

UNIVERSIDADE TECNOLÓGICA FEDERAL DO PARANÁ

JÉSSICA LIMA DA SILVA

**ANÁLISE DE ACIDENTES EM FUSELAGEM AERONÁUTICA: UMA REVISÃO
SISTEMÁTICA DA LITERATURA E METANÁLISE**

LONDRINA

2023

JÉSSICA LIMA DA SILVA

**ANÁLISE DE ACIDENTES EM FUSELAGEM AERONÁUTICA: UMA REVISÃO
SISTEMÁTICA DA LITERATURA E METANÁLISE**

**Analysis of aeronautical fuselage accidents: a systematic review and meta-
analysis methodology**

Trabalho de conclusão de curso de graduação
apresentado como requisito para obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica da Universidade
Tecnológica Federal do Paraná (UTFPR).
Orientador: Haroldo Lhou Hasegawa

LONDRINA

2023



Esta licença permite compartilhamento, remixe, adaptação e criação a partir do trabalho, mesmo para fins comerciais, desde que sejam atribuídos créditos ao(s) autor(es). Conteúdos elaborados por terceiros, citados e referenciados nesta obra não são cobertos pela licença.

JÉSSICA LIMA DA SILVA

**ANÁLISE DE ACIDENTES EM FUSELAGEM AERONÁUTICA: UMA REVISÃO
SISTEMÁTICA COM METANÁLISE**

Trabalho de Conclusão de Curso de Graduação
apresentado como requisito para obtenção do título de
Bacharel em Engenharia Mecânica da Universidade
Tecnológica Federal do Paraná (UTFPR).

Data de aprovação: 13/junho/2023

Haroldo Lhou Hasegawa
Doutorado em Ciência e Engenharia de Materiais
Universidade Tecnológica Federal do Paraná

Rafael Sene de Lima
Doutorado em Engenharia Mecânica
Universidade Tecnológica Federal do Paraná

Ricardo Luiz Perez Teixeira
Doutorado em Engenharia Metalúrgica e de Materiais
Universidade Federal de Itajubá

LONDRINA

2023

Dedico este trabalho ao meu pai Joseilton e minha
mãe Maria, eternos torcedores do meu sucesso.

RESUMO

Essa pesquisa apresenta uma revisão sistemática da literatura sobre os acidentes na aviação enfatizando as fuselagens e as estruturas aeronáuticas. Ela tem como objetivo analisar os acidentes registrados para o período entre os anos de 2012 e 2022. Será realizada uma análise de dados fornecidos pela Biblioteca Científica Eletrônica On-line e Periódicos Capes, com base nas informações do protocolo de Principais Itens para Relatar Revisões sistemáticas e Meta-análises a fim de evitar que os mesmos acidentes ocorram nas mesmas condições visto que novos estudos podem impactar diretamente ou indiretamente na melhoria contínua de novas tecnologias e inovações. Após esta análise será possível identificar os principais motivos causadores dos acidentes uma vez que revisões sistemáticas e meta-análises aprimoram o processo de levantamento de conteúdos e mostrar um caminho a ser seguido para futuras pesquisas. Destaca-se que é possível reforçar as estratégias que possam prevenir a ocorrência de novos casos, principalmente em relação à fadiga, onde há uma alta ocorrência de acidentes e procedimentos de alta complexidade. É necessária uma abordagem abrangente, que combina métodos analíticos e testes de fadiga reais, para analisar a fadiga em sistemas mecânicos de aeronaves durante o design inicial, visando garantir durabilidade, segurança e desempenho adequado dos componentes sujeitos à fadiga.

Palavras-chave: acidente; aeronáutica; fadiga; segurança.

ABSTRACT

This research presents a systematic view of literature regarding aviation accidents with emphasis on airframes and aeronautical structures. The objective of this study is to analyze the accidents that occurred between 2012 and 2022. An analysis of data provided by the Scientific Electronic Library Online and Capes Periodicals will be carried out, based on information through the Preferred Reporting Items for Systematic Reviews and Meta-Analyses in order to prevent the same accidents from occurring under the same conditions as new studies can directly or indirectly impact the continuous improvement of new technologies and innovations. After this analysis, it will be possible to identify the main causes of accidents, considering that systematic reviews and meta-analyses allow us to improve the content survey process and provide guidance for future research. It is important to highlight the reinforcement of strategies that can prevent the occurrence of new cases, particularly regarding fatigue, which is associated with a high occurrence of accidents and complex procedures. A comprehensive approach, combining analytical methods and real fatigue testing, is necessary to analyze fatigue in aircraft mechanical systems during the initial design, with the aim of ensuring durability, safety, and proper performance of components subjected to fatigue.

Keywords: accident, aeronautics, fatigue, safety.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Formação das bandas de deslizamento pela solicitação cíclica	20
Figura 2 – Superfície de fratura de um eixo de aço com falha por fadiga	21
Figura 3 – Esquema das etapas do processo de fratura por fadiga	22
Figura 4 – Máquina de flexão rotativa utilizada no ensaio de fadiga	24
Figura 5 – Métodos para levantamento da curva $\sigma \times N$	25
Figura 6 – Curva típica obtida no ensaio de fadiga de metais ferrosos	25
Figura 7 – Curva típica obtida no ensaio de fadiga de metais não ferrosos	26
Figura 8 – Fluxo da informação com as fases de uma revisão sistemática.....	29
Figura 9 – Fluxo da revisão sistemática.....	34
Figura 10 – Circuito para monitorar erros nos canais de carregamento	39
Figura 11 – Medição de momento de flexão em seções	40
Figura 12 – Teste de fadiga em escala real de três paredes de divisão de barris centrais do Boeing F/A-18 anexadas aos dutos do motor.....	44
Figura 13 – Pirâmide de testes.....	48
Figura 14 – Rachadura na fuselagem, Southwest Airlines Boeing 737-300.....	50
Figura 15 – Uma trinca aparecendo na amostra AFL 7050-T7451 com $P_{max} = 158$ kN. A seta indica o ponto de início	51
Figura 16 – Superfície de fratura com estrias circundando o ponto de início, indicado pela seta	52
Figura 17 – Modelo de manobra baseado em dados medidos durante uma manobra de voo "split-s" com um avião F-18.....	54
Figura 18 – Análise de voo: ilustrações baseadas em um voo de um avião F-18 da Força Aérea Finlandesa.....	55
Figura 19 – Relevos de deformação em carregamento uniaxial e carregamento combinado	60

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Itens do <i>checklist</i> da revisão sistemática ou meta-análise.....	27
Tabela 2 – Palavras-chave organizadas por conceito.....	31
Tabela 3 – Informações sobre Palavras-Chave Utilizadas e Número de Artigos Encontrados na Primeira Pesquisa	33
Tabela 4 – Informações sobre Palavras-Chave Utilizadas e Número de Artigos Encontrados na Segunda Pesquisa	33
Tabela 5 – Relação dos Artigos Incluídos na Revisão Sistemática	35

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AI	Artificial Intelligence
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
EBA	Effective Block Approach
FCG	Fadiga por Crescimento de Trinca
LEFM	Linear Elastic Fracture Mechanics
OSR	One Step Residual
PICO	Pesquisa, Identificação, Critérios e Seleção
PCC	Screening for Potentially Relevant Titles and Abstracts, Categorizing Studies for Eligibility e Comprehensive Study Selection
PRISMA	Preferred Reporting Items for Systematic Reviews and Meta-Analyses
SciELO	Scientific Electronic Library Online
SHM	Structural Health Monitoring

LISTA DE SÍMBOLOS

σ	Tensão	MPa
N	Número de ciclos	-
σ_a	Tensão alternada	MPa
$\sigma_{m\acute{a}x}$	Tensão máxima	MPa
$\sigma_{m\acute{i}n}$	Tensão mínima	MPa
σ_{Rf}	Limite de resistência à fadiga	MPa
σ_f	Resistência à fadiga	MPa

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	13
1.1	Objetivo	14
1.1.1	Objetivo geral	14
1.1.2	Objetivos específicos.....	14
1.2	Justificativa	15
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
2.1	Definição de fadiga mecânica	17
2.1.1	Fases da fadiga mecânica.....	18
<u>2.1.1.1</u>	<u>Primeiro estágio – Nucleação da trinca</u>	<u>18</u>
<u>2.1.1.2</u>	<u>Segundo estágio – propagação da trinca</u>	<u>20</u>
<u>2.1.1.3</u>	<u>Terceiro estágio – ruptura do material</u>	<u>22</u>
2.2	Ensaio de fadiga mecânica	23
3	METODOLOGIA	27
3.1	A recomendação PRISMA	27
3.1.1	Plano para coleta de informações e buscas textuais.....	29
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	31
4.1	Definição da palavra-chave	31
4.2	Estratégia de busca	31
4.3	Relatos identificados	32
4.4	REVISÃO	38
4.4.1	Monitoring of Multicomponent Cyclic Loading During Full-Scale Fatigue Tests of Aircraft Structure.....	38
4.4.2	On the Possibility of Structural Fatigue Properties Estimation at the Early Stages of Design Analysis.....	41
4.4.3	Fracture Mechanics in Aircraft Failure Analysis Uses and Limitations....	44
4.4.4	An overview of fatigue in aircraft structures.....	46
4.4.5	Service-life assessment of aircraft integral structures based on incremental fatigue damage modeling	50
4.4.6	Minimizing Fatigue Damage in Aircraft Structures.....	53
4.4.7	Fatigue Analysis and Design Optimization of Aircraft's Central Fuselage 56	
4.4.8	New Criterion for Aircraft Multiaxial Fatigue Analysis	58
4.4.9	About the Evaluation of Fatigue Characteristics in the Early Design Stages of Aircraft 60	

5	CONCLUSÃO	63
6	ESTUDOS FUTUROS.....	65
6.1	Desenvolvimento de Novos Métodos de Análise	65
6.2	Investigação de Materiais Avançados	65
6.3	Análise de Fadiga em Componentes Específicos	65
6.4	Análise de Fadiga em Condições Operacionais Extremas	66
6.5	Monitoramento de Fadiga em Tempo Real	66
6.6	Integração de Tecnologias de Fabricação Aditiva	66
	REFERÊNCIAS.....	67

1 INTRODUÇÃO

A falha por fadiga está presente no dia a dia dos profissionais que atuam na área de engenharia mecânica. A maior parte das estruturas está submetida a cargas que aparentemente são estáticas em uma análise preliminar. Por outro lado, nos componentes mecânicos as falhas estruturais normalmente acontecem em função das cargas dinâmicas e raras são as vezes, que são de origem de cargas estáticas, de acordo com Callister (2012).

