightarrow N$ значение $\Pi_{n+N} = 1$. Форма этой функции определяет те или иные особенности накопления повреждений с увеличением числа циклов действия переменных напряжений.

Известны различные модели накопления усталостных повреждений от кратковременных резонансных нагрузок, возникающих, например, на лопатках и дисках ГТД при переходных режимах. Некоторые из них приведены в табл. 2.1. В таблице приняты следующие обозначения: m - постоянный показатель степени; N_0 - порог чувствительности по циклам, т. е. такое число циклов, меньше которого накопления усталостного повреждения практически не происходит; $K(\sigma)$, $m(\sigma)$ - коэффициенты; зависящие от уровня напряжений.

На рис. 2.9 представлены кривые усталостной повреждаемости, построенные по зависимостям, приведенным в табл. 2.1, при различных значениях m и $m(\sigma)$ и порога чувствительности по циклам N'_0 . В этих о

Таблица 2.1. Различные модели суммирования усталостных повреждений

Модель	Функция усталостного повреждения	Скорость накопления усталостного повреждения
Линейная	$\Pi_n = n/N$	$\frac{d\Pi_n}{d_n} = \frac{1}{N}$
Степенная	$\Pi_n = \left(\frac{n}{N}\right)^m$	$\frac{d\Pi_n}{d_n} = m\left(\frac{n}{N}\right)^{m-1}$
Фрейденталя	$\Pi = \left(\frac{n - N'_0}{N - N'_0}\right)^m$	$\frac{d\Pi_n}{d_n} = \frac{m}{N - N'_0} \cdot \left(\frac{n - N'_0}{N - N'_0}\right)^{m-1}$
Кортена-Долана	$\Pi = K(\sigma)n^{m(\sigma)}$	$\frac{d\Pi_n}{d_n} = K(\sigma)m(\sigma)n^{m(\sigma)-1}$

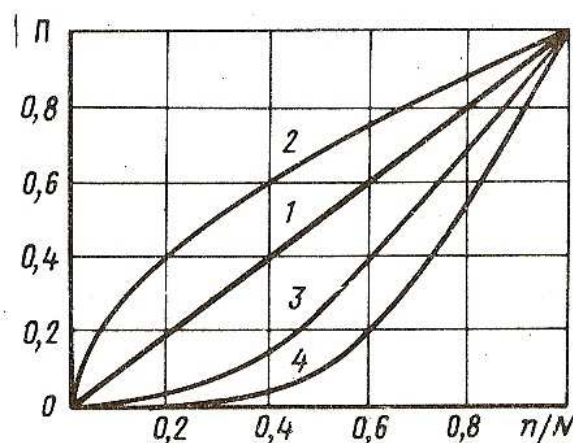


Рис. 2.9. Суммирование усталостных повреждений по различным зависимостям: 1- линейное суммирование ($m=1$); 2- степенная модель ($m=0.5$); 3- модель Фрейденталя ($m=2$); 4 – модель Кортена-Долана ($m(\sigma)=3$)

зависимостях показатель m связан со склонностью материала к концентрации напряжений. Он достигает максимальных значений у титановых сплавов (до 8 и более), а минимален - у сталей. Как видно из рис.2.9., при $m < 1$ интенсивность накопления повреждений оказывается большей в начальной стадии и постепенно снижается при увеличении отношения n/N ; при $m > 1$ наблюдается обратная картина.

Для нестационарного ступенчатого нагружения с учетом рассмотренных моделей может быть предложена следующая схема (рис. 2.10). При действии напряжения σ_1 в течение n_1 циклов накапливается усталость по линии 1-2 (доля накопленной усталости - n_1/N). Переход к напряжениям σ_2 происходит по горизонтальной линии 2-3, дальнейшее накопление повреждений происходит по линии 3-4 (с долей накопленной усталости n_2/N_2) и т. д.

Приведем некоторые количественные взаимосвязи коэффициентов (см. табл. 2.1) для реальных условий эксплуатации: постоянный показатель степени m (степенная модель и модель Фрейденделя) для дисперсионно-упрочняющихся материалов близок к 0,5, коэффициент $m(a)$ (модель Кортена-Долана) с уменьшением уровня динамических напряжений увеличивается. Увеличение амплитуды напряжений при резонансных перегрузках делает процесс накопления усталостных повреждений практически линейным.

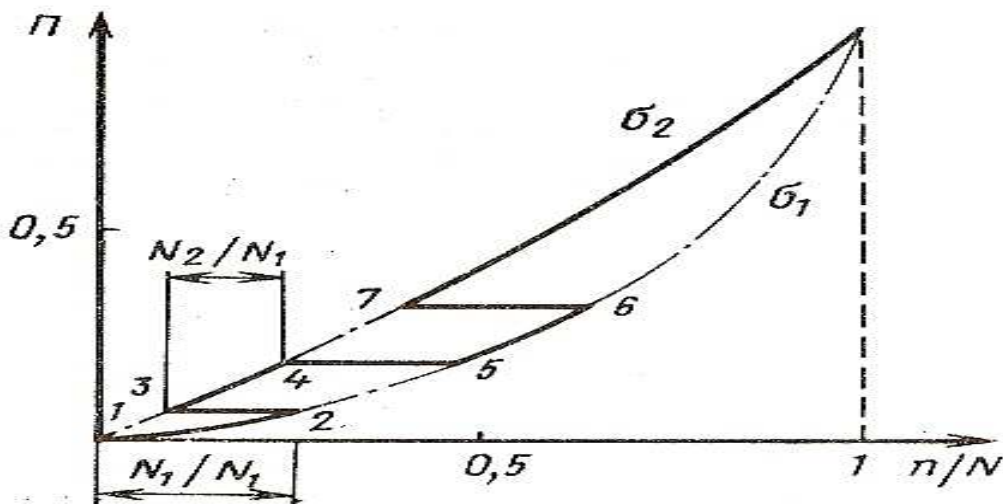


Рис. 2.10. Схема накопления усталостных повреждений при нестационарном двухступенчатом нагружении

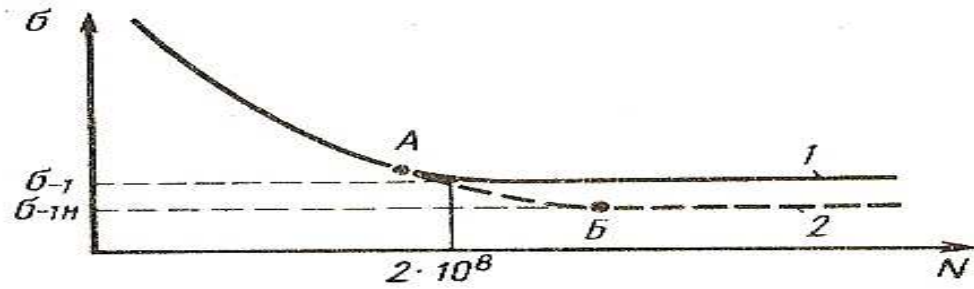


Рис. 2.11. Трансформация кривой усталости в результате накопленных повреждений от воздействия кратковременных резонансных режимов: 1 - исходная кривая; 2 - трансформированная

при изменении отношения n/N от 0 до 0,6 снижение предела выносливости составляет 10 ... 15 %,

при стремлении n/N к единице снижение предела выносливости может достигать 100%.

