



FACULDADES
DOM BOSCO

**RHAYANE GABRIELY MARTINS SILVA
THAIS ALEXANDRA CORRÊA SILVA**

Estudo de caso de falhas causadas por fadiga em acidentes aéreos

Resende - RJ
2022

**ASSOCIAÇÃO EDUCACIONAL DOM BOSCO
FACULDADE DE ENGENHARIA DE RESENDE**

**Rhayane Gabriely Martins Silva
Thais Alexandra Corrêa Silva**

Estudo de caso de falhas causadas por fadiga em acidentes aéreos

Trabalho de Graduação apresentado à
Associação Educacional Dom Bosco,
Faculdade de Engenharia de Resende, Curso de
Engenharia Mecânica, como requisito parcial
para obtenção do diploma de Bacharel em
Engenharia Mecânica

Resende - RJ
2022

Catálogo na fonte
Biblioteca Central da Associação Educacional Dom Bosco – Resende-RJ

S586 Silva, Rhayane Gabriely Martins
Estudo de caso de falhas causadas por fadiga em acidentes aéreos /
Rhayane Gabriely Martins Silva; Thais Alexandra Corrêa Silva - 2022.
27f.

Orientador: Heloíza Alves Gomes Machado
Trabalho de conclusão de curso apresentado como requisito parcial à
finalização do curso de Engenharia Mecânica da Faculdade de
Engenharia de Resende da Associação Educacional Dom Bosco.

1. Engenharia. 2. Fadiga mecânica. 3. Acidentes aéreos. I. Silva, Thais
Alexandra Corrêa. II. Machado, Heloíza Alves Gomes. III. Faculdade de
Engenharia de Resende. IV. Associação Educacional Dom Bosco. V.
Título.

531.453(043)

Bibliotecária Márcia Saraiva Carvalho Tonelotto - CRB7/5678



FACULDADES
DOM BOSCO

**RHAYANE GABRIELY MARTINS SILVA
THAIS ALEXANDRA CORRÊA SILVA**

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
ENGENHARIA MECÂNICA

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA

BANCA EXAMINADORA:

Prof. MSc. Heloiza Alves Gomes Machado
Orientadora

Prof. MSc. Diniz Felix dos Santos Filho
Membro da Banca

Prof. Especialista Diego da Silva Carvalho
Membro da Banca

Novembro, 2022

AGRADECIMENTOS

Agradecemos primeiramente a Deus, pois sem ele não chegaríamos até aqui. A nossa família e amigos por todo apoio e incentivo durante essa trajetória.

As nossas mães Ana Cláudia e Marcela que foram pilares essenciais para que pudéssemos concluir essa etapa de nossas vidas, que mesmo em meio a dificuldades sempre estiveram ao nosso lado sempre nos impulsionando e motivando.

A nossa orientadora, Heloiza Alves Gomes Machado que desde o primeiro momento nos guiou em cada etapa e foi muito importante para a conclusão do nosso estudo.

Aos nossos professores que nos auxiliaram em nossa caminhada, os quais compartilharam conosco seus conhecimentos e experiências.

Aos funcionários da Faculdades Dom Bosco e a instituição pela dedicação e todo suporte para a realização das pesquisas.

RESUMO

A fadiga mecânica é um fenômeno indesejado na engenharia de projetos que representa grande parte das falhas em componentes metálicos, sendo causada por oscilações de tensões ou deformações. As pesquisas de fadiga em metais se iniciaram no século XIX com August Wohler, com ensaios de carregamentos cíclicos, o engenheiro buscava entender falhas geradas em eixos de vagões ferroviários, e assim o tema foi inserido na área da mecânica. Porém ao longo desse desenvolvimento ocorreram diversos acidentes, entre eles os aéreos, tendo a fadiga como uma das principais causas. O presente trabalho tem como objetivo analisar os casos dos acidentes aéreos Boeing 737 e Comet causados pela fadiga mecânica em aeronaves. Pretende-se chegar a este objetivo realizando a análise de artigos relacionados aos fatores de influência da fadiga, buscando compreender como ela age e como pode devastar uma aeronave de forma tão grandiosa.

PALAVRAS-CHAVE: Acidentes aéreos. Aeronaves. Ensaios. Fadiga. Falhas.

ABSTRACT

Mechanical fatigue is an unwanted fact in project engineering that represents a large part of failures in metal components, being caused by high tensile stress or deformations. Metal fatigue research began in the 19th century with August Wohler, with cyclic loading tests, the engineer sought to understand failures generated in railway wagon axles, and thus the theme was inserted in the area of mechanical engineering. However, during this development there were several accidents, including airborne accidents, with fatigue as one of the main causes. The present work aims to analyze the cases of Boeing 737 and Comet air accidents caused by mechanical fatigue in aircraft. It has intended to reach this objective by analyzing articles related to the factors that influence fatigue, seeking to understand how it acts and how it can devastate an aircraft in such a grand way.

KEYWORDS: Air Accidents. Aircraft. Test. Fatigue. Failure.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	1
2. REVISÃO DA LITERATURA	2
2.1. Conceito de fadiga	2
2.2. História da fadiga mecânica	2
2.3. Fratura.....	3
2.3.1. Fratura dúctil.....	3
2.3.2. Fratura frágil	4
2.4. Tensão média	6
2.5. Tensões cíclicas	6
2.6. Fases da fadiga	7
2.6.1. Início da trinca	9
2.6.2. Propagação da trinca	9
2.6.3. Ruptura Final	10
2.7. Ensaios de fadiga.....	11
2.7.1. Ensaio de flexão.....	11
2.7.2. Ensaio de flexão rotativa.....	12
2.7.3. Ensaio de torção.....	13
2.8. Curvas S-N	13
2.9. Casos de acidentes aéreos causados por fadiga	15
3. MATERIAL E MÉTODOS	17
3.1. Comet	17
3.2. Boeing 737.....	17
4. RESULTADOS E DISCUSSÃO	19
4.1. Estudo de caso do avião Comet.....	19
4.2. Estudo de caso do avião Boeing 737	21
5. CONCLUSÃO	25
REFERÊNCIAS	26

1. INTRODUÇÃO

No século XIX o engenheiro alemão August Wohler iniciou os estudos de fadiga devido ao número elevado de falhas em eixos de vagões ferroviários, onde realizou ensaios de carregamentos cíclicos para compreender as incorreções que estavam ocorrendo.

A fadiga mecânica é a diminuição progressiva da capacidade de carga de um componente, o material sofre mudanças estruturais permanentes e a sua ruptura ocorre devido ao crescimento de fissuras localizadas em seu interior, esse fenômeno acontece quando um corpo é submetido a um agente que cause tensões e deformações cíclicas.

De acordo com Callister (2002) nas falhas em metais a fadiga é a maior causa individual, ela representa cerca de 90% das falhas em componentes mecânicos. Rosa (2002) diz que as falhas causadas por fadiga correspondem de 50% a 90% do número das falhas totais.

Existem vários acidentes relacionados a fadiga e muitos desses poderiam ser evitados se houvesse estudos mais detalhados sobre o fenômeno na época e esses conhecimentos tivessem sido aplicados antes da utilização dos componentes.

A maioria das classes dos materiais estão sujeitas a sofrer fadigas, neste trabalho será abordado o estudo voltado para corpos metálicos, mais especificamente aeronaves. Com o objetivo de analisar falhas causadas por fadigas mecânicas em acidentes aéreos, através do estudo de casos de relatórios de acidentes do Comet e Boeing 737.

2. REVISÃO DA LITERATURA

2.1. Conceito de fadiga

Takahashi (2014) afirma que a fadiga é um modo de falha no qual corresponde a grande parte das falhas que ocorrem em componentes mecânicos. Sendo causada por aplicações de grandes tensões e deformações causando trincas graduais que levam a ruptura.

A norma ASTM (American Society for Testing and Materials) define fadiga como o processo progressivo e localizado de modificações estruturais permanentes ocorridas em um material submetido a condições que produzam tensões e deformações cíclicas que pode culminar em trincas ou fratura após um certo número de ciclos.

De acordo com Edison da Rosa (2002, p. 223):

A fadiga é uma redução gradual da capacidade de carga do componente, pela ruptura lenta do material, consequência do avanço quase infinitesimal das fissuras que se formam no seu interior. Este crescimento ocorre para cada flutuação do estado de tensões. As cargas variáveis, sejam cíclicas ou não, fazem com que, ao menos em alguns pontos, tenhamos deformações plásticas também variáveis com o tempo. Estas deformações levam o material a uma deterioração progressiva, dando origem à trinca, a qual cresce até atingir um tamanho crítico, suficiente para a ruptura final, em geral brusca, apresentando características macroscópicas de uma fratura frágil.