Ainda para o autor, embora uma aeronave possa resistir às cargas elevadas oriundas de manobras, pousos e decolagens ou fenômenos da natureza, isto não significa que possua resistência suficiente para suportar a aplicação repetitiva de cargas de valores muito menores, ou seja, estes tipos de máquina estão sujeitos à fadiga.

Estruturas sujeitas às tensões dinâmicas e oscilantes resultam no fenômeno conhecido como fadiga, conforme definido por Callister (2012). Esse tipo de falha ocorre quando um material é submetido a um número específico de ciclos de deformação sob cargas variáveis, mesmo que a tensão aplicada esteja abaixo do limite de escoamento para uma carga estática ou do limite de resistência à tração. Quando um material é submetido a um número específico de ciclos de deformação sob cargas variáveis. Além disso, a fadiga também pode ocorrer após um longo período de tempo com a aplicação repetitiva e constante de uma tensão.

De acordo com Callister (2012), a fadiga é responsável pelo maior índice de falhas em metais, correspondendo a aproximadamente 90% das causas que ocorrem de forma inesperada. Esse fenômeno está associado à propagação de trincas, resultando em fraturas perpendiculares à direção da tensão de tração aplicada.

Desde o final da Segunda Guerra Mundial, os estudos sobre fadiga têm desempenhado um papel fundamental no mercado da aviação comercial e militar. Durante a década de 1950 até o início dos anos 1970, acidentes com perdas de vidas ocorreram de maneira surpreendente. No entanto, hoje em dia, sabe-se que muitos desses acidentes foram causados principalmente pelos efeitos da fadiga.

Dentro desse contexto, diversos estudos têm sido dedicados à análise da fadiga em componentes e estruturas de uso aeroespacial. Essas pesquisas têm como objetivo não apenas melhorar o desempenho e a vida útil das aeronaves, mas, principalmente, garantir a segurança e preservar vidas humanas.

Portanto, a investigação de acidentes aeronáuticos é de extrema importância para aprimorar a segurança de voo. Convenções e resoluções internacionais foram estabelecidas para padronizar os procedimentos de análise e recomendações, a fim de evitar a repetição de casos semelhantes. Cada acidente na aviação traz consigo um aprendizado, e o surgimento de novas tecnologias contribui para evitar que o mesmo tipo de acidente ocorra nas mesmas circunstâncias.

Dentro deste contexto, o presente estudo de trabalho de conclusão de curso (TCC) visa investigar a fadiga por meio de uma pesquisa bibliográfica da literatura utilizando a metodologia “Principais Itens para relatar Revisões Sistemáticas e Meta-Análises” (PRISMA). A metodologia empregada inclui a pesquisa bibliográfica com base nos dados da Biblioteca Científica Eletrônica On-line (SciELO) e Periódicos Capes, tendo como objetos de estudo, periódicos, dissertações e relatórios dos pesquisadores que abordaram o assunto de acidentes aeronáuticos com destaque na parte estrutural no período dos últimos dez anos, 2012 até 2022.

1.1 Objetivo

O objetivo representa a ideia central do trabalho científico. Neste capítulo, será descrito de forma breve e factual o propósito para o qual será conduzido o estudo e o objetivo a ser alcançado com ele.

1.1.1 Objetivo geral

Realização de uma revisão sistemática e meta-análise, de acordo com o protocolo PRISMA (Principais Itens para relatar Revisões Sistemáticas e Meta-Análises) para estudos e relatórios abordando o assunto de fadiga mecânica em estruturas aeronáuticas.

1.1.2 Objetivos específicos

Para alcançar o objetivo deste trabalho, foi utilizado uma revisão sistemática, baseando-se nas etapas sugeridas por Albliwi et al. (2015):

- Determinação do propósito e objetivos do estudo;
- Desenvolvimento de um protocolo de pesquisa, determinando estratégias, avaliação quanto a qualidade e período de pesquisa;

- Definição de critérios de relevância, garantindo a inclusão apenas de artigos pertinentes à pesquisa;
- Realização de pesquisas na literatura;
- Seleção dos estudos baseando-se nos critérios pré-determinados;
- Avaliação da qualidade das publicações;
- Extração dos dados relevantes para as análises;
- Realização das análises;
- Relato da revisão sistemática realizada;
- Disseminação do conhecimento obtido.

1.2 Justificativa

Desde a criação do avião e dos primeiros voos realizados pelo homem, a humanidade buscou desenvolver aeronaves cada vez mais modernas e de melhor desempenho, contudo ao mesmo tempo os acidentes aéreos aconteceram muitas vezes de forma catastrófica. Entretanto, com o desenvolvimento de novas tecnologias e o melhor conhecimento das ações de fluidodinâmica e a criação de protocolos rígidos para averiguação e investigação de incidentes e acidentes, seja por órgãos governamentais ou não, resultaram na diminuição drástica da frequência de ocorrência dos incidentes e dos acidentes.

Atualmente, após todo e qualquer tipo de incidente ou acidente aéreo, tem-se uma investigação com duas linhas em paralelo, a investigação criminal, conduzida por órgãos da aeronáutica responsáveis para apurar os responsáveis por tal acidente e a investigação com caráter preventivo para evitar futuros acidentes do mesmo tipo ou com as mesmas causas.

A necessidade de promover segurança para os passageiros e toda a comunidade aeronáutica é vital. Nota-se que no passado, acidentes eram muito mais comuns se comparados com os dias atuais. Ou seja, os prestadores de serviços de aviação aprenderam com as falhas e concluíram que é de extrema importância utilizar uma abordagem preditiva e constante para que haja incremento da segurança operacional. A partir desse fato, organizações como o Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA), contribuem ativamente para a segurança de voo gerenciando atividades relacionadas à prevenção e investigação de acidentes da aviação no Brasil.

Dessa forma, é possível notar que os estudos de acidentes aeronáuticos podem impactar direta ou indiretamente na melhoria contínua de novas tecnologias e inovações, trazendo diversos benefícios.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo aborda a revisão bibliográfica, também é chamada de revisão de literatura. É uma revisão do que já foi escrito e discutido por outros pesquisadores sobre o tema abordado no trabalho.

2.1 Definição de fadiga mecânica

A palavra fadiga tem origem da palavra latina *fatigare* que significa cansar. Ao notar que o material tinha característica “frágil” sob carregamento repetido, foi sugerido que este tipo de falha ocorria devido à recristalização. Como parecia ocorrer repentinamente em partes que funcionavam durante um certo período, o material ficava “cansado” de carregar cargas repetidas e a fratura ocorria devido à recristalização. É causada por um carregamento alternado e variável e geralmente de valor muito abaixo do que uma carga estática que leva a ruptura macroscópica do material (SOBOYEJO, 2003).

Por outro lado, Cruz (2005), dá uma definição de fadiga onde “O carregamento cíclico de qualquer material sob solicitação mecânica que leva à falha depois de um certo número de ciclos é chamado fadiga dinâmica ou simplesmente fadiga”. Já na definição de Rosa (2002), “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 em seu interior”.

A falha por fadiga com escassa deformação elástica pode ser de natureza frágil, mesmo em metais usualmente dúcteis. Normalmente originam-se com o início de uma fissura ou trinca do material, originadas por elementos tidos como concentradores de tensão local. Sob ciclos de deformação ou tensões sucessivas o termo fadiga é empregado. É usual quando sobre o material agem cargas que diversificam durante um período, resultando em rupturas com valores menores aos limites de escoamento do material. À exceção dos vidros, as cerâmicas e os polímeros são propensos a esse tipo de falha (CALLISTER, 2012).

Para ocorrência do fenômeno da fadiga existir, são necessários três fatores que são os carregamentos cíclicos ou variáveis, as deformações plásticas (macro ou microscópicas) e as tensões normais de tração durante o carregamento cíclico (FONSECA Jr, 2003).

2.1.1 Fases da fadiga mecânica

Sendo definida por três etapas diferentes, o desenvolvimento da falha por fadiga tem a fase de iniciação da trinca, propagação da trinca e falha final. Na primeira etapa, com elevada concentração de tensão, se faz uma pequena trinca em um ponto específico. Em seguida, a trinca se propaga crescendo com cada ciclo de tensão. E, por fim, em consequência da trinca ter avançado a falha ocorre de forma precipitada (CALLISTER, 2012).

2.1.1.1 Primeiro estágio – Nucleação da trinca

Conforme afirma Fonseca Jr (2003), “As trincas por fadiga são encontradas na maioria das vezes em superfícies livres. Nas raras vezes onde as trincas por fadiga ocorrem no interior do material, existe sempre uma interface envolvida”.

Ou seja, nas superfícies livres de metais sujeitos ao carregamento cíclico as trincas de fadiga nucleiam, podendo ser por tensão provocada por alteração de temperatura ou por meio de tensão externa efetuada. Isso acontece, pois nas superfícies livres a deformação plástica cíclica é maior, devido ao menor grau de limitação à deformação dessa área criada pelas regiões vizinhas ou às maiores tensões desenvolvida. De acordo com a concentração de tensão as trincas são capazes de serem nucleadas em segundas fases da microestrutura ou em defeitos internos (BRAGA, 2018).

Ainda para Braga (2018) os sítios para nucleação de trincas de fadiga são classificados em quatro tipos de que são: as bandas persistentes de deformação, contornos de grão, partículas de segunda fase e defeitos internos. A nucleação é um processo de deformação plástica, e breves sobrecargas no ciclo de tensões conseguem estimular a liberação de discordâncias ancoradas, permitindo a sua movimentação e a nucleação de trincas.

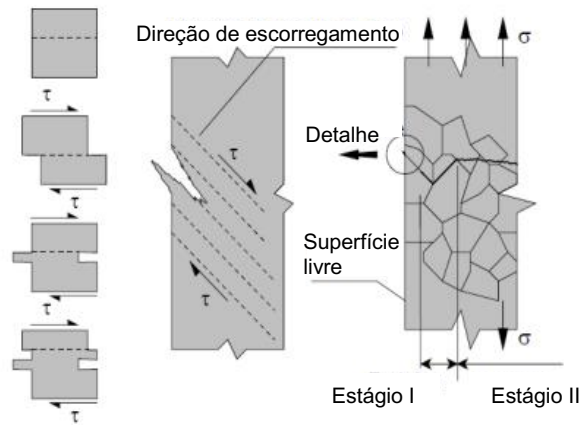
Porém na condição de altas concentrações de tensão que as microtrincas tendem a se iniciar. Em geral, as microfissuras se iniciam como resultado de processos de deslizamento devido à deformação plástica. As discordâncias emergem nas superfícies ou se acumulam contra obstáculos como em contornos de grãos para formar bandas de deslizamento. Outra forma de iniciação de microfissura é por influência do ambiente (SOBOYEJO, 2003).