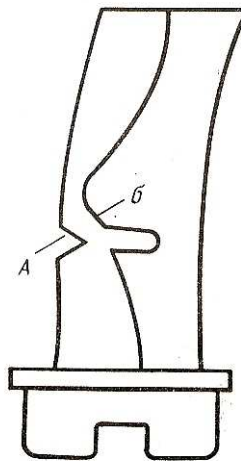


Рис. 2.12. Распределение изгибных напряжений σ на пере лопатки ГТД с забоиной А

Для реальных условий эксплуатации соотношение n/N приблизительно 0,1 ... 0,25, так, что снижение запасов по усталостной прочности от повреждения резонансными нагрузками можно ожидать не более чем на 10

%. Решающую роль на больших базах нагружения играют процессы циклического старения, влияющие на чувствительность материалов к концентрации напряжений. Практически в каждом элементе авиаконструкций можно найти конструктивные концентраторы напряжений. Это всевозможные вырезы, геометрические переходы, галтели и пр. К концентраторам напряжений относятся также повреждения, полученные в процессе эксплуатации: забоины, задиры, вмятины. На микроуровне концентраторами напряжений являются различного рода неровности, подрезы, риски, царапины.

Коэффициент концентрации напряжений - это число, показывающее, во сколько раз местные напряжения, действующие в окрестности концентратора, превышают номинальные напряжения (рис. 2.12). Коэффициент концентрации напряжений $K(\sigma)$ зависит от формы концентратора, его размеров и свойств материала. Разные материалы "чувствуют" концентраторы по-разному. Важно, что чувствительность к надрезу материала (так чаще называют склонность к образованию трещин от концентратора) с наработкой меняется.

Степень этих изменений можно оценить по соотношению предела текучести $\sigma_{0,2}$ к пределу кратковременной прочности σ_b материала ($\sigma_{0,2}/\sigma_b$) (определяется по результатам прочностных испытаний на образцах).

Из графиков рис.2.13 видно, что соотношение $\sigma_{0,2}/\sigma_b$, с увеличением числа циклов нагружения (наработки) имеет монотонную тенденцию к снижению, что влечет за собой снижение чувствительности к надрезу [17]. Такая картина наблюдается у циклически упрочняющихся сплавов при нагрузке, обычно не превышающей $0,2 \sigma_{-1}$.

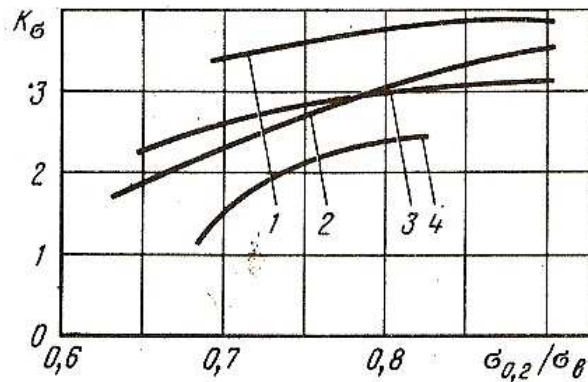


Рис. 2.13 Зависимость K_{σ} от $\sigma_{0,2}/\sigma_{в}$ для сплавов: 1 – титановых; 2 – углеродистых, 3 – алюминиевых, 4 – жаропрочных

Процесс циклического упрочнения изучен еще недостаточно. Можно отметить лишь сопровождающие его очевидные признаки: с увеличением числа циклов нагружения (наработки) постепенно растут: значение σ_{ϵ} материала, $\sigma_{0,2}$ (несколько быстрее, чем σ_{ϵ}), твердость НВ, удельная энергия деформирования W .

Процесс усталостной повреждаемости в целом поддается управлению, к управляющим факторам относят ряд конструктивных мер по увеличению поперечных сечений элементов конструкций, отстройки от резонансных частот колебаний, устранение конструктивных концентраторов напряжений. Положительно сказывается и совершенствование технологических процессов изготовления конструкции (чистота обработки, поверхностное упрочнение и пр.).

Перечисленные меры не меняют физики накопления усталостных повреждений, но способствуют продлению ресурса, что имеет важное практическое значение.

Повреждаемость конструкций при термоусталости. С увеличением ресурсов газотурбинных двигателей (ГТД) возрастает доля отказов, связанных с термоусталостным повреждением элементов горячей части

(камера сгорания, турбина, реверсивное устройство). Термоусталостные повреждения развиваются главным образом вследствие напряжений, возникающих внутри материала из-за неравномерности его прогрева на переходных режимах работы ГТД. Обычно термоусталостные повреждения отождествляют с малоцикловой усталостью при достаточно высоких уровнях напряжений [7]. Различают повреждаемость при "мягком" (рис. 2.14, а), "переходном" (рис. 2.14, б) и "жестком" (рис. 2.14, в) режимах нагружения термоциклами.

При "мягком" нагружении в упругой области постоянному размаху напряжений $\Delta\sigma$ соответствует постоянный размах деформации $\Delta\xi$, в случае пластического деформирования (при $\Delta\sigma = \text{const}$) размах деформации $\Delta\xi$ от цикла к циклу изменяется.