Segundo Callister (2002) a fadiga é um tipo de falha que se encontra em aeronaves, pontes e elementos de máquinas, por exemplo. Pois o corpo estrutural deles sofre tensões dinâmicas e instáveis. Esse termo é utilizado pois essa falha ocorre após uma constância de deformações e tensões duradouras no material.

2.2. História da fadiga mecânica

O termo fadiga foi introduzido por Poncelet em 1839, mas acredita-se que o primeiro estudo do fenômeno foi conduzido em 1829 pelo engenheiro de minas alemão W.A.J. Albert, ao realizar ensaios com cargas repetidas em correntes de ferro de guindastes utilizados em mineração (Pinto, 2004 apud Suresh, 1991). Em 1842, após um grave acidente ocorrido em uma composição ferroviária na França próxima a Versailles, foi realizado o primeiro esforço de pesquisa detalhada da fadiga de metais (Pinto, 2004 apud Suresh, 1991).

Entre 1852 e 1870, o engenheiro ferroviário alemão August Wohler conduziu experimentos,

em eixos sujeitos a flutuações de cargas repetidas de tração, dobramento e torção (Pinto, 2004 apud Collins, 1993). Entre 1860 e 1870 estimativas da época relatam cerca de duzentas mortes por ano na Inglaterra em acidentes ferroviários de falhas por fratura.

A fadiga tem sido muito estudada desde quando foi incorporada em critérios de projetos no final dos séculos dezenove. Porém, os desenvolvimentos mais significativos só ocorreram a partir de 1950. Atualmente, a fadiga é parte de estruturação de projetos de engenharia (Pinto, 2004 apud Barsom, Rolfe, 1999).

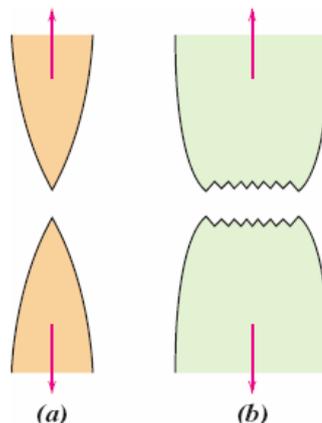
2.3. Fratura

Segundo Callister (2019) uma fratura simples compõe-se na divisão de um corpo em duas ou mais fragmentos devidos à imposição de uma tensão constante ou variante ao longo do tempo e a temperatura que a temperatura do ponto de fusão do material. Ela também se dá em origem de uma fadiga. Para os metais, existem dois tipos de fratura: dúctil e frágil. Essa classificação consiste na capacidade que o material tem de sofrer deformação plástica.

2.3.1. Fratura dúctil

De acordo com Callister (2019) a caracterização de uma fratura dúctil é uma grande deformação plástica nos arredores de uma trinca que está se alastrando. O desenvolvimento ocorre de maneira lenta conforme o comprimento da trinca se expande. Em nível macroscópico e microscópico a retratação da superfície da fratura dúctil é diferente, a figura 1 mostra dois perfis de fratura macroscópico característicos.

Figura 1 – (a) Fratura altamente dúctil. (b) Fratura moderadamente dúctil.



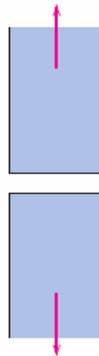
Fonte: Fundamentos da Ciência e Engenharia de Materiais – Uma abordagem integrada (Callister, 2019).

Na Figura 1a é o tipo encontrado em metais extremamente dúcteis, como ouro puro e o chumbo puro em temperatura ambiente. É formado um pescoço até uma fratura pontual em materiais fortemente dúcteis. Na figura 1b se encontra o tipo mais comum de fratura por tração para metais dúcteis, onde a fratura é antecedida por uma quantidade moderada de empescoçamento.

2.3.2. Fratura frágil

Conforme o Gabriel Bezerra, et al (2016) define, que na fratura frágil não há deformação plástica mensurável e devida a propagação rápida da trinca, a superfície da fratura é relativamente plana e a direção do movimento da trinca é perpendicular a direção da tensão aplicada. Como a figura 2 ilustra.

Figura 2 – Fratura frágil sem nenhuma deformação plástica.

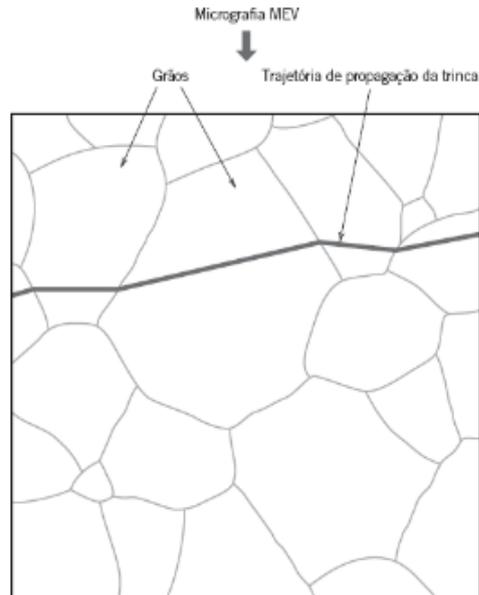


Fonte: Fundamentos da Ciência e Engenharia de Materiais – Uma abordagem integrada (Callister, 2019).

Segundo Gabriel Bezerra, et al (2016), algumas trincas espalham suas nervuras ou linhas a partir de sua origem e seguem um padrão em forma de leque e esses padrões são bem grosseiros, possibilitando assim a observação dos mesmo a olho nu. Não há padrões de fratura para metais com granulação fina ou muito duros. Em materiais amorfos a sua superfície é brilhante e lisa.

De acordo com Callister (2019) a maioria dos materiais cristalinos e frágeis, o desenvolvimento da trinca corresponde a quebra consecutiva e repetida de ligações atômicas por toda a extensão cristalográfica específica que conforme ilustrado na figura 3, esse processo é denominado de clivagem. Esse tipo de fratura é o transgranular ou transcristalino, em virtude de suas trincas passarem através dos grãos.

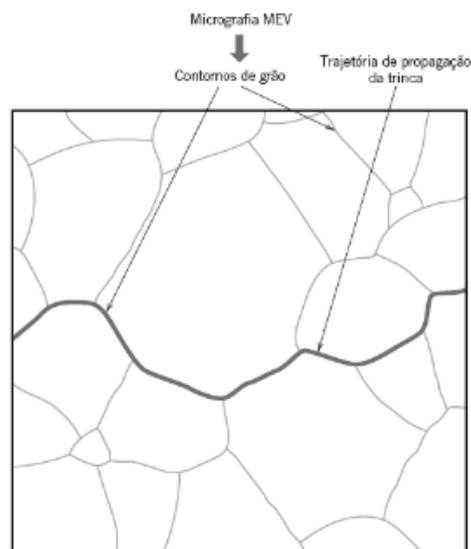
Figura 3 – Perfil esquemático de uma seção transversal ilustrando a propagação de uma trinca pelo interior dos grãos em uma fratura transgranular.



Fonte: Fundamentos da Ciência e Engenharia de Materiais – Uma abordagem integrada (Callister, 2019).

O aumento das trincas pode ocorrer no contorno dos grãos, conforme a figura 4, esse tipo de fratura é denominada intergranular. (Callister, 2019). Esse tipo de fratura geralmente ocorre após processos que fragilizam as regiões de contorno dos grãos.

Figura 4 – Perfil esquemático de uma seção transversal mostrando a propagação de uma trinca ao longo dos contornos dos grãos em uma fratura intergranular.



Fonte: Fundamentos da Ciência e Engenharia de Materiais – Uma abordagem integrada (Callister, 2019).

2.4. Tensão média

De acordo com Erich (2011) as análises dos carregamentos apresentam um valor de tensão média não nula, em torno do qual a carga varia ciclicamente. A presença de uma tensão média diferente de zero altera a resistência à fadiga do material.

Um carregamento é alternado quando a tensão média é nula. Para os casos em que a tensão média for diferente de zero o carregamento é flutuante. Quando a tensão mínima é igual a zero é considerado um caso particular do carregamento flutuante denominado repetido. Neste caso, a tensão média será igual a tensão alternada (Erich, 2011).