Segundo Soboyejo (2003), os quatro estágios principais de iniciação de trincas identificados envolvem:

- Encruamento ou amolecimento localizado devido ao acúmulo de degraus de deslizamento na superfície. Estes deslocamentos surgem sobre as duas metades de cada ciclo de fadiga, isso ocorre em amplitudes de deformação de plano alternado suficientemente altos em que o deslizamento pode se acumular em uma região local e isso leva ao aumento da rugosidade superfície;
- Formação de intrusões e extrusões, que se formam quando o deslizamento sequencial ocorre em dois planos de deslizamento que se cruzam. Esses sistemas são capazes de operar consecutivamente ou simultaneamente durante o ciclo reverso para dar origem aos pares de intrusões e extrusões;
- Formação de microfissuras. As trincas frequentemente se propagam inicialmente ao longo de planos cristalográficos de tensão de cisalhamento máxima. Geralmente são verificadas pelo poder de resolução do microscópio ou pela resolução da ferramenta de inspeção não destrutiva que é utilizada;
- Formação de microfissuras. Como resultado da coalescência de microfissuras ou crescimento de trincas para um tamanho particular da trinca onde a trinca começa a se propagar com a direção de propagação perpendicular à direção do eixo principal.

O modelo representado na figura 1 mostra a sequência de movimentos de deslizamento responsáveis pela formação de uma intrusão e uma extrusão:

Figura 1 – Formação das bandas de deslizamento pela solicitação cíclica

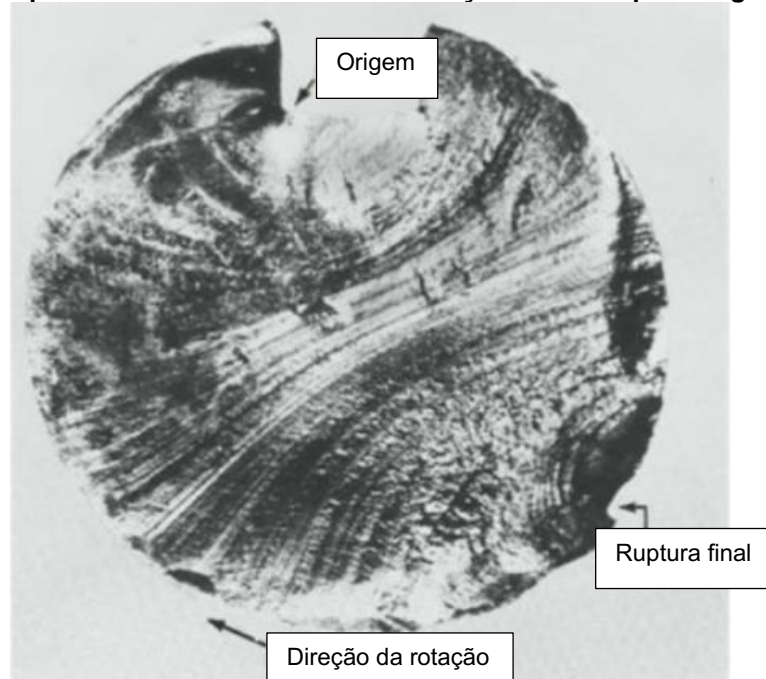


Fonte: Rosa (2002)

2.1.1.2 Segundo estágio – propagação da trinca

Durante a etapa de propagação da trinca na região de superfície da fratura é formado dois tipos de marca, intituladas marcas de praia e estrias. Elas aparecem como nervuras coincidentes que se alastram de forma afastada do sítio da origem da trinca e indicam a posição da extremidade da trinca até ao momento. As marcas de praia ou conchas são identificadas em elementos que passaram por paradas no decorrer do estágio de desenvolvimento da trinca, em que cada marca simboliza um intervalo de tempo ao longo do qual decorreu a expansão da trinca e são capazes de ser vistas a olho nu conforme a figura 2. (CALLISTER, 2012).

Figura 2 – Superfície de fratura de um eixo de aço com falha por fadiga



Fonte: Callister (2012)

Para Soboyejo (2003) é improvável que algum modelo único de crescimento de trincas por fadiga possa explicar completamente a gama de mecanismos de extensão de fissura que são possíveis em diferentes materiais sobre a ampla variação de níveis de tensão que são encontrados na prática. Muitos mecanismos são baseados na ruptura por cisalhamento, no entanto, são úteis para fornecer informações sobre os tipos de processos que podem ocorrer nas pontas das trincas durante a propagação de trincas por fadiga. Um dos modelos propostos foi baseado em observações do crescimento de trincas por fadiga em ligas de alumínio, sugeriu-se que a extensão da trinca por fadiga ocorre como resultado de rajadas de fratura frágil e dúctil e que a proporção de frágil e fratura dúctil em uma situação depende da ductilidade do material.

O crescimento de trinca pode ocorrer em alguns casos por ligação vazia, esses vazios são formados durante o ciclo direto em torno de partículas que fraturam durante o ciclo reverso anterior. A rachadura ocorre então pelo estrangulamento para baixo do material até que o vazio se ligue à rachadura. Outra alternativa é um modelo baseado em que novas superfícies de trincas são formadas por descoesão plástica no cisalhamento, no limite do esforço de tração. Neste modelo, o crescimento onde eles conjecturam que o deslizamento ocorrerá apenas em um dos dois planos de deslizamento disponíveis (SOBOYEJO, 2003).

2.1.1.3 Terceiro estágio – ruptura do material

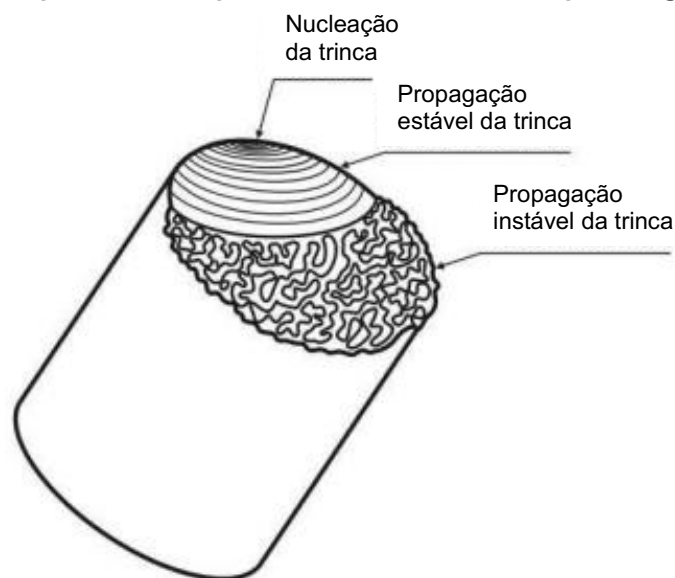
Segundo Fonseca Jr (2003), com o estudo da superfície da fratura de fadiga pode-se determinar:

- Os pontos de nucleação;
- Direção de crescimento da trinca;
- Tamanho da trinca de fadiga antes da ruptura final;
- Intensidade do esforço que foi submetido o material;
- Direção de carregamento.

O componente situa-se dependendo das modificações súbitas de carga de fadiga no decorrer do período de serviço, mediante marcas que utilizam o nome de marcas de praia que essas alterações transparecem na macroestrutura da superfície da fratura. Essas marcas admitem investigações que direcionam ao entendimento do início do desenvolvimento da fratura e mostram-se curvadas em relação à origem da falha. Em geral, nas marcas de praia as bandas mais claras simbolizam uma propagação essencialmente plana e níveis de tensões mais baixos, e as bandas mais escuras retratam a uma propagação mais tortuosa e níveis de tensões mais elevados (GARCIA; SPIM; SANTOS, 2012).

A figura 3 demonstra um esquema de uma superfície que fratura em fadiga:

Figura 3 – Esquema das etapas do processo de fratura por fadiga



Fonte: Garcia, Spim e Santos (2012)

No regime de baixo número de ciclos para a falha, a nucleação e a propagação da trinca de fadiga ocorrem acompanhadas por um escoamento generalizado na superfície da peça, resultando em geral numa superfície corrugada, pelo elevado grau de deformação plástica (ROSA, 2012).

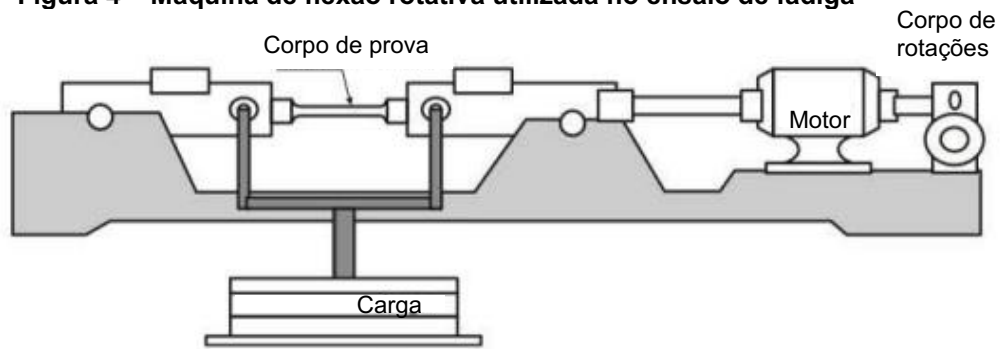
No regime de alto número de ciclos para a falha, a deformação elástica é predominante, sendo a nucleação de trincas um fenômeno muito raro, ocorrendo em zonas bastante localizadas. A maior parte da superfície permanece sem alteração, ocorrendo a formação de poucas microtrincas, e a propagação de uma delas é suficiente para provocar a ruptura (ROSA, 2012).

De acordo com Callister (2012), a ruptura por fadiga acontece quando um nível máximo de tensão é capaz de ser consideravelmente inferior ao limite de resistência à tração ou o limite de escoamento elástico, e é um modelo frequente de falha catastrófica em que o nível da tensão aplicada varia ao longo do tempo. Devido a essas solicitações cíclicas, a ruptura realiza-se à medida que se instaura em uma trinca (nucleação) ou minúscula falha superficial, e se distribui prolongando o seu tamanho. Com as marcas de praia podem-se observar a olho nu as trincas na superfície e identificar falhas por fadiga.