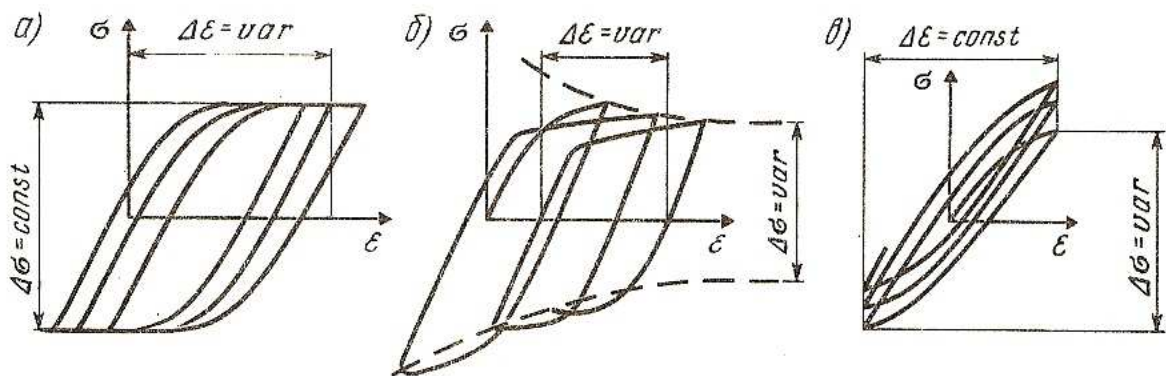


Рис. 2.14. Схемы режимов нагружения термоциклами

"Переходное" нагружение имеет место в зоне расположения отверстий, галтелей, где возможно упругопластическое деформирование. В этом случае размахи $\Delta\sigma$ и $\Delta\xi$ не остаются постоянными вследствие процессов упрочнения или разупрочнения. "Жесткое" нагружение возможно, например, в охлаждаемых лопатках турбин: при постоянном размахе внешних сил внутренние штырьки, расположенные в охлаждающей полости лопатки,

подвергаются циклической деформации постоянного значения $\Delta\xi$, определяемой жесткостью оболочки лопатки. Напряжения здесь могут возрастать от цикла к циклу в упрочняющемся материале, уменьшаться или стабилизироваться в материалах, где эффект упрочнения не наблюдается.

В реальных условиях работы имеет место комбинированный вариант термоциклического нагружения. Многолетний опыт эксплуатации свидетельствует о межкристаллитном характере возникающих трещин, что говорит о превалировании "жесткого" нагружения. Немалую роль при термоциклическом повреждении играет и статическая подгрузка, действующая одновременно с температурой.

Существует ряд эмпирических зависимостей, определяющих изменение несущей способности материала, работающего в режиме "нагрев-охлаждение". Наибольшее распространение получили зависимости Ленджера и Мэнсона-Коффина соответственно:

$$\Delta\varepsilon_{l+p} = 0.5[\ln 1/(1-\psi)] N^{-0.5} + 2\sigma_{-1}/E,$$

$$\Delta\varepsilon_p N^{0.5} = 0.5 [\ln 1/(1-\psi)],$$

где $\Delta\varepsilon_{l+p}$ - размах суммарных упругопластических деформаций; $\Delta\varepsilon_p$ - размах пластических деформаций; E - модуль упругости; ψ - пластичность при статическом разрыве; N - число циклов до разрушения; σ_{-1} - предел усталости на базе 10^8 циклов.

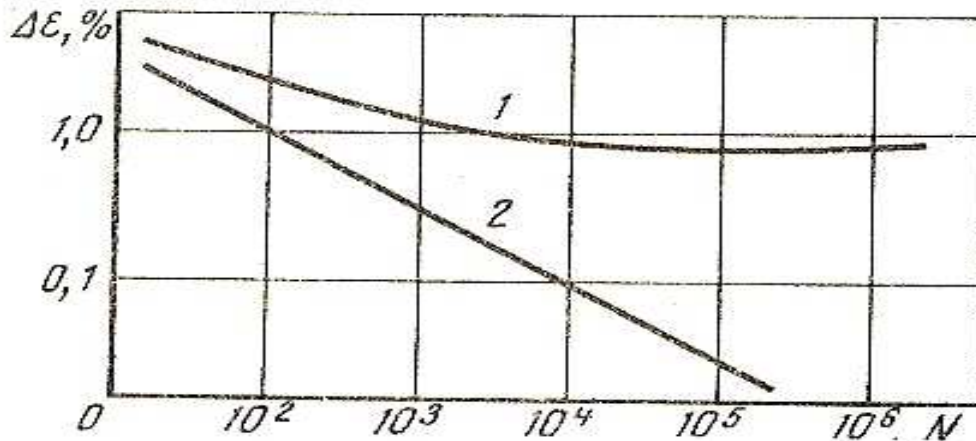


Рис. 2.15. Кривые термоциклической повреждаемости[7]: 1 – по Ленджеру; 2 – по Мэнсону-Коффину

Как видно из рис. 2.15, термоусталость в чистом виде может подчиняться линейному закону (2). В сочетании же со статической подгрузкой доли статического и циклического повреждений рассматриваются в нелинейной связи:

$$a_t^\alpha + a_N^\beta = 1,$$

где α , β - коэффициенты, зависящие от типа материала и имеющие значения 0,15 ... 1.

В этом случае термоциклическая повреждаемость может выглядеть так, как это показано на рис. 2.15. В табл. 2.2 приведены некоторые значения коэффициентов α , β для различных марок жаропрочных сплавов и разных температур. Видно, что линейно повреждается лишь сплав ВЖ-98, остальные сплавы не подчиняются линейному закону суммирования термоусталостных повреждений, а более склонны к гиперболическому закону.

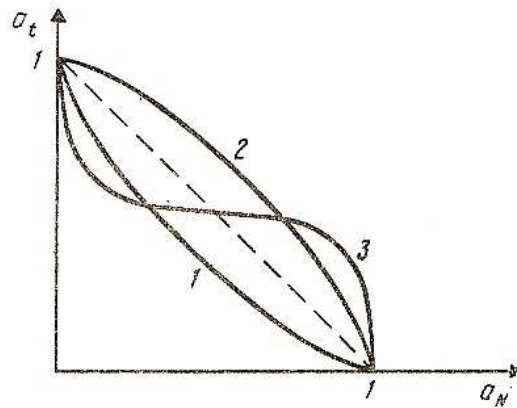


Рис. 2.16. Кривые повреждаемости от термоциклов[7]:
 1 – гиперболическая; 2 – эллиптическая; 3- комбинированная

В реальных условиях работы термоусталостная повреждаемость проявляется, как правило, в виде сетки мелких поверхностных растрескиваний. Обычно эти растрескивания сосредотачиваются в зонах расположения конструктивных концентраторов напряжений, что повышает вероятность развития трещин механической усталости.

Можно ли управлять термоциклической повреждаемостью? Теоретически можно путем уменьшения числа конструктивных концентраторов напряжений, повышения жаропрочности и уменьшения коэффициента линейного расширения материала.