A faixa de variação (range), ΔS , a amplitude de tensão, s_a , e a tensão média, s_m , são calculados pelas equações 1, 2 e 3, respectivamente:

$$\Delta S = S_{max} - S_{min} \quad (1)$$

$$S_a = \left(\frac{S_{max} - S_{min}}{2} \right) \quad (2)$$

$$S_m = \left(\frac{S_{max} + S_{min}}{2} \right) \quad (3)$$

Um meio de descrever a tensão média é através da adoção de um fator que caracterize o grau de simetria do carregamento, chamado de razão de carregamento, R , cujo valor é dado por:

$$R = \frac{S_{min}}{S_{max}} \quad (4)$$

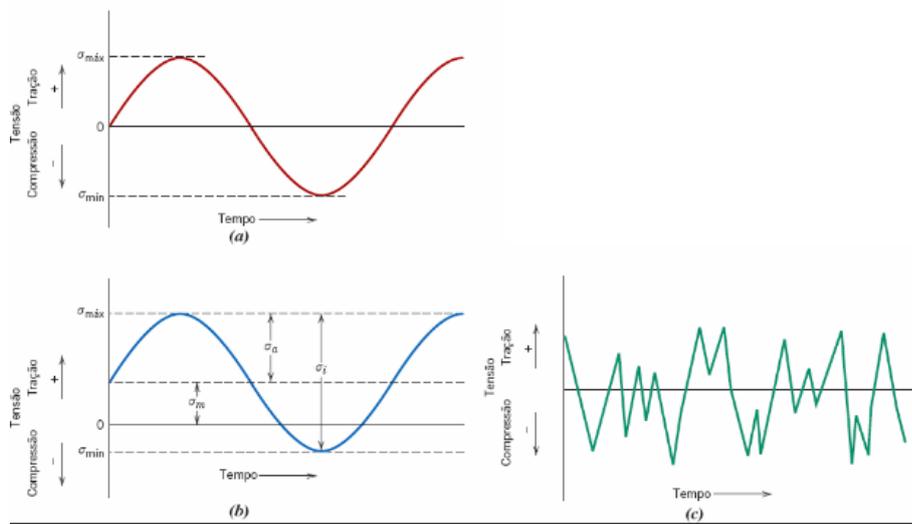
Segundo Erich Douglas (2011) a resistência de um material a fadiga é alterada se houver uma tensão média. Quando a tensão média não é nula e positiva comporta-se sobre um componente mecânico, a resistência a fadiga do material é reduzida de maneira considerável, pois a tensão média age abrindo as trincas que já estão presentes no material. Em caso contrário a resistência do material a fadiga aumenta, pois a tensão média agirá de modo com que ela feche as trincas que estão presentes no material.

2.5. Tensões cíclicas

Segundo Callister (2019) a tensão aplicada pode ser de origem axial (tração-compressão),

de flexão (dobramento) ou de torção. De modo geral, são possíveis três tipos diferentes de tensão variável em função do tempo. Uma pode ser como uma dependência regular e senoidal em relação ao tempo, onde a amplitude é simétrica em relação a um nível médio de tensão igual a zero, exemplificado na figura 5a. Mais um tipo é chamado de ciclo de tensões repetidas representado pela figura 5b, em que os valores máximos e mínimos não são simétricos em relação ao nível de tensão zero. Por último, em que o nível de tensão pode variar de modo aleatório em frequência e amplitude, como na figura 5c.

Figura 5- Variação da tensão com o tempo, que é responsável por falhas em fadiga.



Fonte: *Fundamentos da Ciência e Engenharia de Materiais – Uma abordagem integrada* (Callister, 2019).

De acordo com Takahashi (2014) existem duas variáveis possíveis a serem descritas a tensão em um ponto da superfície que se encontra a região de menor diâmetro: tensão máxima (S_{max}) e tensão mínima (S_{min}). Para entender o comportamento do material em determinados casos e ter uma análise mais detalhada são utilizados Corpos de Provas (CP's) padronizados, esses corpos de prova são devidamente polidos e usinados para que não haja obstáculos. A tração é positiva e a compressão é negativa na retratação das tensões aplicadas.

2.6. Fases da fadiga

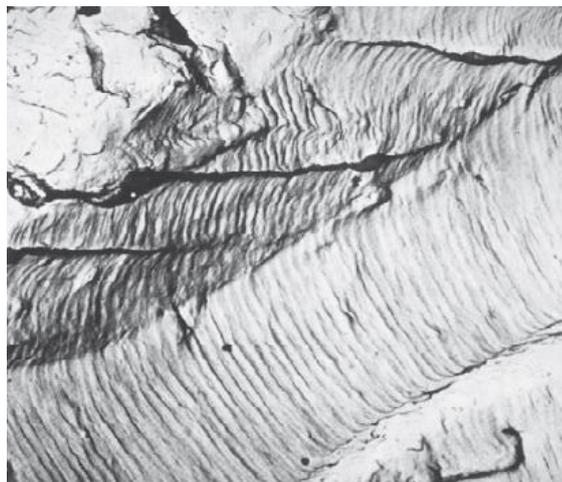
A ruptura por fadiga mecânica nos metais apresenta suas fases bem estabelecidas, com isso é possível fazer seu reconhecimento a olho nu, através da aparência exterior do material, que comumente localizam-se fibrosa no local da trinca e cristalina no local da ruptura de acordo com Shigley (2005).

Segundo Callister (2002) a fadiga mecânica é caracterizada por três processos, são eles: início da trinca, engrandecimento e ruptura final.

As trincas associadas a falha por fadiga se nucleiam em pontos de concentrações de tensões na superfície do componente. Os locais da nucleação das trincas possuem riscos superficiais, ângulos vivos, rasgos de chaveta, fios de roscas, mossas e afins. Além disso, o carregamento cíclico pode produzir descontinuidades superficiais que resultam dos degraus de escoamento de discordância, os quais podem atuar como concentradoras de tensões (Callister, 2019).

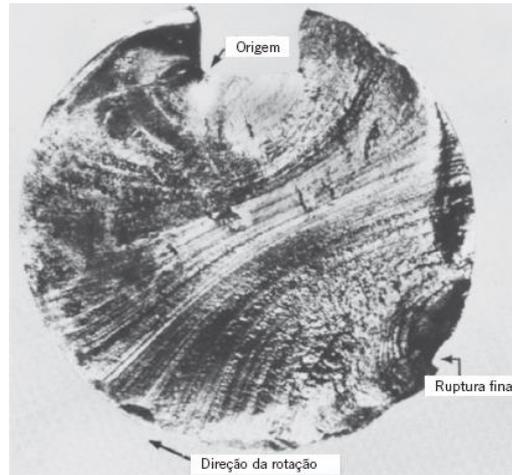
A região da superfície de fratura que é formada durante a etapa de propagação da trinca pode ser caracterizada por marcas de praias e estrias. Essas marcas indicam a posição da extremidade da trinca em um dado momento, aparecem como nervura concêntricas que se expandem para longe dos locais de propagação das trincas com frequência segundo um padrão circular ou semicircular. Na figura 6 são evidenciadas as marcas de praia, também chamadas de marcas de conchas, são encontradas em componentes que sofreram paradas durante a propagação das trincas, possuem dimensões macroscópicas e podem ser observadas a olho nu. Já as marcas de estrias são microscópicas e devem ser observadas por meio de um microscópio eletrônico, como a fractografia eletrônica ilustrada na figura 7 (Callister, 2020).

Figura 6 - Superfície de fratura de um eixo rotativo de aço que apresentou falha por fadiga. Nervuras de marcas de praia estão visíveis na fotografia.



Fonte: WULPI, D. J. Understanding How Components Fail, 1985. Reproduzida sob permissão da ASM International, Materials Park, OH.

Figura 7 - Fractografia eletrônica de transmissão mostrando estrias de fadiga no alumínio. Ampliação de 9000 \times .



Fonte: COLANGELO, V. J. e HEISER, F. A. *Analysis of Metallurgical Failures*, 2a ed. Copyright © 1987 por John Wiley & Sons, Nova York. Reimpressa sob permissão de John Wiley & Sons, Inc.

2.6.1. Início da trinca

O desenvolvimento e a propagação das trincas é o início das falhas por fadiga e geralmente a fratura é perpendicular à direção em que a tensão de tração está sendo aplicada (Callister, 2019).

Seu surgimento se dá pela formação de uma pequena trinca no local em que se concentram tensões, corrosão e até mesmo onde se encontram defeitos de fabricação da peça. O crescimento da trinca nessa etapa é da ordem micrométrica até achar o contorno dos grãos da peça (C. Moura Branco, 1999).

De acordo com Almeida (2018) a primeira fase é um estágio de pequena duração que corresponde cerca de 10% da vida total do componente tendo início na superfície do componente, ou na parte interna deste. A trinca se propaga na direção em que se tem a tensão de cisalhamento máxima e ao atingir uma dimensão determinada a trinca muda de direção e passa a se propagar de forma macroscópica e contínua.

2.6.2. Propagação da trinca

A segunda fase se caracteriza pela propagação das trincas perpendicularmente a tensão

aplicada, que ocorre após o contorno de grãos. Essa transformação na peça acontece com a formação de estrias microscópicas, também chamadas de marcas de praias, a maioria da falha no material é de sua responsabilidade. No processo de ruptura essa é a etapa mais demorada (C. Moura Branco, 1999).