2.2 Ensaio de fadiga mecânica

As características dos materiais sujeitos a fadiga são capazes de ser estipuladas por ensaios de laboratório como qualquer outra propriedade mecânica. Abrangendo a mecânica da fratura e a tenacidade à fratura em circunstâncias cíclicas, os ensaios que envolvem a preexistência de uma trinca ou defeito superficial não são percorridos simplesmente como fadiga. Os ensaios feitos em materiais íntegros em níveis de tensões inferiores ao limite de resistência do material e para um número superior que 10^2 ciclos (ou seja, 100 ciclos) são para estudo de nucleação de trincas ou fadiga por desgaste (GARCIA; SPIM; SANTOS, 2012). A figura 4, ilustra um esboço do aparato experimental utilizado no ensaio de fadiga:

Figura 4 – Máquina de flexão rotativa utilizada no ensaio de fadiga



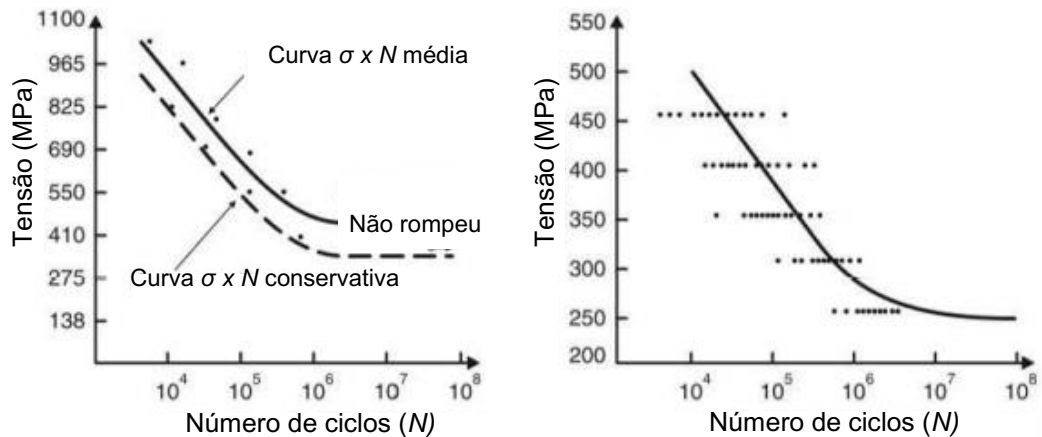
Fonte: Garcia, Spim e Santos (2012)

A forma costumeira de exposição dos resultados do ensaio de fadiga é edificada pelo gráfico de tensão (σ) contra o número de ciclos (N) necessários para que aconteça a fratura, denominada curva de Wöhler ou curva σ - N . Em geral, com a tensão sem ajuste para concentração, no gráfico é amostrada a tensão nominal, podendo ser σ_a , $\sigma_{máx}$ ou σ_{min} e para o número de ciclos é admitida uma escala logarítmica. Os métodos mais habituais para a execução dos ensaios são o método padrão ou método da tensão constante (GARCIA; SPIM; SANTOS, 2012).

Para Garcia, Spim e Santos (2012), no método padrão ensaiam um ou dois corpos de prova para uma tensão estipulada abaixo da tensão mínima do material e estima-se o levantamento da curva $\sigma \times N$ com poucos corpos de prova. Os corpos de prova apenas continuam sendo ensaiados com uma tensão maior no caso de os corpos de prova precedentes completarem a vida útil predeterminado, e assim por diante. Ainda para o autor, no método da tensão constante diversos corpos de prova são ensaiados para toda tensão e as tensões são escolhidas em valores intervalados e com os valores é elaborada uma curva média que compreende todos os pontos.

A figura 5 um esquemático da aplicação das metodologias em que o primeiro gráfico à esquerda apresenta o método padrão e o segundo gráfico à direita o método da tensão constante.

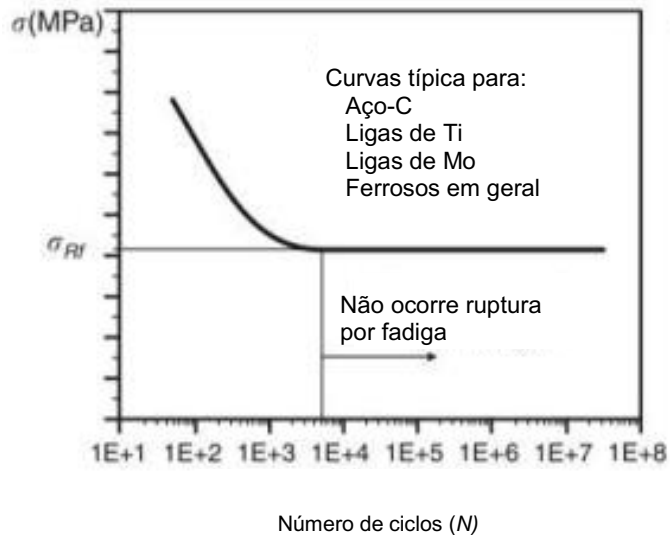
Figura 5 – Métodos para levantamento da curva $\sigma \times N$



Fonte: Garcia, Spim e Santos (2012)

Conforme afirma Garcia, Spim e Santos (2012) em materiais ferrosos e ligas de titânio, o corpo de prova em tempo algum sofrerá ruptura por fadiga, correntemente, a curva σ - N contém um limite de tensão denominado de limite de resistência à fadiga (σ_{Rf}) que obtém a forma de um patamar horizontal da forma que, para valores inferiores a esse limite não acontece a ruptura por fadiga, conforme figura 6.

Figura 6 – Curva típica obtida no ensaio de fadiga de metais ferrosos

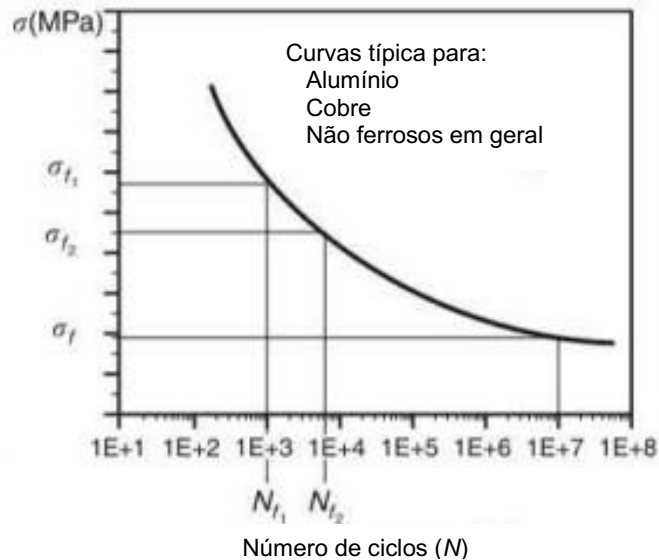


Fonte: Garcia, Spim e Santos (2012)

Para materiais como a maior parte das ligas não ferrosas (alumínio, cobre, magnésio etc.) a fadiga é designada pela resistência à fadiga (σ_f) que é a tensão na

qual sucede a ruptura para um número arbitrário de ciclos de aplicação de carga, esses materiais não apontam limite de resistência a fadiga pois a tensão diminui de modo contínuo com o número de ciclos de aplicação de carga, conforme a figura 7.

Figura 7 – Curva típica obtida no ensaio de fadiga de metais não ferrosos



Fonte: Garcia, Spim e Santos (2012)

De acordo com Garcia, Spim e Santos (2012) a vida em fadiga corresponde ao número de ciclos que provocará a ruptura para um determinado nível de tensão. O ensaio é capaz de ser dividido em função do número de ciclos necessários para que a fratura aconteça, especificados em fadiga de baixo ciclo para o caso de ruptura abaixo de 10^4 ciclos e fadiga de alto ciclo para os casos acima deste limite. Normalmente, a fadiga de alto ciclo com as deformações empregadas no decorrer da execução do ensaio predominantemente elástica estão relacionadas às propriedades elásticas do material, enquanto a fadiga de baixo ciclo propiciando determinações do desempenho dúctil do material é definida pela presença de deformação plástica cíclica acentuada.

3 METODOLOGIA

Este capítulo é reservado ao desenvolvimento metodológico com a finalidade de atender os objetivos definidos nesta dissertação.

A revisão sistemática surgiu da necessidade de aprimorar o processo de levantamento de estudos científicos que sejam relevantes a um determinado assunto, segundo Sampaio e Mancini (2007) “As revisões sistemáticas são desenhadas para ser metódicas, explícitas e passíveis de reprodução”. Sendo assim nota-se que a revisão sistemática não só permite aprimorar o processo de levantamento de conteúdos, como também mostrar um caminho a ser seguido para futuras pesquisas.

Quanto à natureza da pesquisa, este trabalho de conclusão de curso enquadra-se em uma pesquisa sistemática, que é composta por um método para a avaliação de diversos dados simultâneos. De forma imparcial e objetiva, permite ao pesquisador responder uma pergunta específica através de métodos sistemáticos e definidos na seleção dos estudos, extração dos dados e análise dos resultados.

Desta forma, este trabalho classificado como uma revisão sistemática busca compreender o fenômeno de falha dos materiais na fuselagem aeronáutica, com auxílio do método PRISMA.

3.1 A recomendação PRISMA

Com a finalidade de auxiliar os autores a aperfeiçoarem o relato de revisões sistemáticas e meta-análises, o protocolo PRISMA consiste em um checklist com 27 itens conforme mostra a tabela 1 e um fluxograma de quatro etapas, conforme ilustrado na figura 8.