Таблица 2.2. Значения коэффициентов α и β в уравнении термоциклической повреждаемости жаропрочных сплавов

сплав	t, °C	α	β
ЖС -6К	900	1	1/3
ВЖ – 98	950	1	1
ХН62МВКЮ	800...950	1/5	1/4
Х77ТЮР	850	1/3	1/3
ХН70МВТЮ	950	1/4	1/3

Однако ни одна из перечисленных мер не относится к области эксплуатации, поэтому на практике проявление термоусталостных повреждений на элементах авиационных конструкций рассматривают как признак исчерпания ресурса и необходимости принятия срочных решений [1].

На ГТД обычно ограничивают число запусков, а также продолжительность работы на взлетном режиме. Эти режимы являются наиболее повреждающими. Установлено [12], например, что по отношению к лопаткам турбин один запуск эквивалентен по повреждаемости 43 мин. работы двигателя на номинальном режиме.

2.3. Повреждаемость при изнашивании

Для авиационных конструкций принципиальное значение имеют три вида изнашивания: при трении скольжения, качения и газообразное изнашивание.

В условиях трения скольжения работают многочисленные шлицевые и шарнирные соединения самолетных трансмиссий, а также плунжерные пары агрегатов; в условиях трения качения - подшипники роторов и зубчатые передачи. Газообразное изнашивание присуще лопаточным венцам проточной части авиадвигателей.

Главной особенностью изнашивания при трении скольжения является непостоянство скорости изнашивания с наработкой. Таким образом, речь идет о нелинейной повреждаемости при этом виде изнашивания.

В [8] предлагается обобщенная модель накопления продуктов износа при трении скольжения в виде экспоненциальной функции вида:

$$\bar{\delta} = (\delta_i + h)10^{\frac{t_i - t_{i-1}}{A}} - h$$

Здесь коэффициент A , измеряемый в единицах наработки (часы, посадки, циклы), определяет форму случайной кривой износа:

$$A = (t_i - t_{i-1}) / \lg(\sigma_i / \sigma_{i-1}),$$

где t_i, t_{i-1} - соответственно текущий и предыдущий моменты наработок; σ_i, σ_{i-1} - средние квадратические отклонения соответственно для t_i и t_{i-1}

Коэффициент h выражается в единицах износа (например, зазор в трущейся паре). Он определяет положение кривой износа относительно начала координат:

$$h = \frac{\delta_i - \delta_{i-1}(\sigma_i / \sigma_{i-1} - 1)}{\sigma_i / \sigma_{i-1} - 1}.$$

Скорость процесса изнашивания определяют путем дифференцирования исходного уравнения:

$$v = \frac{d\delta}{dt} = \frac{\delta_i + h}{A \lg e} - 10^{\frac{t_i - t_{i-1}}{A}}.$$

Приведенные уравнения дают возможность на основе статистического исследования эксплуатационных износов конкретных элементов конструкций, имеющих наработку t_i, t_{i-1} найти конкретное уравнение, описывающее повреждаемость при изнашивании в данных условиях.

На рис. 2.17 приведена функция, описывающая накопление износовой повреждаемости буксы амортизационных стоек шасси самолета [8].

Экспоненциальная модель суммирования износных повреждений подтверждена довольно большим экспериментальным материалом и в настоящее время наиболее приемлема. Главной особенностью этой модели является то, что при прогнозировании предельных износных повреждений соответствующие им сроки службы будут существенно короче, чем при использовании линейной модели.

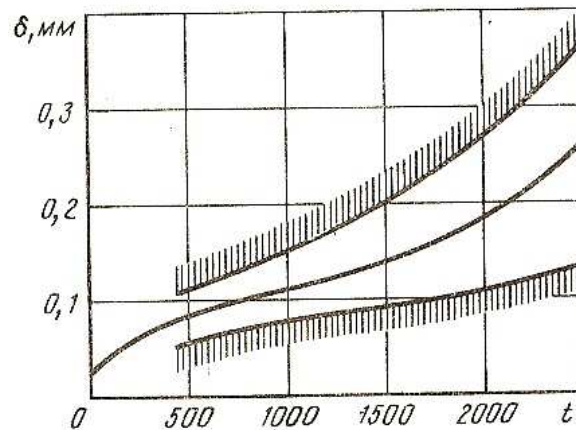


Рис. 2.17. Кривая накопления износа буксы амортизационной стойки шасси (t – число посадок)

Отметим, что изнашивание при трении скольжения нельзя отнести к структурно-чувствительным процессам, как это было, в случаях с длительным и повторно-переменным нагружениями. Решающим фактором здесь является среда; в которой идет процесс трения скольжения (наличие, качество и достаточность смазки).

Долговечность деталей шарнирных соединений (например, шасси самолетов) может быть пониженной из-за явлений схватывания материала трущихся пар.

Особенность изнашивания плунжерных пар - малая интенсивность изнашивания в предразрушающей стадии. Здесь допустимые предельные износы также весьма малы. Это объясняется тем, что, например, в гид-

равлических насосах увеличение зазора в плунжерных парах на 2 ... 3 мкм существенно сказывается на подаче насосов. Тут, как показали исследования, многое зависит от точности исходных геометрических размеров поршней и цилиндров. Интенсивный износ начинается там, где удельные нагрузки выше расчетных и способны продавить смазывающую среду.

Шлицевые соединения изнашиваются довольно быстро, если есть несоосность между шлицевым ведущим валом и ведомой шестерней привода агрегата или узла. Противоизносные покрытия (омеднение, серебрение и т. п.) при несоосности сопрягаемых деталей, превышающей 100, становятся практически неэффективными.

2.3.1.Изнашивание при трении качения.

Работающие при трении качения элементы конструкций (тела качения в подшипниках, боковые поверхности зубчатых колес) испытывают высокие контактные напряжения. Они, как правило, изготавливаются из высокотвердых марок стали, проходят сплошную термомеханическую обработку.

К износной повреждаемости при трении качения в подшипниках приводят микродеформации, провоцирующие т.н. **проскальзывание тел качения** относительно наружной или внутренней обойм. Происходит продавливание смазки и образование пятен т.н. окислительного износа

В последующем в этих местах может иметь место усталостное или контактное выкрашивание материала (питтинг), изнашивание схватыванием, абразивное изнашивание. Усталостное выкрашивание является основным видом разрушения поверхностей тел качения и беговых дорожек подшипников турбокомпрессоров ГТД.