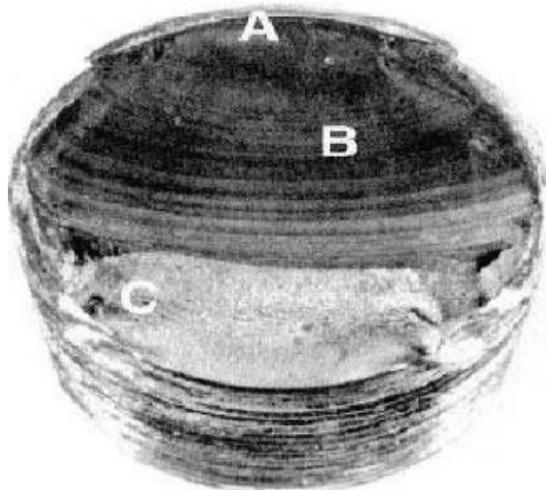
Estágio que contempla a quase totalidade da vida do componente considerado. A propagação da trinca nesta fase, conforme descrito, ocorre ao longo de direções de tensão de tração, podendo ocorrer através dos grãos cristalinos (transgranular), como também de forma intergranular (Almeida, 2018).

2.6.3. Ruptura Final

A terceira e última fase é quando o material já não possui uma área para equilibrar a força que está sendo aplicada pela carga e se quebra abruptamente. Ela possui os aspectos de ruptura frágil, devida a falta de deformação considerável no material, onde a trinca se expande até a fase da fratura, resultando na ruptura integral e inopinada do material (C. Moura Branco, 1999).

Segundo Callister, 2019 a ruptura acontece depois que a trinca alcançou um tamanho crítico e ocorre rapidamente (Callister 2019). A figura 8 ilustra as três fases da fadiga, sendo (A) o início da trinca, a parte (B) a propagação da trinca e a parte (C) representando a ruptura final.

Figura 8 – Fases da Fadiga Mecânica



Fonte: Milfont, G (2014).

2.7. Ensaio de fadiga

Segundo Callister (2019), o comportamento do material em fadiga está extremamente suscetível a inúmeras variáveis, como o nível médio de tensão, seu plano geométrico e pelo ambiente.

Marques e Arvelos (2011) os ensaios de fadiga equivalem a subjugar uma serie de corpos de prova a cargas que variam em tensão máxima e tensões mínimas, fazendo com que a amostra após vários ciclos variáveis chegue até a ruptura e todo esse processo é registrado. Ensaio a própria peça seria o ideal, porém inúmeras vezes não se é possível utilizar a própria peça, com isso, alguns ensaios são realizados em corpos de prova padronizados.

De acordo com Graw-Hill (1959), os ensaios de fadiga são utilizados para especificar os limites de tensão, de tempo de uso de uma peça. Os ensaios também podem definir diferentes aplicações de materiais.

Segundo Marques e Arvelos (2011) nas máquinas que realizam esses ensaios possuem um sistema capaz de realizar a aplicação de cargas com alterações de intensidade, sentido e esforço, também possui um contador de número de ciclos. Os principais ensaios são:

- Flexão;
- Flexão rotativa;
- Torção.

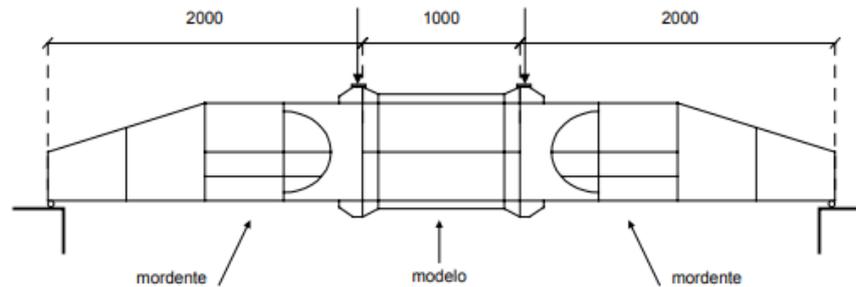
2.7.1. Ensaio de flexão

Segundo Shigley (1984) em uma modelagem da flexão pura, para avaliação das tensões normais de flexão no dimensionamento de vigas ou eixos mecânicos, diversas considerações devem ser atendidas, como viga carregada no plano de simetria longitudinal que contém os eixos de apoio, que não produz esforços cisalhantes de torção.

Segundo José Manuel Gordo e Carlos Guedes (2002) o ensaio de flexão possui três fases em que se estuda o comportamento elastoplástico da estrutura desde as suas tensões na fase de pré-colapso até a resistência residual após a formação de deformações permanentes. O ensaio representa a flexão pura de um corpo de prova em formato de barra, com suas extremidades apoiadas por dois suportes, sendo submetida a uma aplicação de uma série de ciclos de cargas

crecente na região central, até o seu colapso. A figura 9 apresenta um esquema geral de um ensaio, onde são analisados quatro pontos de um corpo de prova.

Figura 9 – Esquema geral de ensaio

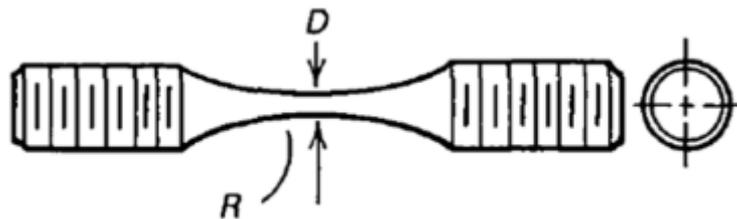


Fonte: GORDO, José Manuel; GUEDES SOARES, C. (2002).

2.7.2. Ensaio de flexão rotativa

Segundo Almeida (2018) o ensaio de flexão rotativo proposto por Moore, trabalha-se com um corpo de prova padronizado de seção transversal cilíndrica e com grande curvatura central conforme foi ilustrado na figura 10, que tem por objetivo eliminar problemas de concentração de tensões, determinar o efeito de variações do material, tensão, geometria, circunstâncias de sua superfície e determina a expectativa de vida de um material ou componente.

Figura 10 – Corpo de prova utilizado nos ensaios de flexão rotativa



Fonte: TAKAHASHI (2014).

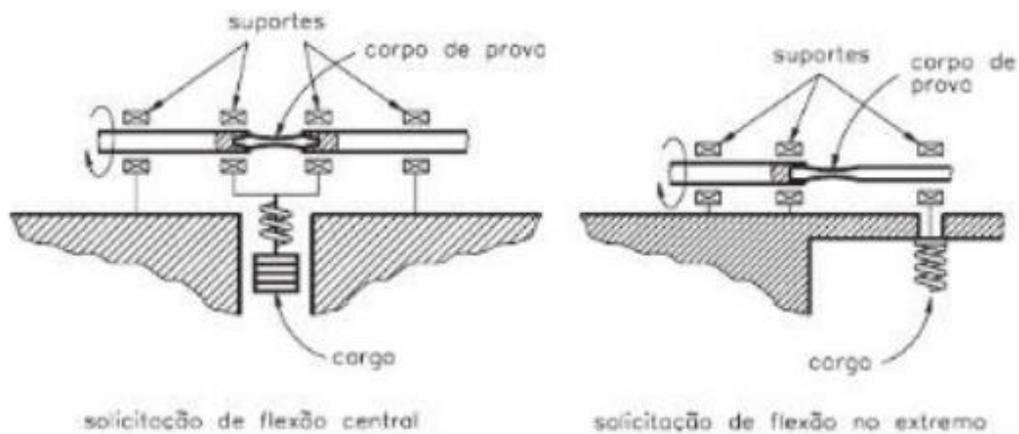
O corpo de provas é inserido em uma máquina específica que permite que ele seja submetido simultaneamente a cargas de flexão e torção. Com a aplicação da carga de flexão é produzido um esforço de tração nas fibras de um lado do corpo de prova e de compressão no outro, com isso a cada volta completa o esforço é completamente invertido, gerando uma flexão alternada.

Segundo Oliveira (2002) quando ocorre o rompimento do material, é plotado um gráfico

de curvas S-N para cada carga que foi aplicada, onde são utilizados dez corpos de prova do mesmo material para se obter uma curva completa. O ensaio começa com a carga máxima sendo aplicada, vai diminuindo a cada corpo de prova rompido e abaixo do limite de escoamento do aço analisado.

De acordo com Marques e Arvelos (2011) o ensaio de flexão rotativa corresponde a um sistema motriz com conta-giros em que é submetido um corpo de prova a flexão, e no mesmo período ele é girado em torno de um eixo, em uma rotação determinada e constante. A figura 11 demonstra o princípio do ensaio de fadiga por flexão rotativa.

Figura 11 - Princípio do ensaio de fadiga por flexão rotativa



Fonte – Scarlet.

2.7.3. Ensaio de torção

Torção é a força produzida através do movimento de rotação em torno do eixo longitudinal da relação de extremidades de um elemento (Callister, 2020).