Tabela 1 - Itens do *checklist* da revisão sistemática ou meta-análise

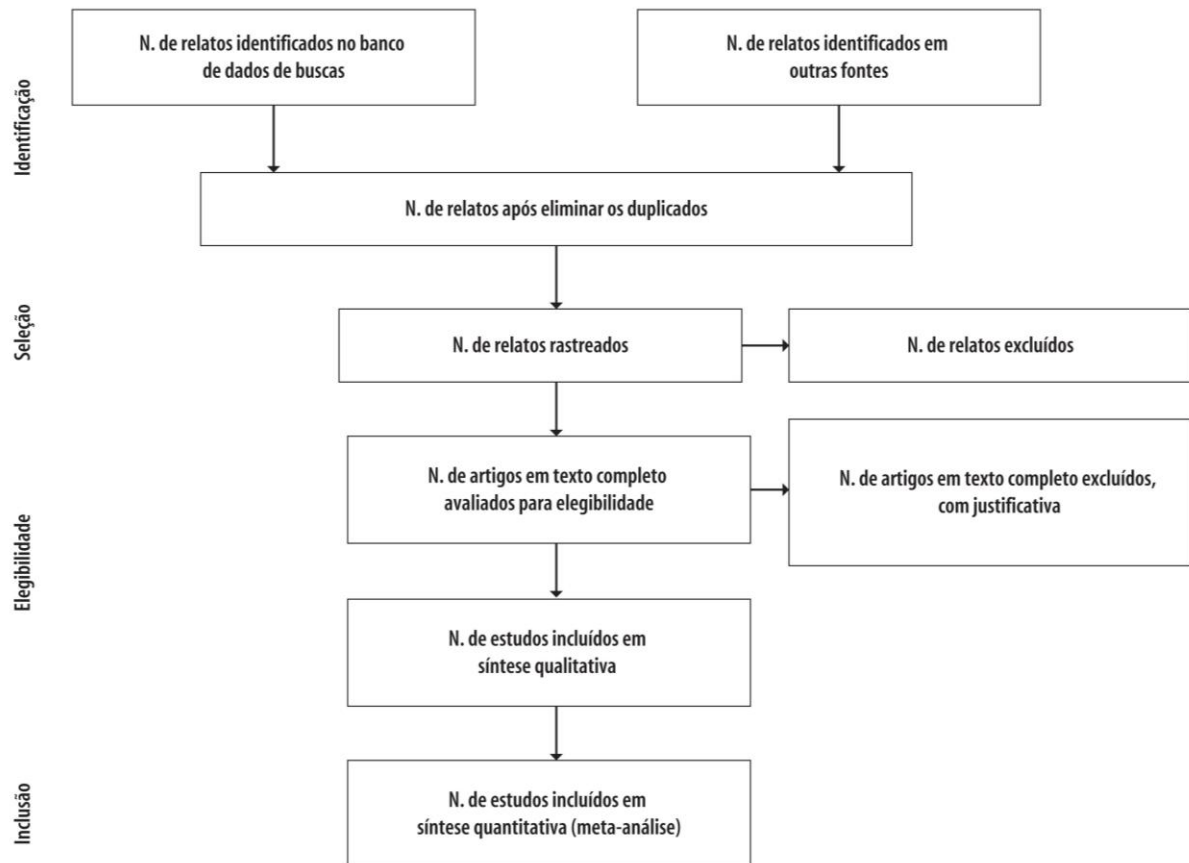
Seção/Tópico	N.	Item do <i>checklist</i>
TÍTULO		
Título	1	Identifique o artigo como uma revisão sistemática, meta-análise ou ambos.
RESUMO		
Resumo estruturado	2	Apresente um resumo estruturado incluindo, se aplicável: referencial teórico; objetivos; fonte de dados; critérios de elegibilidade; participantes e intervenções; avaliação do estudo e síntese dos métodos; resultados; limitações; conclusões e implicações dos achados principais; número de registro da revisão sistemática.
INTRODUÇÃO		
Racional	3	Descreva a justificativa da revisão no contexto do que já é conhecido.
Objetivos	4	Apresente uma afirmação explícita sobre as questões abordadas com referência a participantes, intervenções, comparações,

		resultados e delineamento dos estudos (PICOS: P (Pesquisa), I (Identificação), C (Critérios) e O (Seleção)).
MÉTODOS		
Protocolo e registro	5	Indique se existe um protocolo de revisão, se é onde pode ser acessado (ex. endereço eletrônico), e, se disponível, forneça informações sobre o registro da revisão, incluindo número de registro.
Critérios de elegibilidade	6	Especifique características do estudo (ex.: PICOS, extensão de seguimento) e características dos relatos (ex. anos considerados, idioma, a situação da publicação) usadas como critérios de elegibilidade, apresentando justificativa.
Fontes de informação	7	Descreva todas as fontes de informação na busca (ex.: base de dados com datas de cobertura, contato com autores para identificação de estudos adicionais) e data da última busca.
Busca	8	Apresente a estratégia completa de busca eletrônica para pelo menos uma base de dados, incluindo os limites utilizados, de forma que possa ser repetida.
Seleção dos estudos	9	Apresente o processo de seleção dos estudos (isto é, rastreados, elegíveis, incluídos na revisão sistemática, e, se aplicável, incluídos na meta-análise)
Processo de coleta de dados	10	Descreva o método de extração de dados dos artigos (ex.: formulários piloto, de forma independente, em duplicata) e todos os processos para obtenção e confirmação de dados dos pesquisadores.
Lista dos dados	11	Liste e defina todas as variáveis obtidas dos dados (ex.: PICOS, fontes de financiamento) e quaisquer suposições ou simplificações realizadas.
Risco de viés em cada estudo	12	Descreva os métodos usados para avaliar o risco de viés em cada estudo (incluindo a especificação se foi feito no nível dos estudos ou dos resultados), e como esta informação foi usada na análise de dados.
Medidas de sumarização	13	Defina as principais medidas de sumarização dos resultados (ex.: risco relativo, diferença medial)
Síntese dos resultados	14	Descreva os métodos de análise dos dados e combinação de resultado dos estudos, se realizados, incluindo medidas de consistência para cada meta-análise.
Risco de viés entre estudos	15	Especifique qualquer avaliação do risco de viés que possa influenciar a evidência cumulativa (ex.: viés de publicação, relato seletivos nos estudos).
Análises adicionais	16	Descreva métodos de análise adicional (ex.: análise de sensibilidade ou análise de subgrupos, metarregressão), se realizados, indicando quais foram pré-especificados.
RESULTADOS		
Seleção de estudos	17	Apresente números dos estudos rastreados, avaliados para elegibilidade e incluídos na revisão, razões para exclusão em cada estágio, preferencialmente por meio de gráfico de fluxo.
Características dos estudos	18	Para cada estudo, apresente características para extração dos dados (ex.: tamanho do estudo, PICOS, período de acompanhamento) e apresente as citações.
Risco de viés em cada estudo	19	Apresente dados sobre o risco de viés em cada estudo e, se disponível, alguma avaliação em resultados (item 12).
Resultados de estudos individuais	20	Para todos os desfechos considerados (benefícios ou riscos), apresente cada estudo: (a) sumário simples de dados para cada grupo de intervenção e (b) efeitos estimados e intervalos de confiança, preferencialmente por meio dos gráficos de floresta.
Síntese dos resultados	21	Apresente resultados para cada meta-análise feita, incluindo intervalos de confiança e medidas de consistência.
Risco de viés entre estudos	22	Apresente resultados da avaliação de risco de viés entre dos estudos (item 15).

Análises adicionais	23	Apresente resultados de análises adicionais, se realizadas (análise de sensibilidade ou subgrupos, metarregressão [item 16]).
DISCUSSÃO		
Sumário da evidência	24	Sumarize os resultados principais, incluindo a força de evidência para cada resultados; considere sua relevância para grupos-chave (ex.: profissionais da saúde, usuários e formuladores de políticas).
Limitações	25	Discuta limitações no nível dos estudos e dos desfechos (ex.: risco de viés) e no nível da revisão (ex.: obtenção incompleta de pesquisas identificadas, viés de relato).
Conclusões	26	Apresente a interpretação geral dos resultados no contexto de outras evidências e implicações para futuras pesquisas.
FINANCIAMENTO		
Financiamento	27	Descreva fontes de financiamento para a revisão sistemática e outros suportes (ex.: suprimento de dados); papel dos financiadores na revisão sistemática.

Fonte: Galvão, Pansani e Harrad (2015)

Figura 8 – Fluxo da informação com as fases de uma revisão sistemática



Fonte: Galvão, Pansani e Harrad (2015)

3.1.1 Plano para coleta de informações e buscas textuais

Os critérios foram adotados de modo que futuros pesquisadores possam repetir o procedimento. Mostrar para os leitores qual a quantidade de artigos

encontrados em cada etapa de busca e seleção de estudo, até a seleção da amostra final dos artigos da revisão. A partir da busca na base de dados escolhida, no caso os Periódicos Capes e Biblioteca Científica Eletrônica On-line, os registros foram refinados até chegar à quantidade final de artigos que foram incluídos na revisão.

Para definir o critério de busca foi realizado a seleção dos autores com base nas palavras-chave e sinônimos relacionados ao assunto e isso irá gerar um número geral de artigos. Diante do número geral, foi executada a aplicação de filtros do critério de inclusão, aplicação do idioma e intervalo de tempo da publicação, essas aplicações de filtro são adotadas para que alguns registros já sejam removidos antes da triagem, aplicada uma ferramenta automatizada (*Rayyan*) para auxiliar na remoção dos artigos indesejados.

Na triagem foi feita a leitura do título e do resumo e serão excluídos aqueles que não estão relacionados ao objeto e não respondem à pergunta da revisão, ou seja, que não respondem qual o principal motivo dos acidentes em estruturas de aeronaves. Após a triagem, foram feitos o acesso e a leitura do texto completo para avaliar se realmente o estudo é compatível e se é capaz ou não responder à pergunta de revisão sistemática referente ao assunto de principal causa de fadiga mecânica em fuselagens de aeronaves.

Nas publicações que foram avaliadas para elegibilidade, foi também analisado se o artigo irá compor a amostra ou se será excluído do banco de dados. Se for removido após a leitura, deverá ter a razão explícita e exposta com uma causa plausível, seja porque não responde a pergunta central, por falar de outro assunto ou qualquer motivo desde que seja exemplificada e registrada as razões.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Neste capítulo, são apresentados os resultados obtidos a partir da coleta dos dados durante a pesquisa. Em seguida, destaca-se uma análise sobre os principais achados, relacionando-os aos objetivos e à fundamentação teórica previamente apresentada.

4.1 Definição da palavra-chave

A definição de palavras-chave em uma revisão sistemática é um processo importante para ajudar na identificação dos estudos relevantes para a análise. As palavras-chave são termos que resumem o tema ou assunto abordado na revisão e são utilizadas para buscar artigos relevantes nas bases de dados eletrônicas.

Para definir as palavras-chave, foi necessário identificar os principais conceitos que seriam abordados na revisão. Em seguida, foi possível utilizar sinônimos, termos relacionados e variações linguísticas para ampliar a busca e incluir todos os estudos relevantes.

É importante que as palavras-chave sejam precisas e específicas, de forma a evitar a inclusão de estudos irrelevantes na análise. Abaixo, as palavras selecionadas para a pesquisa:

Tabela 2 – Palavras-chave organizadas por conceito

Conceito	Palavras-chave
Fadiga	Fadiga mecânica, teste de fadiga
Aeronáutica	Aeronáutica, aeronaves, regulamentação aeronáutica
Análise	Monitoramento de fadiga, análise de falha
Engenharia	Estrutura aeronáutica, componente estrutural

Fonte: Autoria Própria (2023)

Uma vez definidas as palavras-chave, é possível utilizá-las para realizar a busca nas bases de dados eletrônicas, como Periódicos Capes e Biblioteca Científica Eletrônica On-line, e identificar os estudos relevantes para a revisão sistemática.