Абразивное изнашивание характерно для трансмиссионных

подшипников вертолетных конструкций, часто работающих в условиях повышенной запыленности. У этих подшипников за счет присутствия абразивной среды происходит ускоренное увеличение радиальных зазоров между телами качения и беговыми дорожками. Повышенные зазоры создают благоприятные условия для проскальзывания тел качения и дальнейшей повреждаемости подшипников вплоть до их отказа.

Некоторыми характерными особенностями обладает процесс изнашивания зубчатых соединений. Выкрашивание материала при контактом изнашивании начинается с образования на рабочей поверхности зубьев в зоне контакта с зубьями парного колеса небольшой трещины. При повторных нагружениях эта трещина растет под углом к поверхности вглубь, а затем меняет направление и выходит вновь на поверхность зуба, образуя раковину (рис. 2.18).

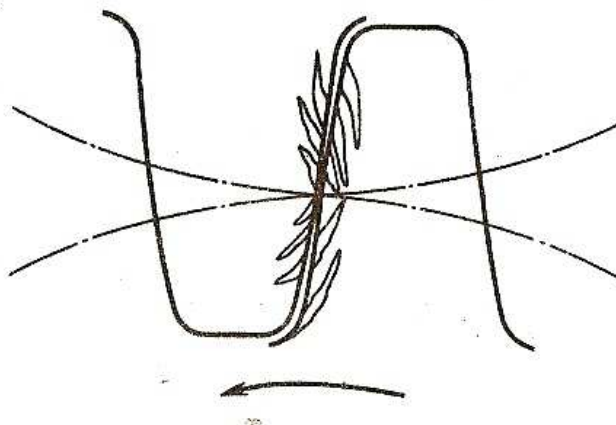


Рис. 2.18 Схема контактного выкрашивания при работе зубчатых соединений

Прогрессирующее выкрашивание наблюдается на тех зубчатых колесах, у которых начальные контактные нагрузки неравномерно распределены по длине зуба (например, вследствие перекоса в зацеплении).

2.3.2. Повреждаемость при газоабразивном изнашивании.

Ряд деталей авиационных конструкций (например, лопасти несущих винтов вертолетов, обтекатели, детали входных устройств и проточной части ГТД) изнашивается под ударным воздействием твердых абразивных частиц, содержащихся в набегающем потоке воздуха[1]. Такой вид изнашивания называется газоабразивным.

Чаще всего газоабразивное изнашивание наблюдается на профильной части лопаток ГТД. Изнашиваясь по профилю, лопатка утончается, ее задняя кромка становится тонкой и острой, как бритва. Все это может привести к помпажу двигателя или к обрывам лопаток при работе.

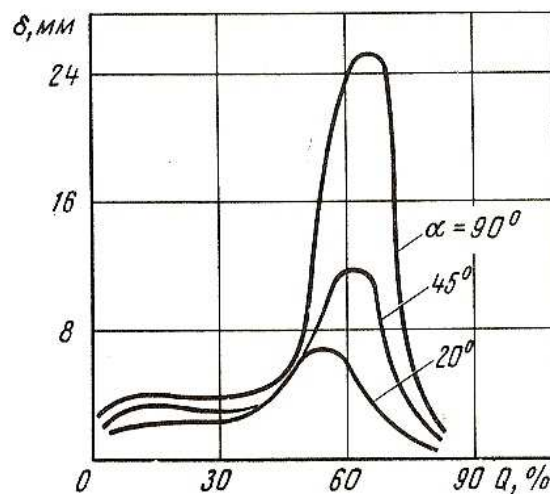


Рис. 2.19 Закономерности абразивного изнашивания

Установлено, что основным параметром, определяющим интенсивность газоабразивного изнашивания, является угол падения абразивной частицы на поверхность. Наиболее интенсивное изнашивание хрупких металлов под действием потока абразивных частиц наблюдается тогда, когда удары их направлены перпендикулярно поверхности. Для пластических же металлов наиболее повреждающими являются частицы, падающие на

поверхность под острыми углами.

На рис. 2.19 представлена зависимость объемного износа сплавов меди, содержащих различное ее количество для трех углов падения абразивных частиц. Видно, что более твердые сплавы, содержащие более 40 % меди, изнашиваются значительно интенсивнее при перпендикулярном по отношению к поверхности падении абразивных частиц.

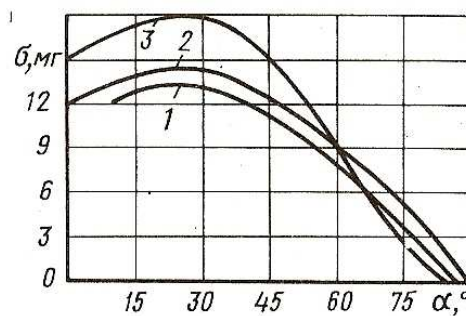


Рис. 2.20 Закономерности абразивного изнашивания алюминиевых лопаток

Влияние угла падения абразивных частиц на износ относительно мягких алюминиевых сплавов, широко применяемых в авиастроении, хорошо видно из рис. 2.20. При прямом ударе абразивных частиц наблюдается усталостное разрушение материала, а при косом ударе - срез, сходный с процессом царапания. В реальных условиях эксплуатации соударение частиц с поверхностью детали в разных точках происходит под разными углами. Вследствие этого на одной и той же детали можно наблюдать разрушения различного характера - от усталостного до абразивного среза.

Сильно влияют на интенсивность абразивного изнашивания скорость абразивной частицы в момент соударения с поверхностью и твердость самой частицы. Первый фактор связан с износом линейно, второй - также линейно, но в пределах значения твердости частиц до $HV = 5880$ МПа.

2.4. Повреждаемость от воздействия окружающей среды

За исключением разрушений, происходящих при высокотемпературном окислении, коррозия металлов, находящихся в контакте с жидкими средами, является электрохимическим процессом. В этом процессе участвуют:

анод - участок, на котором происходит потеря (растворение) металла;

катод - участок, на котором металл не разъедается;

электролит - среда, в которой развивается процесс.

На анодных участках корродирующий металл переходит в раствор электролита в виде положительно заряженных ионов (рис. 2.21). Освобождающиеся при этом электроны переходят от анодных участков к катодным, т. е. возникает коррозионный ток.