O ensaio de torção é geralmente realizado em um corpo de geometria cilíndrica, sendo aplicado sobre ele uma carga rotativa. Com isso mede-se o ângulo de deformação como função do momento de torção aplicado (Garcia; Spim; Santos, 2012).

2.8. Curvas S-N

Segundo Shigley (2011) as curvas S-N possibilitam a demonstração do comportamento

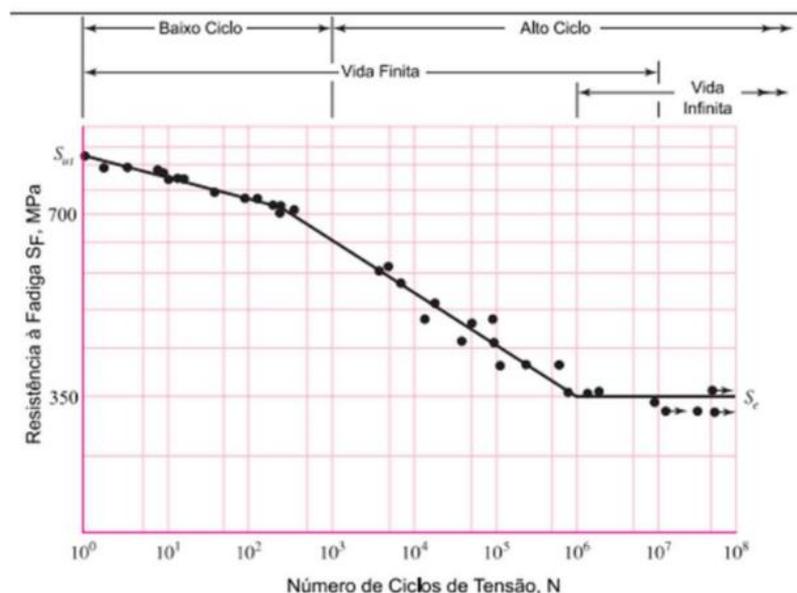
do material em relação a sua resistência a fadiga. As curvas S-N (Stress – Number of cycles) pode ser chamada de curva de Wohler, elas caracterizam a amplitude da força aplicada sobre o corpo de prova, através de seus números de ciclos. As curvas possibilitam a previsão para controlar o número de ciclos com cada carga aplicada até o rompimento da peça. A partir de 10^5 quantidades de ciclos o material possui vida infinita.

De acordo com (Souza, Erich Douglas de, 2011) o tempo de duração de cada fase colabora para a vida em fadiga de um componente. A vida em fadiga pode ser definida pela quantidade total de ciclos até a ruptura (N_f), e a representação dessa quantidade é feita pela soma do número de ciclos para a iniciação da trinca (N_i), e o número de ciclos durante a propagação da trinca (N_p). A terceira fase da fadiga tem uma contribuição mínima podendo assim ser desprezada. A equação 5 ilustra a vida em fadiga do material.

$$N_f = N_i + N_p \quad (5)$$

De acordo com Turatti (2017) a classificação de fadiga é relacionada ao número de ciclos, fadigas com números de ciclos igual ou menos a 10^3 ciclos é considerada fadiga de baixo ciclo (FBC), ou seja, a etapa de propagação da trinca foi predominante devida a presença de entalhes ou altos níveis de tensão. Para casos de fadiga com ciclos maiores que 10^3 a sua classificação é de fadiga de alto ciclo (FAC), ou seja, a iniciação da trinca corresponde a uma grande parte da vida em fadiga do componente. A figura 12 ilustra o gráfico gerado com os números de ciclos.

Figura 12 – Curvas S-N



Fonte: Sighley (2011).

2.9. Casos de acidentes aéreos causados por fadiga

Os acidentes aéreos são extremamente complexos, sua ocorrência pode ser em sua maioria fatais para os passageiros a bordo. Sendo assim, quando se tem um incidente dessa magnitude uma análise e investigação minuciosa é iniciada para que se possa ter a causa exata do que levou o avião ao seu não funcionamento perfeito e evitar que isso ocorra em outras aeronaves. Essa análise é totalmente registrada, gerando um relatório detalhado dos fatos. Os casos citados no presente estudo terão como base os relatórios de acidentes em que a fadiga foi a causa principal.

O Comet operado pela companhia British Overseas Airways Corporation (BOAC), teve queda após 20 minutos de decolagem no ano de 1954. Foram realizadas as investigações e levantado várias causas que poderiam ter levado a esse acidente, entre elas vibração, falha na estrutura primária, fadiga, descompressão etc. Foi concluído que as falhas foram causadas por fadiga das asas, mas foi deixado de lado o baixo ciclo de pressurização da cabine. Dessa forma, depois de feitas as análises e definidos os reforços, as alterações foram feitas e as aeronaves remanescentes foram liberadas para voo. No mesmo ano houve outro acidente, que fez com que as autoridades parassem toda a frota do Comet para iniciar uma grande investigação.

Segundo Takahashi (2014) o Comet foi a primeira a aeronave a jato a entrar em serviço. A investigação desse caso realçou a importância de se realizar testes de fadiga em escala real, contribuiu para o desenvolvimento da análise de fadiga utilizando a Mecânica da Fratura e introduziu o assunto de fadiga em estrutura metálica no dia a dia dos engenheiros aeronáuticos.

Em 1969 o caça norte-americano, conhecido por Caça F-111, após apenas 100 horas de operação perdeu sua asa esquerda durante um voo. Por mais que a falha tenha ocorrido devido a uma pequena trinca por fadiga o que agravou o problema foi a baixa tenacidade do material do avião. Devido esse acidente um grupo de estudos foi montado pela Força Aérea norte-americana, que teve como origem a metodologia DTA (Damage Tolerance Analysis – Análise de Tolerância da Dano), que foi criada por Paul Paris em 1961, a qual era usada na área de projeto mecânico com objetivo de utilizar a Mecânica da Fratura desenvolvendo estruturas sujeitas a cargas cíclicas (Takahashi, 2014).

Em 1988 o voo 243, conhecido como Aloha Airlines, com 89 passageiros e 6 tripulantes a bordo, sofreu uma descompressão que rasgou sua fuselagem dianteira. Como o avião ainda não havia atingido sua altitude, os pilotos conseguiram realizar o pouso no aeroporto de Kahului. Os passageiros estavam de cinto de segurança, o que salvou suas vidas. Mas, havia uma

comissária de bordo que estava no corredor e foi sugada para fora do avião (Takahashi,2014).

Em 1989 o avião DC-10-10, produzido pela empresa McDonnell, sofreu uma falha catastrófica da turbina da cauda, o que levou a perda de todos os sistemas de controle. Apesar da tripulação conseguir pousar o avião por um milagre 111 morreram no acidente de um total de 296 pessoas a bordo. Após o acidente, a perícia concluiu que havia nucleado e se propagado uma trinca no rotor da turbina da cauda da aeronave, causada por fadiga (Takahashi, 2014).

3. MATERIAL E MÉTODOS

O presente trabalho utilizou o método de revisão bibliográfica de artigos que abordam o tema para o desenvolvimento das pesquisas, além desses documentos também foram utilizados relatórios oficiais de acidentes aéreos em que foram selecionados os acidentes causados pela fadiga mecânica, como Aircraft Accident Report, National Transportation Safety Board, que relata o acidente de um Boeing 737-200 em que sofreu uma descompressão que ocasionou no rasgo de sua fuselagem dianteira. E o Ministry Of Transport and Civil Aviation relatório do acidente do avião Comet.

3.1. Comet

De acordo com o Ministry Of Transport and Civil Aviation no dia 10 de janeiro de 1954 um avião Comet após apenas 20 minutos de voo, quando estava a uma altitude aproximada de 27.000 pés, sofreu uma descompressão explosiva e caiu em Elba no mar mediterrâneo matando todos a bordo. Imediatamente após receber a notícia do acidente a BOAC suspendeu seus serviços. Foram realizadas as investigações e concluído que a falha por fadiga na estrutura da asa devido a rajadas era considerada mais provável que a fadiga na cabine de pressão, uma vez que esta está sujeita a mudanças de cargas menos frequentes. Por não ter descartado todas as possibilidades a BOAC relatou que os serviços não deveriam ser retomados, porém o Conselho recomendou que as aeronaves Comet retomem os serviços e o Ministro do Transporte e Aviação Civil autorizou. E assim, em 23 de março a primeira aeronave Comet retomou os voos.

Em 8 de abril de 1954 outro avião Comet fretado pela South African Airways, caiu no mar mediterrâneo. Este acidente fez com que as autoridades britânicas parassem toda a frota do Comet e iniciassem uma grande investigação.