4.2 Estratégia de busca

A estratégia de busca é um componente crítico da revisão sistemática, pois é responsável por identificar todos os estudos relevantes para a questão de pesquisa.

A estratégia de busca PCC (*Screening for Potentially Relevant Titles and Abstracts, Categorizing Studies for Eligibility, Comprehensive Study Selection*) (ou PICO) é frequentemente usada em revisões sistemáticas para ajudar a delinear a pergunta de pesquisa e identificar os termos de busca relevantes. PCC é um acrônimo que significa População, Intervenção, Comparação e Resultados (*Outcome*, em inglês). Cada letra do acrônimo representa um elemento-chave que ajuda a definir a questão de pesquisa de forma clara e específica. Além disso, o uso ajuda a garantir que todos os elementos importantes sejam abordados e considerados durante a revisão sistemática.

Sendo que neste trabalho o problema de estudo foi definido como falha por fadiga em estruturas aeronáuticas, a intervenção de interesse foi verificar qual o principal motivo, e o desfecho foi evitar que os mesmos erros sejam cometidos em projetos futuros.

Para cada base de dados, utilizando os termos de busca relevantes para cada um dos componentes do PICO, foi importante incluir sinônimos e termos relacionados para garantir que nenhum estudo relevante seja perdido. Também é possível usar operadores booleanos (AND, OR) e truncamentos para expandir ou limitar a busca.

4.3 Relatos identificados

As buscas nas bases de dados resultaram em um total de 1.174 artigos que continham as palavras-chave, somatória da primeira e da segunda pesquisa. Deste total, 9 atenderam aos critérios de inclusão, e que foram importantes para a execução deste trabalho.

Durante a fase de identificação dos arquivos para a pesquisa em questão, foi utilizada a base de dados da CAPES e SCIELO, com o intuito de encontrar artigos relevantes sobre o tema proposto. As palavras-chave "Mechanical Fatigue" OR "Fatigue Monitoring" OR "Failure analysis" OR "Fatigue Test" OR "Structural Component" AND "Aircraft" OR "Plane" e "Fatigue" AND "Aircraft" OR "Plane" OR "Aeronautics" OR "Airplane" foram combinadas conforme tabela 3, a busca foi restrita aos últimos 10 anos e aos artigos cujas palavras-chave estavam presentes no título.

Tabela 3 – Informações sobre Palavras-Chave Utilizadas e Número de Artigos Encontrados na Primeira Pesquisa

Base de Dados	Palavras-chave	Identificação
Scielo	"Mechanical Fatigue" OR "Fatigue Monitoring" OR "Failure analysis" OR "Fatigue Test" OR "Structural Component" AND "Aircraft" OR "Plane"	3
Capes	"Mechanical Fatigue" OR "Fatigue Monitoring" OR "Failure analysis" OR "Fatigue Test" OR "Structural Component" AND "Aircraft" OR "Plane"	28

Fonte: Autoria Própria (2023)

A pesquisa foi realizada duas vezes porque na primeira, a quantidade de artigos encontrados foi considerada insuficiente para atender aos objetivos da pesquisa, conforme tabela 4. Isso pode ter acontecido por diversos motivos, como a escolha de palavras-chave inadequadas, a utilização de bases de dados limitadas ou a restrição de critérios de busca. E, alterando alguns parâmetros para ampliar o universo de artigos disponíveis para análise, o resultado almejado foi atingido.

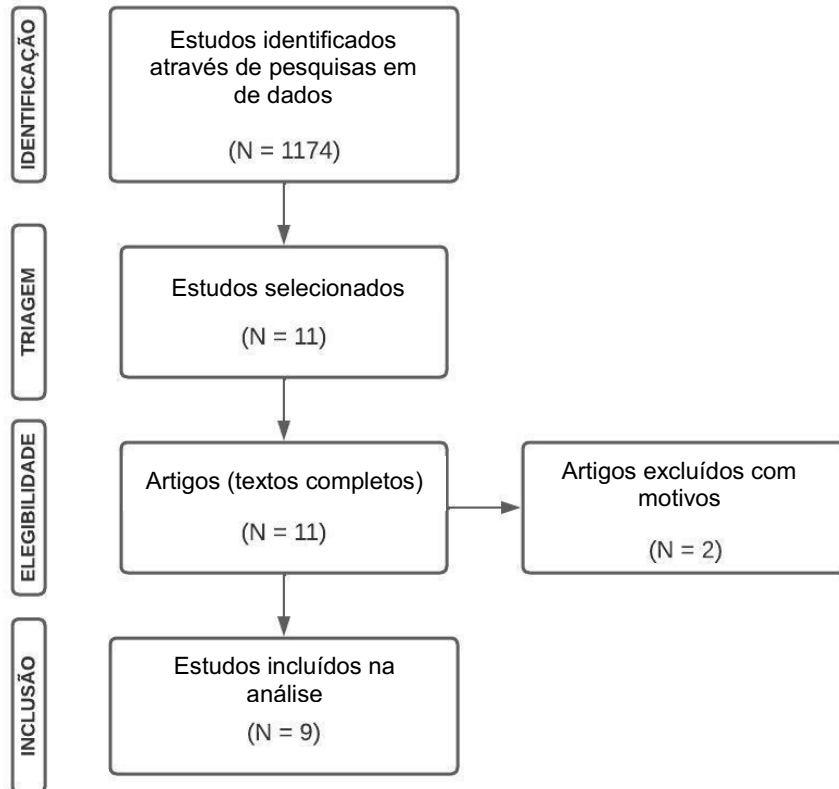
Tabela 4 – Informações sobre Palavras-Chave Utilizadas e Número de Artigos Encontrados na Segunda Pesquisa

Base de Dados	Palavras-chave	Identificação
Scielo	"Fatigue" AND "Aircraft" OR "Plane" OR "Aeronautics" OR "Airplane"	263
Capes	"Fatigue" AND "Aircraft" OR "Plane" OR "Aeronautics" OR "Airplane"	880

Fonte: Autoria Própria (2023)

Após a busca, foi realizada a fase de triagem, na qual os artigos foram revisados (título e resumo) e selecionados aqueles que atenderam aos critérios estabelecidos. Do total de 1.174 artigos encontrados, 1.163 foram removidos pois não respondiam à pergunta norteadora, conforme figura 9.

Figura 9 – Fluxo da revisão sistemática



Fonte: Autoria própria (2023)

Na fase seguinte, de elegibilidade, os artigos foram lidos integralmente e escolhidos apenas aqueles que abordavam o tema proposto e que foram incluídos na análise do presente estudo. Dessa forma, foram selecionados 9 artigos que atenderam aos critérios estabelecidos e que contribuiriam para a elaboração do estudo em questão.

A utilização das bases de dados CAPES e SCIELO mostrou-se eficiente para a busca de artigos relevantes sobre o tema de fadiga em estrutura aeronáutica. Além disso, a fase de triagem e elegibilidade permitiu a seleção apenas dos artigos mais pertinentes e que atendiam aos critérios estabelecidos.

Durante a realização da pesquisa nas duas bases de dados, verificou-se que os itens mais relevantes para o estudo estavam presentes no título, no resumo e nas palavras-chave dos artigos. Utilizando o método de seleção estabelecido, foram encontrados inicialmente 1174 artigos, que passaram por procedimentos de filtragem e eliminação, incluindo a remoção de trabalhos em duplicata, artigos que não estavam alinhados com o tema pesquisado e capítulos de livros.

Ao final desse processo, foram obtidos um total de 11 artigos que atenderam aos critérios estabelecidos e foram lidos integralmente. Destes, 9 artigos foram incluídos na revisão sistemática por estarem dentro do escopo da pesquisa. A Tabela 5 apresenta os artigos selecionados, contendo informações sobre os autores, título do artigo, ano de publicação e principais resultados.

Tabela 5 – Relação dos Artigos Incluídos na Revisão Sistemática

Autores	Título	Ano de publicação	Resultados Principais
K.S. Shcherban, M.D. Zaitsev, A.A. Surnachev, e M.M. Bogatyrev	<i>Monitoring of Multicomponent Cyclic Loading During Full-Scale Fatigue Tests Of Aircraft Structure</i>	2020	O monitoramento preciso da carga e integridade estrutural é essencial nos testes de fadiga em aeronaves. É crucial medir as forças aplicadas à estrutura e os fatores de força em seções-chave para evitar erros na determinação das características de fadiga. O uso de dinamômetros com <i>strain gauges</i> independentes é fundamental, garantindo uma precisão de medição abaixo de 1% do valor nominal. O monitoramento de carga por meio de pontes de deformação calibradas evita erros metodológicos, enquanto a análise de ciclogramas e o cálculo do estresse reduzido permitem avaliar a durabilidade. O monitoramento de danos em áreas críticas, como concentradores de tensão e juntas longitudinais, é crucial, e variações nos momentos de flexão podem ter efeitos significativos no dano por fadiga. Em resumo, é possível monitorar o carregamento variável em testes de fadiga em aeronaves, utilizando diversas fontes de dados e ferramentas de medição precisas.
E. V. Kasumov	<i>On The Possibility Of Structural Fatigue Properties Estimation At The Early Stages Of Design Analysis</i>	2014	Obter estimativas preliminares das características de fadiga é essencial no projeto inicial de sistemas mecânicos de aeronaves. A ênfase recai nos estresses máximos por ciclo, vida útil por fadiga e materiais compostos. Métodos como o Método dos Elementos Finitos são utilizados para obter parâmetros estruturais adequados. Limites de fadiga são estimados a partir de amostras de material, ajustados para considerar fatores como fabricação e condições ambientais. Um fator de segurança é aplicado para determinar a vida útil segura. Softwares são empregados para estudar a resposta dinâmica da estrutura e buscar parâmetros racionais. As estimativas de fadiga orientam a escolha da solução técnica adequada para os testes em escala real.