В реальных условиях обычно коррозионные гальванические элементы располагаются в различных точках поверхности одной и той же металлической детали (рис. 2.22). Такая картина может возникнуть, например,

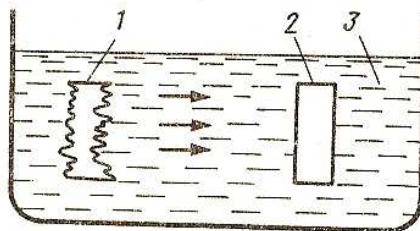


Рис. 2.21 Схема коррозионной повреждаемости

в панели обшивки фюзеляжа вследствие неоднородности состава металла, микронесплошностей в защитных покрытиях, а также при различной степени аэрации электролита по причине конденсации или адсорбции. Скорость коррозии зависит от электропроводной среды (она

минимальна, например, в дистиллированной воде).

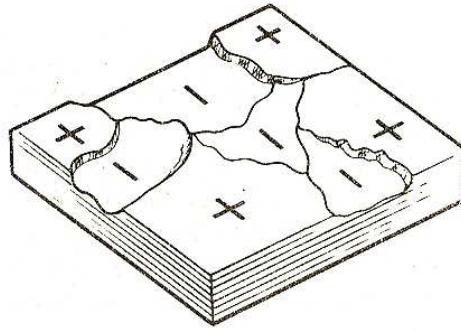


Рис. 2.22 Коррозионная повреждаемость самолетной обшивки

В процессе коррозии происходит окисление металла с образованием окислов (рис. 2.23). Коррозионная стойкость зависит от значения электродного потенциала и физических свойств пленки на поверхности металла. Металлы с большим отрицательным электродным потенциалом корродируют довольно быстро, тогда как металлы с большим положительным электродным потенциалом отличаются высокой коррозионной стойкостью.

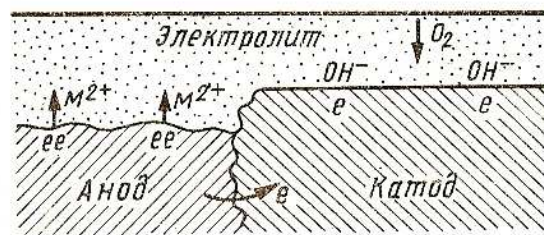


Рис. 2.23 Схема коррозионной повреждаемости сопряженных металлов

Приведем электрохимический (гальванический) ряд металлов и сплавов, расположенных в порядке возрастания электродного потенциала:

магний, цинк, алюминий, кадмий - большой отрицательный потенциал;
дуралюмин, малоуглеродистая сталь, чугун, нержавеющая сталь, свинец,

олово, никель, латунь, медь, бронза - нейтральный; серебро, титан, золото и платина - положительный потенциал.

Ржавление железа - это его окисление с образованием оксидных производных - FeO , Fe_2O_3 , Fe_3O_4 . Процесс ржавления начинается с того, что один или несколько электронов отрываются от атомов металла и устремляются по направлению к электролиту. Движущая сила этого процесса - разность потенциалов. Отрыв электронов происходит легче всего в местах нарушения сплошности защитного покрытия. Однако возможна также миграция отдельных электронов сквозь покрытие. При выходе на поверхность электроны реагируют с водой и кислородом с образованием гидроксильных ионов. На следующей стадии происходит замыкание электрической цепи в среде электролита, в результате чего на поверхности конструкции образуется ржавчина. Этот процесс многократно повторяется вплоть до образования сквозных язвин.

По условиям протекания и по характеру повреждения конструкций можно выделить следующие типы коррозии металлов [6]:

гальваническая (контактная) коррозия происходит при контакте двух или более металлов с различными электродными потенциалами;

питтинговая коррозия - местное разрушение металла на небольшую глубину;

межкристаллитная коррозия формируется по границам¹ зерен и сопровождается снижением механической прочности металла;

коррозия под напряжением - разрушение металлов при одновременном действии среды и растягивающих нагрузок (под действием сжимающих нагрузок не наблюдается);

фреттинг-коррозия (схватывание в условиях микроперемещений) возникает

при постоянном или периодическом трении двух контактирующих металлических поверхностей;

оспенная коррозия характеризуется образованием на металлической поверхности коррозионных язвин, наблюдается в специфических условиях работы;

щелевая коррозия - ржавление по стыку в месте расположения щели.

Проследим условия возникновения разности электродных потенциалов в стальных конструкциях, приводящих к образованию ржавчины (рис. 2.24) .

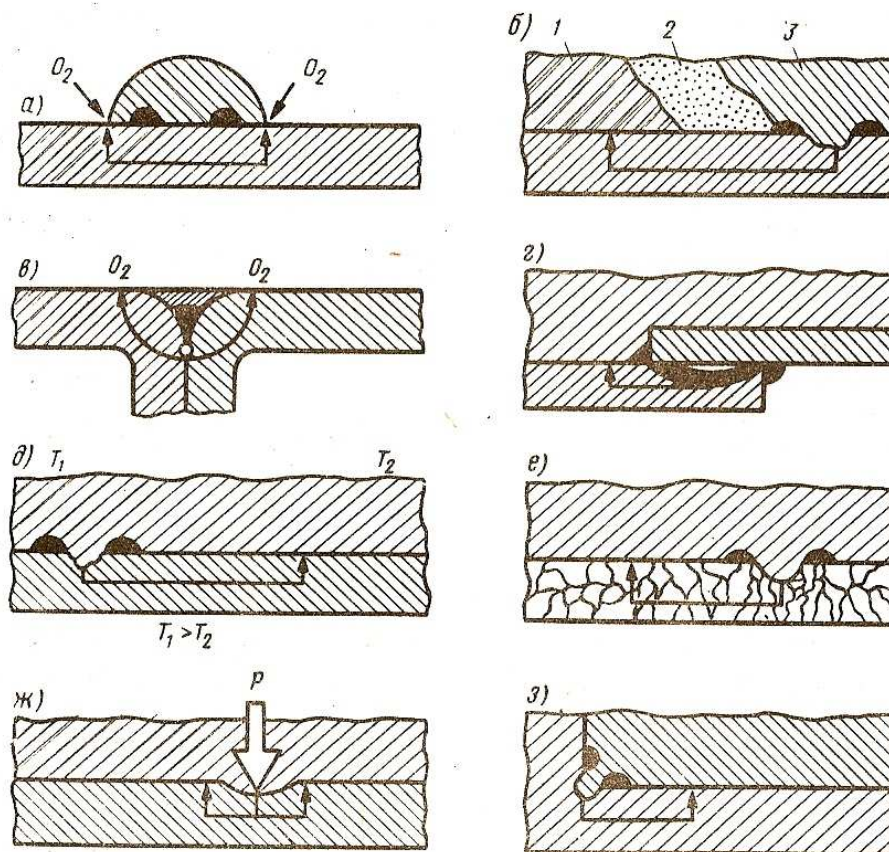


Рис. 2.24 Виды коррозии

Одной из основных причин возникновения разности потенциалов

служит наличие на поверхности металлов участков с различным допуском кислорода (рис. 2.24, *a*). Здесь коррозия начинается на поверхности, к которой доступ кислорода ограничен (например, в центре капли воды). Катодные участки располагаются на периферии наплыва, где доступ кислорода к поверхности облегчен.