3.2. Boeing 737

De acordo com o Aircraft Accident Report, National Transportation Safety Board (1989) em 28 de abril de 1988 o voo 243 da Aloha Airlines, um Boeing 737, decolou com base no Aeroporto Internacional de Honolulu, Havaí. Foi programado uma série de voos com destinos entre as ilhas. A parte externa da cabine preparada para o pré-voo foi realizada antes do amanhecer sob o pátio iluminado, afirmando não encontrar nenhuma anormalidade e convencido de que o avião estava pronto para voar.

A tripulação realizou três voos de ida e volta, de Honolulu para Hilo, Maui e Kauai. Relatando que os voos transcorreram sem intercorrências e todos os sistemas do avião funcionaram normalmente.

O voo 243 partiu como programado do Aeroporto de Hilo com destino a Honolulu às 13:25hrs com 89 passageiros e 6 tripulantes, sendo eles: dois pilotos, três comissários de bordo e um controlador de tráfego aéreo da FAA (Federal Aviation Administration).

Durante a partida e subida do avião nenhuma ocorrência incomum foi observada até que ao atingir 24.000 pés ambos os pilotos ouviram um som alto seguido de um ruído de vento atrás deles. O capitão alegou que havia um céu azul no local que ficava o teto da primeira classe e que a porta de entrada da cabine não estava no local, dessa forma assumiu imediatamente os controles do avião.

Durante a descompressão todos os passageiros estavam sentados e o sinal do cinto de segurança estava aceso. Um dos comissários que supostamente estava na fileira do assento 5 foi arrastada para fora da cabine através de um buraco do lado esquerdo da fuselagem, os outros dois comissários sofreram ferimentos.

Devido a descompressão, os pilotos e o controlador de tráfego aéreo colocaram suas máscaras de oxigênio e o capitão começou a descida de emergência em uma velocidade de 280 a 290 pés e foi acionado o interruptor de oxigênio dos passageiros.

O capitão afirmou que começou a desacelerar o avião quando chegou a 10.000 pés do nível do mar. Ao comando do comandante, o primeiro oficial baixou o trem de pouso seguindo o padrão do ponto normal. Porém, a luz verde indicadora de posição do trem de pouso do nariz não acendeu e a luz vermelha indicadora do trem de pouso inseguro também não estava acesa. Nesse momento percebeu que era importante pousar independente do problema no trem de pouso, mas avisou a torre que poderia estar sem o trem do nariz. Além disso, o comandante sentiu um movimento de guinada para a esquerda e determinou que o motor número 1 havia falhado, o que ocorreu devido ingestão de pedaços da fuselagem.

Apenas 10 minutos depois da explosão às 13:58 o voo 243 pousou na pista 2 no aeroporto de Kahului, Maui. O capitão fez um pouso normal utilizando o reversor de empuxo do motor número 2 e freios para parar o avião.

Após o acidente uma passageira afirmou que ao embarcar no avião observou uma rachadura longitudinal na fuselagem que estava na fileira superior de rebites ao longo da junta sobreposta do S-10L, entre a porta da cabine e a borda do capô da ponte de jato ao meio caminho. Mas ela não informou aos tripulantes nem a companhia aérea a observação antes do voo.

4. RESULTADOS E DISCUSSÃO

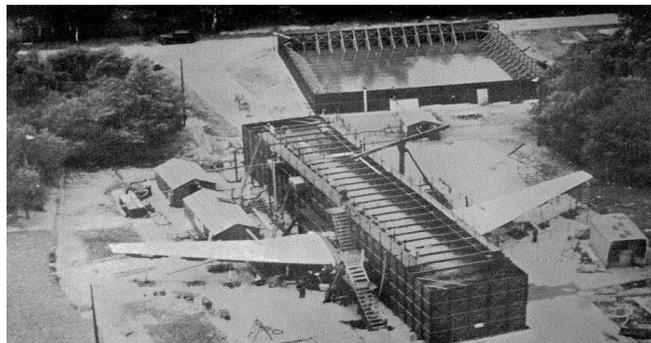
4.1. Estudo de caso do avião Comet

Devido aos acidentes do Comet foi decidido que seria realizado um teste de carregamento repetido de toda a cabine, este método normal de teste de cabines de pressão até o ponto em que elas falham sob pressão é semelhante ao utilizado para vasos como caldeiras. Eles são preenchidos com água até que a diferença entre a pressão interna e externa seja alcançada. Este método tem duas vantagens sobre o uso de ar, são elas: a água é relativamente incompressível de modo que a falha quando ocorre produz apenas uma forma leve de explosão e a outra vantagem é que a origem da falha pode ser determinada e a estrutura geralmente pode ser reparada e testada novamente.

No entanto, seria necessário evitar o carregamento não representativo da estrutura da cabine pelo peso da água. Isso é assegurado na prática, mergulhando toda a cabine em um tanque e enchendo o tanque e a cabine com água simultaneamente. Assim, a pressão na cabine é então aumentada bombeando água do espaço externo.

Desse modo foi construído um tanque, conforme ilustrado na figura 13, para realizar os testes que tinham como objetivo simular as condições de uma série de voos pressurizados. A cabine e as asas foram repetidamente submetidas a um ciclo de carregamento tanto quanto possível equivalente ao que seriam submetidas na decolagem e aterragem. Além da aplicação de pressão na cabine, cargas flutuantes foram aplicadas às asas em flexão para reproduzir o efeito de rajadas como poderia ocorrer em condições normais, apesar de a contribuição das cargas de rajada para as tensões na estrutura da cabine, em comparação as feitas pela pressão interna era em geral pequena.

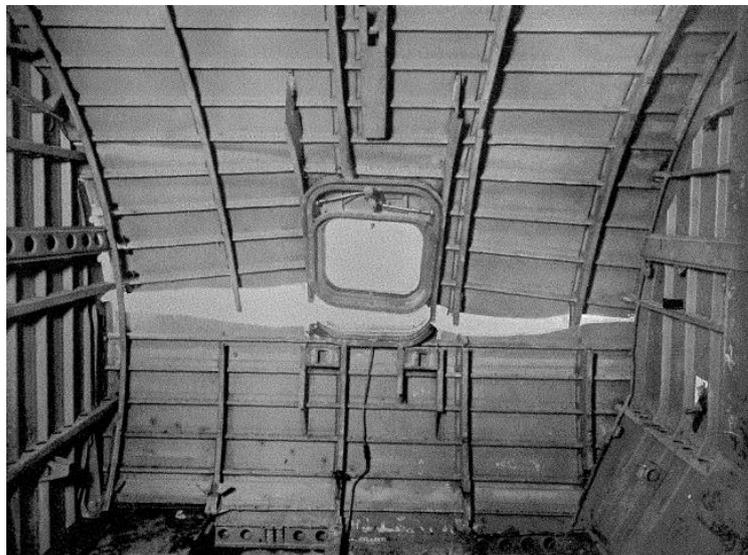
Figura 13 – Vista aérea do Comet no tanque de teste.



Fonte: Ministry of Transport and Civil Aviation, 1955.

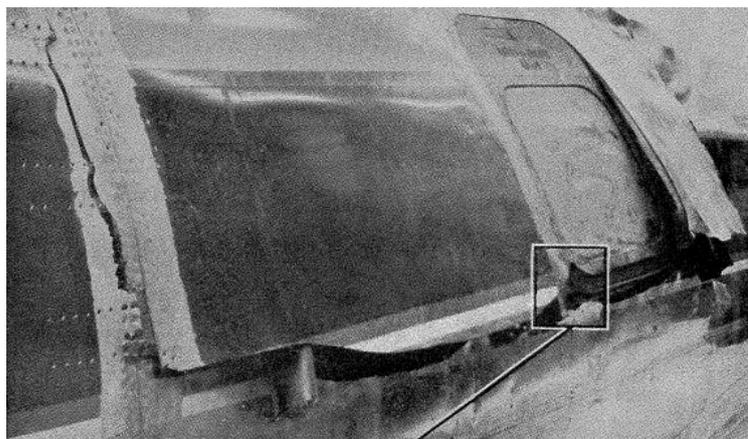
Sendo assim, quando havia realizado 1.230 voos pressurizados antes do teste e após o equivalente a mais 1.830 desses voos, totalizando em 3.060 voos, a estrutura da cabine falhou, sendo o ponto de partida da falha o canto de uma das janelas da cabine, conforme ilustrado na figura 14. O exame da falha forneceu evidências de fadiga no ponto onde a trinca teria mais probabilidade de começar, ou seja, perto da borda do canto da janela (figura 15). Os resultados dos testes nas regiões das janelas e escotilha eram de até 3 vezes maiores do que no resto da fuselagem e do que foi calculado em projeto.

Figura 14 – Vista de dentro da falha da janela do Comet.



Fonte: Ministry of Transport and Civil Aviation, 1955.