R.J.H. Wanhill, L. Molent e S.A. Barter	<i>Fracture Mechanics in Aircraft Failure Analysis Uses and Limitations</i>	2013	O uso da mecânica da fratura na análise de falhas em estruturas de aeronaves, destacando a importância de considerar a complexidade das estruturas e o impacto da severidade de uso da aeronave. São mencionados três tipos de análises de crescimento de trincas, incluindo abordagens baseadas em mecânica da fratura elástica linear (LEFM), análises não baseadas em LEFM e uma abordagem híbrida chamada <i>Effective Block Approach</i> (EBA). O texto ressalta as limitações dessas análises, como a falta de consideração de variações na geometria da estrutura e a necessidade de dados de quantificação de fratura (QF) para análises não baseadas em LEFM. O EBA combina análises LEFM e não-LEFM e é considerado flexível, mas também possui algumas limitações. No geral, a análise de crescimento de trincas por fadiga requer considerações cuidadosas e a avaliação de várias variáveis para ser aplicada de forma confiável em estruturas de aeronaves.
S. M. O. Tavares e M. S. T. de Castro	<i>An overview of fatigue in aircraft structures</i>	2017	A abordagem de tolerância a danos no design de aeroestruturas é crucial para garantir a integridade estrutural diante de danos, permitindo economia de peso. Estratégias conservadoras e métodos estatísticos são utilizados na avaliação da fadiga, considerando a variabilidade dos materiais. A evolução do design aeronáutico envolveu uma mudança para a tolerância a danos, com ênfase na fadiga e corrosão. A escolha adequada de materiais, como alumínio e compósitos, desafia o equilíbrio entre peso, resistência e custo. A segurança das estruturas é garantida por meio de abordagens de projeto, inspeção e aposentadoria. A harmonização global das regulamentações sobre fadiga é fundamental para a segurança das aeronaves.
Stefan B. Lindström, Johan Moverare, Jinghao Xu, Daniel Leidermark, Robert Eriksson, Hans Ansell e Zlatan Kapidžić	<i>Service-life assessment of aircraft integral structures based on incremental fatigue damage modeling</i>	2023	Experimentos de fadiga de alto ciclo de amplitude variável para validar o modelo OSR (<i>One Step Residual</i>), utilizado na avaliação de vida útil por fadiga em estruturas de alumínio de aeronaves. O modelo OSR considera parâmetros como rugosidade da superfície e probabilidade aceitável de falha. Também são discutidas abordagens alternativas, como o acúmulo de danos de fadiga e o modelo de dano por fadiga incremental. O modelo OSR mostra-se eficiente na avaliação da vida útil de estruturas submetidas a cargas variáveis e proporcionais, mas mais estudos experimentais são

			necessários para confirmar sua capacidade de previsão sob carga não proporcional.
Marja Ruotsalainen, Juha Jylhä e Ari Visa	<i>Minimizing Fatigue Damage in Aircraft Structures</i>	2016	Sistemas de monitoramento de saúde estrutural (SHM) com o uso de inteligência artificial (IA) têm sido desenvolvidos para prevenir falhas, estender a vida útil das aeronaves e otimizar seu uso. Sensores coletam dados de monitoramento e algoritmos de IA os analisam, melhorando a precisão e a cobertura da avaliação estrutural. A detecção de danos por fadiga e a identificação de manobras de voo são aplicações bem-sucedidas. O uso de regras lógicas e programação genética permite a classificação de danos e a otimização do uso da aeronave. No entanto, existem desafios regulatórios, de processamento de dados, de conhecimento especializado e de interpretação dos resultados. A IA tem o potencial de aprimorar a avaliação da saúde estrutural e o uso de aeronaves.
R Abbishek, B Ravi Kumar e H Sankara Subramanian	<i>Fatigue Analysis and Design Optimization of Aircraft's Central Fuselage</i>	2017	A fuselagem central de uma aeronave desempenha um papel crucial, sendo responsável por transferir cargas e conectar partes importantes da aeronave. A fadiga é um problema significativo nessa região devido ao carregamento cíclico e à pressurização da cabine. A fadiga representa uma parcela substancial das falhas em aeronaves e ocorre em três estágios: iniciação, propagação e falha. A análise de fadiga é essencial para identificar áreas de preocupação e fortalecer materiais. A liga de alumínio é preferível devido à sua relação vantajosa entre resistência e peso em comparação com o aço estrutural, que possui propriedades superiores de fadiga, mas é mais pesado. O projeto busca equilibrar resistência e peso para garantir a segurança estrutural da fuselagem.
Tetiana Maslak, Mikhail Karuskevich e Łukasz Pejkowski	<i>New Criterion for Aircraft Multiaxial Fatigue Analysis</i>	2019	A estimativa da vida útil por fadiga em aeronaves é complexa devido à sequência irregular de cargas e ao estado multiaxial de tensões. Critérios de fadiga multiaxial precoce têm sido propostos para simplificar o carregamento multiaxial. No entanto, a avaliação precisa do acúmulo de danos por fadiga em aeronaves requer métodos adicionais, como o monitoramento instrumental da saúde estrutural. Métodos analíticos e diagnósticos instrumentais são utilizados para avaliar os danos acumulados por fadiga, com critérios analíticos baseados em tensão, deformação e energia. O método de estimativa de dano por fadiga

			pela estrutura de extrusão/intrusão é promissor, pois reflete a natureza do dano por fadiga e mostra sensibilidade ao modo de carregamento multiaxial. A estrutura de extrusão/intrusão é considerada um indicador confiável do dano acumulado por fadiga em diferentes modos de carregamento.
M. E. Basinov, V. A. Shuvalov, E. V. Kasumov e S. V. Saltykov	<i>About The Evaluation of Fatigue Characteristics in The Early Design Stages of Aircraft</i>	2015	O objetivo desta pesquisa é avaliar as características de fadiga de um sistema mecânico de uma aeronave durante a fase de design, antes do desenvolvimento de um protótipo. A análise é realizada usando o método de elementos finitos (FEM) para determinar a deformação e tensão antes dos testes de fadiga. Parâmetros estruturais racionais são considerados para melhorar a durabilidade estrutural, e os resultados computacionais são comparados com testes reais. A avaliação da natureza do desenvolvimento de trincas por fadiga permite melhorar a estrutura para aumentar sua capacidade de suportar carga. Métodos numéricos são utilizados para calcular a vida útil considerando propriedades uniformes do material e curvas de fadiga. Algoritmos de busca de parâmetros racionais são aplicados para reduzir os níveis de estresse e eliminar a concentração de tensões. As soluções estruturais são avaliadas e selecionadas com base nos resultados da análise de fadiga.

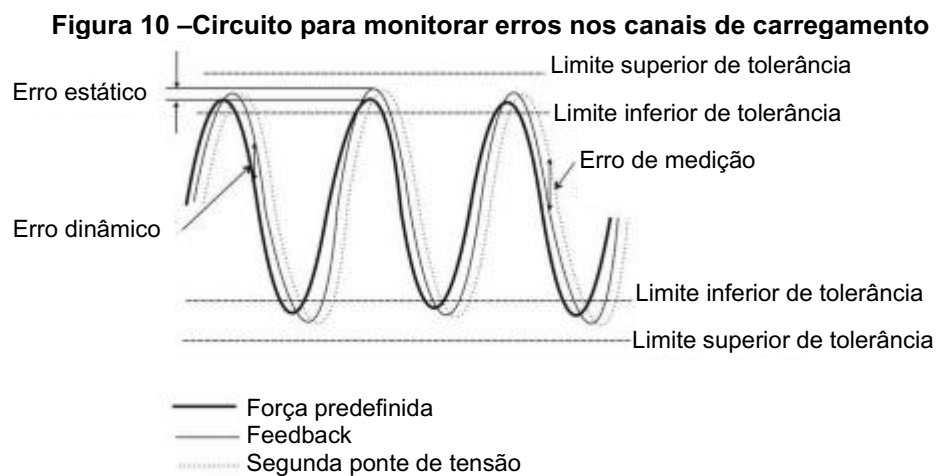
Fonte: Autoria Própria (2023)

4.4 REVISÃO

4.4.1 Monitoring of Multicomponent Cyclic Loading During Full-Scale Fatigue Tests of Aircraft Structure

Monitorar a carga e a integridade estrutural de uma aeronave durante os testes de fadiga em escala real é de extrema importância. Para reproduzir o estado de tensão-deformação da estrutura com precisão, é necessário monitorar tanto as forças aplicadas à estrutura quanto os fatores de força em seções características. Isso é crucial para evitar erros na determinação das características de fadiga e garantir a segurança da aeronave. Portanto, o monitoramento preciso da carga é uma etapa importante em testes de fadiga de estruturas de aeronaves em escala real.

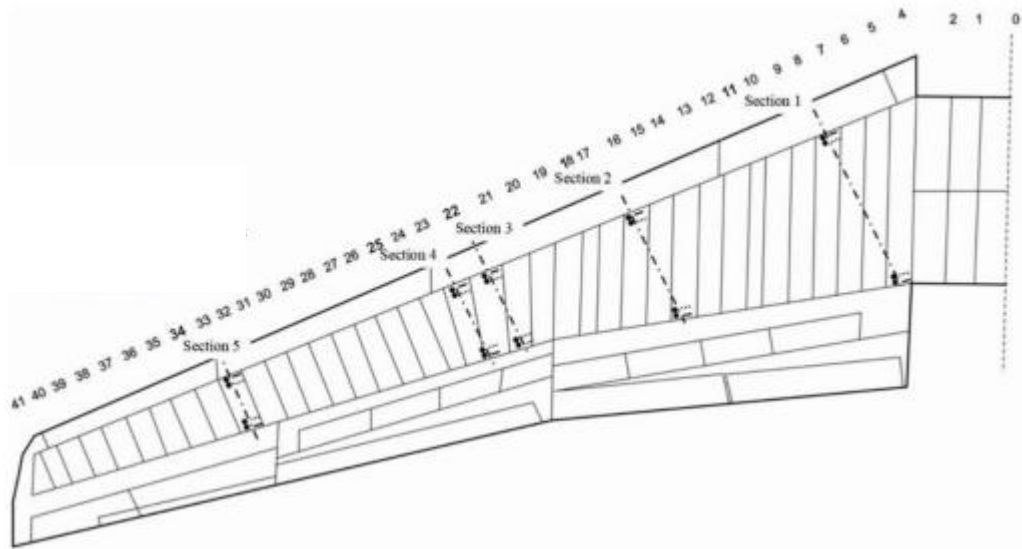
O monitoramento do dinamômetro é um processo preciso e rigoroso que é crucial para a segurança e confiabilidade das aeronaves. Esse processo utiliza dois *strain gauges* independentes para medir a força em cada canal de carregamento e é capaz de calcular três tipos de erros, conforme figura 10. A precisão é crucial porque a durabilidade em estresse é governada pela lei de potência e o erro de medição não deve exceder 1% do valor nominal. Os canais devem garantir o carregamento síncrono e a diferença na duração do segmento entre eles não deve ultrapassar 0,1 s para manter o equilíbrio das forças em cada momento do ciclo de carregamento.