Ржавление из-за неоднородности состава электролита также относится к одному из самых распространенных на практике случаев (рис. 2.24, *б*). Типичными примерами здесь могут служить участки обшивки планера, на которых накапливаются комки грязи с различным содержанием воды и солей.

Причиной щелевой коррозии часто является повышенное содержание кислорода в электролите, находящемся на поверхности конструкции, и пониженное - в электролите, накапливаемом в вершине щели (рис. 2.24, *в*). Реже возникает щелевая коррозия в хорошо загерметизированных соединениях (рис. 2.24, *г*). Электролит может просачиваться в соединение благодаря неровностям, имеющимся на двух контактирующих металлических поверхностях.

Перепады температуры, неравномерная освещенность и даже перемешивание электролита могут приводить к разности потенциалов, достаточной для начала процесса ржавления (рис. 2.24, *д*). Одной из причин ржавления стали может являться неоднородность ее структуры (рис. 2.24, *е*). Зерна в стали, как уже говорилось, состоят из различных кристаллических образований, между ними может возникнуть разность потенциалов.

Напряженное состояние также оказывает существенное влияние на коррозионные процессы. Так, высокие локальные нагрузки могут вызвать резкое изменение электрического потенциала (рис. 2.24, *ж*). Обычно точка

приложения механической нагрузки является анодом коррозионного гальванического элемента.

Аналогично действию внешних нагрузок на процесс коррозии могут оказывать влияние локальные остаточные напряжения (рис. 2.24, з), которые возникают в стальных штампованных или гнутых конструкциях.

2.4.1. Особенности коррозионной повреждаемости авиационных конструкций.

На авиационные конструкции в процессе их эксплуатации действуют наружные температуры от -50 до $+60$ °С. Отдельные элементы авиационных конструкций, например, воздухозаборники двигателей, обшивки мотогондол, гидравлические системы в условиях полета нагреваются до 100 °С и выше. Высокая влажность воздуха приводит к образованию более 10 л водного конденсата на поверхности самолета в течение каждого его полета. Кроме того, на конструкцию воздействует влага, вытекающая из стоков кухни и туалетов.

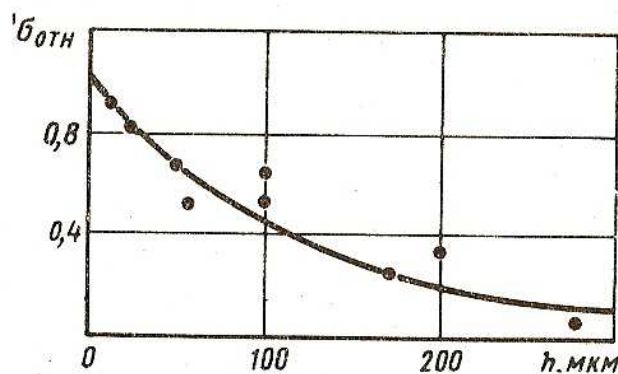


Рис. 2.25 Влияние коррозионных повреждений на усталостную прочность конструкций.

Эксплуатационные факторы в сочетании с множеством деталей, выполненных из различных металлических материалов, весьма способствуют

быстрому развитию коррозионных процессов [1]. Наиболее сильно эти процессы отражаются на усталостных характеристиках материалов конструкций. Предел выносливости деталей, пораженных коррозией, как правило, резко снижается (рис. 2.25) [12]. Коррозионные повреждения глубиной 50 мкм приводят к снижению выносливости на 40 ... 30%, а глубиной 100 мкм - на 50 % и более. При глубине повреждения 250 мкм предел выносливости материала составляет 25 % от исходного значения.

Из всех видов коррозии наиболее существенное влияние на характеристики усталости элементов авиационных конструкций оказывает т.н. **фреттинг-коррозия** (рис. 2.26). Этот вид коррозии проявляется в малоподвижных соединениях. К ним относятся участки прессовой посадки валов, соединения лопаток компрессоров и турбин с дисками, заклепочные соединения и т. д. При работе этих соединений в условиях циклических нагрузок в зонах контакта сопряженных деталей возникают относительные микроперемещения, вызывающие фреттинг-коррозию.

Внешним признаком фреттинг-коррозии является выделение из зоны контакта продуктов окисления, образовавшихся в результате микросхватывания материалов контактирующих пар. На поверхности образуются каверны, которые могут быть очагами последующих усталостных разрушений. Характерно, что трещины при этом образуются в местах, не связанных с конструктивными концентрациями напряжений. Типичное разрушение от фреттинг-коррозии схематически представлено на рис. 2.26. Обычно причинами возникновения фреттинг-коррозии являются производственно-технологические факторы, связанные с микронеровностями контактирующих поверхностей, способствующими локальному повышению удельных контактных напряжений.

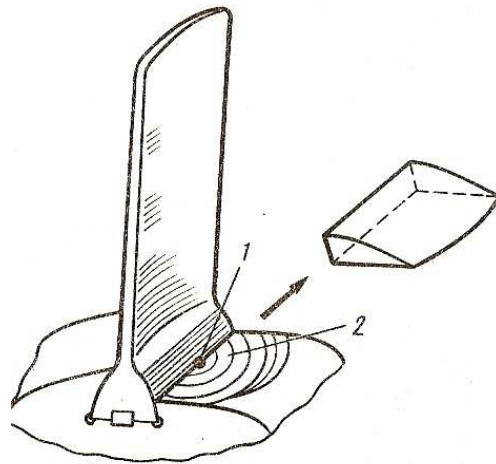


Рис. 2.26. Схема усталостного разрушения диска компрессора ГТД от фреттинг-коррозии: 1- очаг фреттинг-коррозии; 2- зона развития трещины усталости

К зонам, наиболее подверженным гальваническим коррозионным повреждениям, относятся ниши шасси, нижние поверхности фюзеляжа, стыки крыла с центропланом или фюзеляжем, обшивка щитков в зоне мотогондол, места установки аккумуляторных батарей, а также туалетные комнаты и кухни.

На деталях из алюминиевых сплавов коррозия имеет вид белого порошкообразного металла, а при интенсивном повреждении в металле появляются раковины, заполненные микозернистым порошком белого или серого цвета.