Figura 15 – Local da trinca próxima a janela

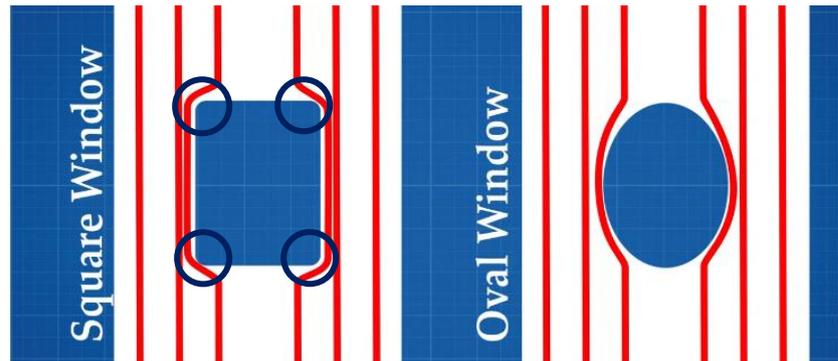


Fonte: Ministry of Transport and Civil Aviation, 1955.

Um avião é frequentemente pressurizado e despressurizado quando sobe e desce na atmosfera, fazendo com que o material passe por variações de estresse que pode danificá-lo. O

Comet possuía janelas quadradas, que bloqueava o fluxo de estresse na estrutura acumulando tensões na quina das janelas, conforme ilustra a figura 16. Além disso, o tamanho da janela também é um problema pois uma janela maior tem mais estresse para ser desviado ao seu redor o que aumenta a concentração de estresse que pode resultar em rachaduras e falha sob ciclos de pressurização repetitivos na cabine.

Figura 16 – Concentração de tensão na quina das janelas quadradas do Comet.

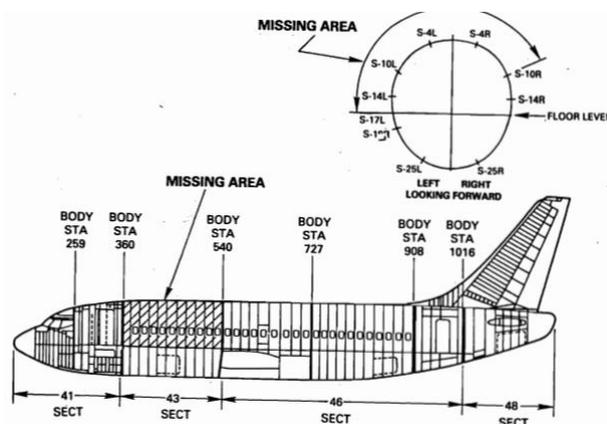


Fonte: Adaptado pelas autoras.

4.2. Estudo de caso do avião Boeing 737

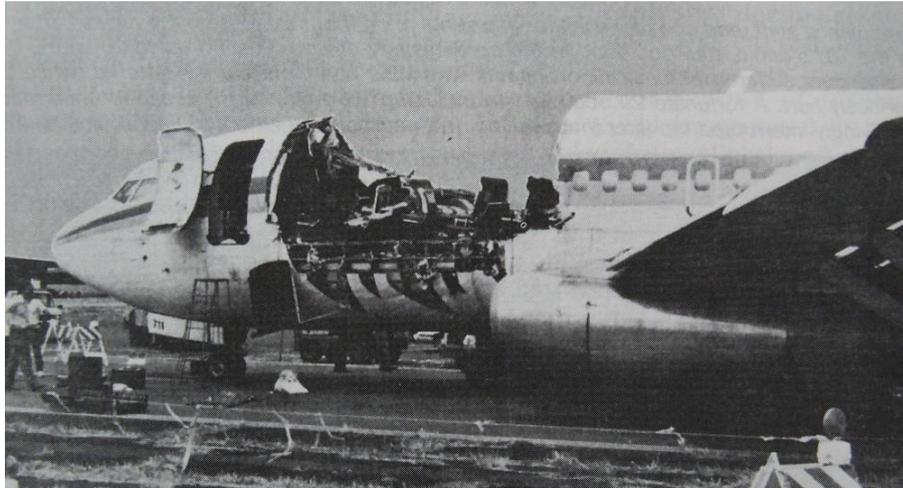
O avião Boeing 737 teve uma grande parte do revestimento da coroa superior e a estrutura da seção 43 danificada, como ilustra as figuras 17 e 18, a área estendeu-se para trás da porta de entrada da cabine principal, cerca de 18 pés até a área logo a frente das asas e do lado esquerdo da cabine. O valor do avião foi estimado em cerca de US\$5 milhões e como resultado do acidente foi determinado como danificado não tendo reparo, com isso foi desmontado no local e vendido como sucata.

Figura 17 – Esquematização dos danos no Boeing 737-200.



Fonte: NTSB, 1989.

Figura 17 – Avião após o acidente



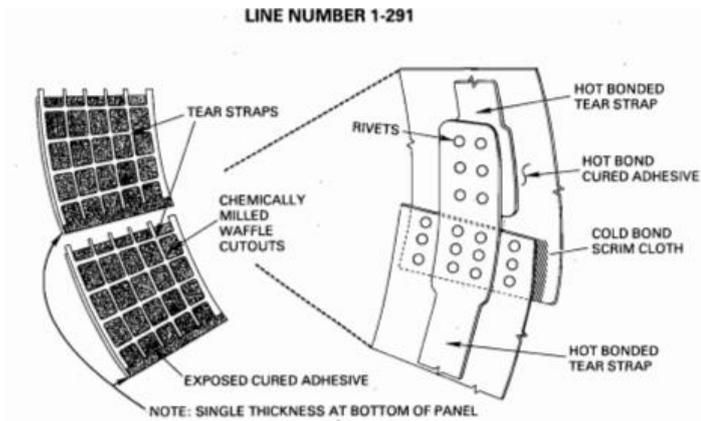
Fonte: NTSB, 1989.

A área danificada se estendia da estação do corpo BS 360 à ré até cerca de BS 540, e na sua circunferência de um pouco acima do piso no lado esquerdo do avião no (S-15L), através da coroa e para baixo do lado direito para uma posição acima do cinto da janela (em S-10R). A estrutura da parte superior do cinto da janela até o chão do lado direito estava severamente distorcida e dobrada para fora mais de 900.

O B-737 tem sua fuselagem dividida em quatro seções, sendo elas: 41, 43 e 46 compreendendo a maior parte do vaso de pressão. Essas seções em conjunto com a seção 48 são unidas em molduras circunferenciais para formar toda a fuselagem. A seção 43 forma a área e cabine dianteira de BS 360 a BS 540, onde ocorreu a separação da pele. As seções são construídas de armações circunferenciais e longarinas longitudinais que são cobertas por painéis de pele de alumínio formados que são rebitados a estrutura subjacente.

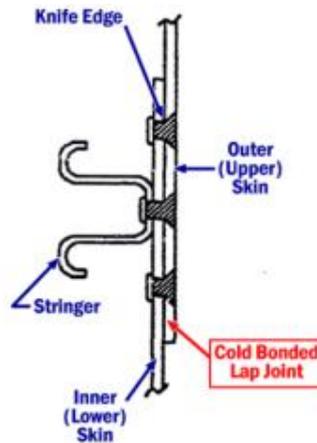
Para a produção do B-737 números de 1 a 291, as juntas de sobreposição da pele de fuselagem foram coladas a frio. Esse processo de colagem a frio, ilustrado na figura 18, usou um tecido “scrim” impregnado de epóxi para unir as bordas longitudinais dos painéis de pele de espessura única de 0,036 polegadas, conforme figura 19. Além disso, a junta foi montada com três fileiras de rebites escareados, as superfícies metálicas a serem coladas foram gravadas para garantir a limpeza e preparar uma superfície de colagem adequada.

Figura 18 – Processo de colagem de junta a frio



Fonte: NTSB, 1989.

Figura 19 – Esquema de juntas de sobreposição da pele de fuselagem coladas a frio.



Fonte: NTSB, 1989.

Esse processo de colagem a frio foi planejado para fornecer eficiência estrutural e vantagens de custo de fabricação, além de redução geral do peso do avião em relação aos painéis de pele grossa tradicionalmente rebitados. As cargas de pressurização circunferenciais da fuselagem foram projetadas para serem transferidas através da junta colada, e não através de rebites, permitindo o uso de painéis de pele da fuselagem mais leve e mais finos para degradação na vida de fadiga.

O histórico de serviço inicial da produção de aviões B-737 com juntas sobrepostas a frio revelou que foram encontradas dificuldades com esse processo de colagem. Foi verificado que o processo de limpeza e gravação usado nos painéis de pele não forneceu um óxido de superfície fina de qualidade consistente para ser usado como superfície de ligação.

Além disso, o histórico de serviços compilados pela Boeing mostrou que a qualidade da colagem também poderia ser degradada se a condensação não for removida do tecido antes da

instalação ou se o tecido ficar muito tempo à temperatura ambiente.

De acordo com os engenheiros da Boeing, dificuldades no processo de produção resultaram no aparecimento aleatório de ligações Procion, e com baixa durabilidade ambiental, com suscetibilidade a algumas áreas das juntas sobrepostas que não aderiram de nenhuma forma.

A partir do momento que o avião entra em serviço a umidade pode entrar na junta nas áreas de descolamento e pode ocorrer corrosão. A umidade e a corrosão em alguns casos contribuíram para uma maior descolagem da junta devido ao acúmulo de óxidos, absorção de água.

Segundo os engenheiros da Boeing, quando ocorre a descolagem na junta de sobreposição colada a transferência de carga do aro através da junta é suportada pelas três fileiras de rebites escareados que mecanicamente, devido à espessura única da pele, prendem os painéis da pele juntos.

Devido a pele de espessura única a superfície que foi facilitada pela construção colada, o escareador para as cabeças de rebite estendeu-se por toda a espessura da folha externa de 0,036 polegadas. Uma ponta de faca foi criada na parte inferior a qual concentrou as tensões. Essas tensões eram cíclicas com cargas de pressurização, resultando que trincas por fadiga realmente ocorreram no local.

5. CONCLUSÃO

A fadiga mecânica é uma forma de falha em componentes mecânicos em que sua ocorrência causa um impacto econômico considerável e pode custar vidas humanas, devida a sua responsabilidade direta com a maioria das falhas em componentes mecânicos.

Com isso, é de extrema importância realizar o estudo da fadiga pois através dele é possível saber o tempo de uso do material, a determinação do material mais adequado para cada tipo de componente é essencial também para que a finalidade do mesmo seja exercida com sucesso e analisar o comportamento de cada material submetido a tensões e deformações cíclicas se faz necessário para que o seu limite de cargas fique explícito, evitando a submissão do mesmo a cargas que ele não suporte.

Além disso, o estudo de fadiga possibilita uma redução de acidentes dessa origem, evita gastos com reparos de componentes que falharam e mantem a segurança de pessoas que fazem o uso da aeronave constituída por materiais que estão sujeitos a sofrerem esse fenômeno.

Em função do estudo de caso identificou-se a importância de detecção e análise dos pontos de concentração de tensão, onde a tensão média influencia de maneira direta na resistência a fadiga do material, podendo assim deixar o material mais resistente ou menos resistente na vida em fadiga do material.

A análise do acidente catastrófico do avião Comet foi um dos impulsionadores para a nova modelagem das janelas dos aviões, onde elas começaram a ter cantos arredondados, para assim reduzir a concentração de tensão nas mesmas. O Boeing 737 resultou em melhorias nos procedimentos de segurança na aviação e permitiu pesquisas que levaram maior entendimento de como os aviões envelhecem. Por fim, foi evidenciado que os dois acidentes aéreos históricos puderam contribuir com melhorias que revolucionaram a aviação.

REFERÊNCIAS

- ALMEIDA, Júlio C. Projeto Mecânico - Enfoque Baseado na Fadiga e na Mecânica da Fratura. [Digite o Local da Editora]: Grupo GEN, 2018. 9788595153004. Disponível em: <https://integrada.minhabiblioteca.com.br/#/books/9788595153004/>. Acesso em: 02 jun. 2022.
- ANGELO, M. C. Estudo do efeito de pausas introduzidas em testes de fadiga de amplitude variável. São Paulo, 2016. Disponível em: <https://www.teses.usp.br/teses/disponiveis/3/3133/tde-29062016-152452/publico/ClaytonMamedesAngeloCorr16.pdf>. Acesso em: 14 de mai. 2022.
- C. MOURA BRANCO, A. A. Fadiga de Estruturas Soldadas. Lisboa: Fundação Calouste Gulbenkian, 1999.
- CALLISTER JR., WILLIAM D., Ciência e Engenharia dos Materiais: Uma Introdução, 1a ed., Rio de Janeiro, LTC, 2002.
- CALLISTER, William D J. Fundamentos da Ciência e Engenharia de Materiais – Uma Abordagem Integrada. Grupo GEN, 2019.
- DA ROCHA, Gabriel Bezerra Teixeira et al. Análise fractográfica em MEV–fratura dúctil x fratura frágil. Ciência e Tecnologia, p. 85, 2016.
- DOS GARCIA, Amauri; SPIM, Jaime A.; SANTOS, Carlos Alexandre. Ensaios dos Materiais, 2ª edição. Grupo GEN, 2012. 978-85-216-2114-0. Disponível em: <https://integrada.minhabiblioteca.com.br/#/books/978-85-216-2114-0/>. Acesso em: 16 mai. 2022.
- Fadiga mecânica em helicópteros: estudo de caso do acidente com a aeronave H225 LN-OJF <http://repositorio.unitau.br/jspui/handle/20.500.11874/4880>
- GORDO, José Manuel; GUEDES SOARES, C. Ensaio de flexão em estrutura de paredes finas reforçadas. Mecânica Experimental, v. 8, p. 55-65, 2002.
- JR., William D C. **Ciência e Engenharia de Materiais - Uma Introdução**. Grupo GEN, 2020.
- MARQUES, Fabrício César Silva; AREVALOS, Rodrigo Moreles. Modernização da máquina de fadiga por flexão rotativa do laboratório de ensaios de materiais. 2011.
- Ministry of Transport and Civil Aviation. Civil Aircraft Accident - Comet G-ALYP and Comet G-ALYY. London;1955
- National Transportation Safety Board. Aircraft Accident Report – Aloha Airlines, Flight 243, Boeing 737-200. Washington, D.C; 1989.
- OLIVEIRA, P.C. Previsão da vida em fadiga de alto ciclo em aço ABNT 4140 – Parte II: R=0,3. Projeto de iniciação científica. Departamento de Engenharia Mecânica – UNIFEI. 2002.

PINTO, A.M.J. Modelagem de testes acelerados com esforço aplicado em níveis em um estudo de fadiga mecânica. São Paulo, 2004. Disponível em: http://www.repositorio.cdtm.br:8080/bitstream/123456789/933/1/Tese_JoaoMario_Pinto.pdf. Acesso em: 27 de mar. 2022.

ROSA, Edison. Análise de Resistência Mecânica – Mecânica da Fratura e Fadiga. UFSC, 2002.

SHIGLEY, J. E., Elementos de Máquinas, v. 1, 3. ed., Rio de Janeiro: LTC, 1984.

SHIGLEY, Joseph Edward; MISCHKE, Charles R.; BUDYNAS, Richard. Projeto de engenharia mecânica. Porto Alegre: Bookman, 2005.

SOARES, Marco A. Ensaio de materiais I-30 – Ensaio de Fadiga. Disponível em: Acesso em: 19 jun. 2009.

Souza, Erich Douglas de. "Análise do efeito da tensão média sobre a resistência à fadiga do aço ASTM A743 CA6NM." (2011).

SOUZA, Sérgio Augusto de Ensaio mecânicos de materiais metálicos. Fundamentos teóricos e práticos – 5. ed. São Paulo: Edgard Blücher, 1982, p.197.

STROHAECKER, Roberto T. Mecânica da fratura. Porto Alegre, p. 19. Tese (Doutorado) – Universidade Federal do Rio Grande do Sul.

SMITH, William F.; HASHEMI, Javad. Fundamentos de Engenharia e Ciência dos Materiais. Grupo A, 2012. 9788580551150. Disponível em: <https://integrada.minhabiblioteca.com.br/#/books/9788580551150/>. Acesso em: 16 mai. 2022.

Takahashi, X.B. Metodologia moderna para análise de fadiga baseada em elementos finitos de componentes sujeitos a fadiga uni e multiaxial. São Paulo, 2014. Disponível em: https://teses.usp.br/teses/disponiveis/3/3151/tde-19032015-173219/publico/Dissertacao_Bruno_Ximenes.pdf. Acesso em: 30 de mar.2022.

Teixeira, S.R. Metodologia de análise de fadiga em componentes estruturais de aço baseada na mecânica da fratura. Belo Horizonte, 2004. Disponível em: https://repositorio.ufmg.br/bitstream/1843/FACO-6AYH8B/1/disserta__o__dees_155.pdf. Acesso em: 02 de ago. 2022.

Turattl. E. Avaliação do comportamento do Aço SAE 4140 submetido a ensaios de Fadiga. 2017. 103 f. Tese (Graduação em Engenharia Mecânica) – Centro Universitário Univates. Centro de Ciências Exatas e Tecnológicas Curso de engenharia mecânica. 2017.

VAN VLACK, Lawrence Hall. Princípios de ciência dos materiais, traduzido pelo Eng. Luiz Paulo Camargo Ferrão. São Paulo: Edgard Blüncher, 1970, p.157 e 158.