На деталях с никелевыми покрытиями и из никелевых сплавов повреждения от коррозии проявляются в виде отдельных или сплошных участков зеленого цвета.

Кадмиевые покрытия корродируют в виде пятен или точек от серого до черного цвета, а на оцинкованных деталях продукты коррозии имеют серый или белый цвет.

На деталях, имеющих лакокрасочные покрытия, коррозия проявляется в виде вздутий, шелушения лакокрасочной пленки и наличия в этих местах следов ржавления, характерных для данного металла.

Основные выводы

1. В упругонапряженных элементах авиаконструкций непрерывно протекают процессы пластического деформирования (накопления остаточной деформации), которые могут характеризовать степень выработки ресурса.

2. Повреждаемость материалов конструкций от длительно приложенных нагрузок относится к категории структурно-чувствительных процессов; в области высоких напряжений и температур решающим является состояние микроструктуры, в области малых нагрузок - состояние субмикроструктуры.

3. Интегральной характеристикой, определяющей предельную длительную повреждаемость материалов конструкций, является величина накопленной остаточной деформации.

4. В подавляющем большинстве случаев длительная повреждаемость подчиняется закону нелинейного суммирования повреждений, что свидетельствует о непропорциональности наработки конструкций в условиях длительного статического нагружения и их несущей способности.

5. В процессе повторно-переменного нагружения общее повреждение конструкции происходит вследствие совместного воздействия двух независимо протекающих процессов: воздействие кратковременных резонансных нагрузок и циклического старения.

6. Повреждаемость конструкций кратковременными резонансными нагрузками в общем случае не пропорциональна увеличению наработки и обусловлена типом материала и нестационарностью нагружения.

7. Степень повреждаемости материалов при циклическом старении определяется в основном соотношением $\sigma_{0,2} / \sigma_B$. При невысоком уровне циклических напряжений возможна "тренировка" материала, благоприятно сказывающаяся на выносливости элементов конструкции.

8. Повреждаемость термоциклическими нагрузками при фиксированном размахе напряжений зависит от статической подгрузки при работе и в общем случае также не пропорциональна увеличению наработки. В отличие от механической повреждаемость термоциклами трудно поддается управлению, а появление на элементах конструкции термоусталостных растрескиваний свидетельствует о необходимости ограничения ресурса конструкции.

9. Авиационные конструкции, работающие в условиях трения, повреждаются при скольжении, качении и при воздействии абразива. Обобщенная модель повреждаемости при указанных видах изнашивания представляет собой экспоненциальную случайную функцию, строящуюся по накопленным статистическим данным об износе на различных этапах наработки.

10. Повреждаемость при изнашивании не является структурно-чувствительным процессом и связана с условиями нагружения, а также с наличием, качеством и достаточностью смазки.

11. Любой вид коррозии обусловлен электрохимическими процессами, основанными на протекании коррозионного тока в присутствии кислорода.

12. Виды коррозии, которым могут подвергаться авиационные конструкции, многообразны. Возникновение того или иного вида коррозионного повреждения зависит от условий работы и типа материала конструкции.

13. Коррозия весьма существенно влияет на характеристики выносливости материалов (особенно фреттинг-коррозия), что требует периодического контроля степени коррозионной повреждаемости элементов авиационных конструкций, работающих при циклическом нагружении.

14. Разные группы металлов имеют свои специфические виды продуктов коррозионного повреждения, отличающиеся друг от друга внешним видом и химическим составом.

Список литературы

1. Сиротин Н.Н. Конструкция и эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей. Учебник. М.:РИА «ИМ-ИНФОРМ», 2002. 439 с.
2. Волькенштейн М. В. Энтропия и информация. М.: Наука, 1986. 211 с.
3. Дасковский И.М., Лыс В.Ф., Устинщиков Ю.И.//Проблемы прочности. 1987. №10. С. 26-34.
4. Диагностика авиационных деталей /Под ред. Б. Н. Лозовского. М.: Машиностроение, 1988. 280 с.
5. Иванова В. С., Терентьев В. Ф. Природа усталости металлов. М.: Наука, 1989. 301 с.
6. Коллакот Р. Диагностика повреждений. М.: Мир, 1989.516 с.
7. Конструкционная прочность материалов и деталей ГТД // Труды ЦИАМ. М.: 1989. W 835. 521 с.
8. Крылов К. А., Хаймзон М. Е. Долговечность узлов трения самолетов. М.: Транспорт, 1976. 183 с.
9. Лейкин А. С. Напряженность и выносливость деталей сложной конфигурации. М.: Машиностроение, 1986. 169 с.
10. Нотт Дж. Ф. Основы механики разрушения. М.: Металлургия. 1987. 217 с.
11. Партон В. З. Механика разрушения. От теории к практике. М,: Наука, 1998. 239 с.
12. Пивоваров В. А. Эксплуатационная повреждаемость турбин авиационных силовых установок. М.: Транспорт, 1977. 120 "
13. Работнов Ю. Н. Ползучесть элементов конструкций. М.: Наука. 1986. 261с.
14. . Техническая диагностика гидравлических приводов /Под ред. Т.М. Башты. М.: Машиностроение, 1989. 262 с.
15. Техническая эксплуатация летательных аппаратов /Под ред. Н. Н. Смирнова. М.: Транспорт, 1990. 423 с.

16. Устинщиков Ю. И., Пивоваров В. А., Рац А. В. Упрочнение и разупрочнение сплава ВД-17 при циклическом нагружении //Известия академии наук. Металлы. 1997. № 1. С. 165-170.
17. Гишваров А.С. Анализ эксплуатационных разрушений летательных аппаратов и двигателей. Уч. пособие , Уфа, УГАТУ , 2003. 289 с.
18. Фридман Я. Б. Механические свойства металлов. М.: Машиностроение, 1974. 786 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
Глава 1. Физические основы надежности металлических материалов.....	6
1.1. Оценка работавших металлов по их механическим характе - ридикам	6
1.2. Природа изменения физико-механических характеристик металлов под нагрузкой	10
1.3. Появление и развитие трещин при работе металлических конструкций	14
Глава 2. Повреждаемость авиационных конструкций при воздействии рабочих нагрузок	30
2.1. Повреждаемость от длительно приложенных нагрузок	30
2.2. Повреждаемость при вибрационно-циклическом нагружении ...	40
2.3. Повреждаемость при изнашивании	54
2.4. Повреждаемость от воздействия окружающей среды	61
Список литературы	72