Fonte: Scherban (2020)

A abordagem de monitoramento de carga em estruturas de teste usando pontes de deformação calibradas evita erros metodológicos relacionados à medição de forças nos canais de carga e à determinação das alavancas das forças. O procedimento foi testado em um exemplo de medição de momento de flexão em seções da asa de um avião de transporte, conforme figura 11, mostrando boa concordância com as leituras obtidas a partir de extensômetros. Os coeficientes de calibração são usados para reconstruir os ciclogramas dos momentos de flexão sob simulação de ciclo de voo de carga.

Figura 11 – Medição de momento de flexão em seções



Fonte: Scherban (2020)

A monitorização de danos por fadiga em estruturas de avião causados por ciclos de voo variáveis, utilizando o conceito de equivalência para comparar o carregamento variável em condições de teste mostra que os resultados de estudos experimentais em elementos estruturais metálicos evidenciam que a durabilidade é determinada pela dependência da lei de potência no estresse máximo do ciclo pulsante. A determinação do estresse do ciclo pulsante equivalente é sistematizada usando o método de ciclos completos.

A determinação do estresse reduzido em estruturas, que considera que a vida útil de um elemento estrutural é determinada pelo estresse máximo no concentrador de tensão. O objetivo é obter a mesma durabilidade para um elemento e um espécime em caso de carregamento por ciclo pulsado, com um valor máximo de estresse igual ao estresse concentrador do elemento estrutural sob carregamento multiaxial. É importante monitorar a fadiga nas áreas dos concentradores de tensão e juntas longitudinais, que são os principais elementos que determinam a durabilidade da estrutura.

O monitoramento de danos por fadiga em estruturas de aeronaves durante os ciclos de voo, com foco em elementos e unidades estruturais significativos para a fadiga mostram que o cálculo do dano por fadiga é feito através da determinação do estresse reduzido por meio de uma relação empírica que relaciona o estresse máximo e a durabilidade do material. Os estresses reduzidos são calculados em pontos onde

há concentradores de tensão, como áreas de mudança de espessura da pele dos painéis, furos nos nervos dos painéis inferiores para o fluxo de combustível, entre outros. Em alguns casos, os concentradores de tensão estão em um estado de tensão biaxial, enquanto em outros estão em um estado de tensão uniaxial.

A análise de dano por fadiga em painéis inferiores de asa feitos de materiais compostos é realizada considerando os momentos de flexão, momentos torcionais e forças cortantes. A distribuição de danos por fadiga ao longo da envergadura da asa é calculada para diferentes estados de tensão e para as juntas longitudinais. É observado que a distribuição não é uniforme e que os danos nas juntas longitudinais são maiores do que nos buracos em estado de tensão uniaxial. Também é analisado o efeito de desvios nos valores dos momentos de flexão, momentos torcionais e forças cortantes durante testes de fadiga e é observado que pequenas variações no momento de flexão podem levar a grandes mudanças no dano por fadiga, enquanto desvios no momento torcional e na força cortante têm efeitos menores.

Com base nos resultados do estudo, pode-se concluir que é possível monitorar o processo complexo de carregamento variável durante os testes de fadiga de uma estrutura de aeronave em escala real, através da análise de várias fontes de dados, incluindo leituras do dinamômetro, medições de pontes de deformação calibradas, cálculo de fatores de força e cálculos de danos em áreas que são significativas em termos de fadiga estrutural. As pontes de medição calibradas, compostas tanto de extensômetros quanto de sensores de fibra óptica, são uma ferramenta importante para monitorar os fatores de força. É importante o monitoramento de dano por fadiga em áreas críticas dos principais elementos estruturais sob carregamento multicomponente, já que pequenas variações no momento de flexão podem ter um impacto significativo.

4.4.2 On the Possibility of Structural Fatigue Properties Estimation at the Early Stages of Design Analysis

É importante obter estimativas preliminares das características de fadiga de um sistema mecânico de aeronave nas fases iniciais do projeto. Os valores de estresses máximos por ciclo são os mais relevantes em relação à resistência do material, em comparação com a frequência dos ciclos e outros parâmetros de variação

dos estresses. É desejável que um designer possa estimar a vida útil por fadiga das variantes do mecanismo nas fases iniciais do projeto, pois o processo de design é iterativo. Para estimar quantitativa e qualitativamente a vida útil por fadiga de um mecanismo, é necessário obter as leis de variação do estado de tensão-deformação para os elementos nas condições de operação especificadas.

No cálculo preliminar, é necessário obter um design estrutural cujos elementos tenham a menor autossuficiência na absorção das cargas distribuídas no material. Isso reduz o nível geral de tensões na estrutura, uniformiza o campo de distribuição das tensões e reduz a possibilidade de aparecimento de diferenças indesejáveis nos valores e concentradores. Mecanismos contemporâneos de sistemas mecânicos são frequentemente projetados com materiais compostos, como asas de aeronaves com empenagem (estrutura do avião constituída pela parte terminal da fuselagem e pelos estabilizadores vertical, e horizontal). A estimativa da vida útil por fadiga para todo o mecanismo dependerá da vida útil por fadiga de seus elementos individuais. Reduzir a quantidade de juntas articuladas aumenta a precisão do funcionamento do mecanismo, pois diminui as folgas que surgem nas juntas de rolamento. É necessário utilizar métodos de cálculo especiais, como o Método dos Elementos Finitos (MEF) ou o Método de Super elementos (análise de um sistema dividido em várias subpartes, a serem modeladas simultaneamente, pelo Método dos Elementos Finitos), para buscar parâmetros estruturais adequados para esses sistemas mecânicos complexos.

As análises cinemáticas e de carga são os dados iniciais para aplicar os algoritmos de parâmetros racionais, obtendo-se as leis de movimento dos elementos do mecanismo e as leis de variação de carga e de estado de tensão e deformação nesses elementos. Recomenda-se considerar a influência das condições de contorno variáveis, forças aerodinâmicas e inércia no projeto de sistemas aeronáuticos. O método dos elementos finitos é utilizado para realizar as análises cinemáticas e de força, utilizando-se equações matriciais que envolvem matrizes de rigidez, massa e amortecimento estrutural.

Inicialmente, o limite médio de fadiga de uma parte do sistema mecânico é estimado utilizando amostras de material. Dependendo do material, é necessário um número específico de ciclos de carga para obter o limite de fadiga. O limite de fadiga é representado por uma linha (diagramas Haigh) que passa pelo ponto de escoamento e pelo limite de fadiga para o ciclo de carga simétrico. Esse limite é ajustado para a

parte específica em projeto, levando em consideração métodos de fabricação, condições ambientais, presença de desgaste, acabamento da superfície, dimensões, forma e diferenças nos concentradores de tensão entre a amostra de teste e a peça real.

Após esse ajuste, é aplicado um fator de segurança para corrigir o limite de fadiga da peça e determinar sua vida útil segura. Se os ciclos de tensão operacionais forem menores que o limite de fadiga corrigido, essa solução técnica é preferível para o projeto da amostra piloto. Se todos os ciclos de tensão operacionais forem menores que o limite operacional, não é necessário realizar testes de fadiga adicionais. No entanto, durante a etapa de projeto, é importante ser cauteloso na estimativa dos dados calculados, levando em consideração a idealização do modelo de cálculo em comparação com a amostra piloto em termos de geometria, condições de contorno, cargas calculadas e a presença de juntas soldadas, fundições complexas, juntas parafusadas e outros.

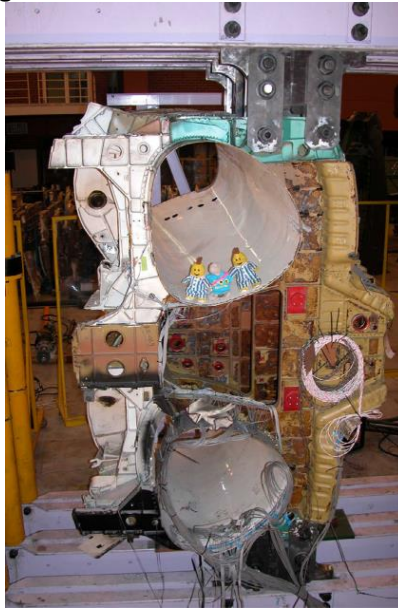
A expectativa de vida da estrutura em relação à fadiga é avaliada em relação à curva de fadiga reduzida estatisticamente, levando em consideração as propriedades dos materiais e a superfície idealmente lisa das peças estruturais. A vida esperada do mecanismo será determinada pela vida esperada mais curta de uma das partes. Os cálculos durante o processo de projeto podem ser ajustados quando a amostra piloto for projetada e os resultados dos testes em escala real forem avaliados.

A aplicação de diferentes softwares é necessária para expandir as capacidades do designer e aumentar a efetividade tecnológica do projeto. Os modelos são usados para estudar a resposta dinâmica da estrutura de sistemas mecânicos sob forças e condições de contorno especificadas e variáveis no tempo. As cargas variáveis e as leis de variação da tensão são aplicadas para calcular os parâmetros racionais da estrutura do elemento do mecanismo, reduzindo o nível geral de tensões. Algoritmos de busca de parâmetros estruturais racionais refinam as características do sistema estático redundante, especialmente quando o projeto estrutural é baseado no princípio de redistribuição uniforme de carga entre os elementos estruturais. As características de fadiga são estimadas para todas as variantes de estrutura idealizada e é selecionada a solução técnica mais adequada para testes em escala real com base nessas estimativas.

4.4.3 Fracture Mechanics in Aircraft Failure Analysis Uses and Limitations

É discutido o uso e as limitações da mecânica da fratura na análise de falhas em estruturas de aeronaves e enfatizada a importância de considerar a complexidade das estruturas de aeronaves e a necessidade de avaliar o impacto da severidade de uso da aeronave na vida útil e no comportamento de propagação de trincas. A figura 12 exemplifica um teste em escala real, a configuração complexa deste componente é evidente, e tal complexidade pode e coloca problemas para todos os tipos de analyses. Em resumo, a mecânica da fratura é uma ferramenta importante na análise de falhas em estruturas de aeronaves, mas sua aplicação requer considerações cuidadosas e a avaliação de várias variáveis.

Figura 12 – Teste de fadiga em escala real de três paredes de divisão de barris centrais do Boeing F/A-18 anexadas aos dutos do motor



Fonte: Wanhill, Molent e Barter (2020)

Existem três tipos de análises de FCG (Fadiga por Crescimento de Trinca) a serem considerados: análises baseadas em LEFM (*Linear Elastic Fracture Mechanics*), análises não baseadas em LEFM e análises baseadas em LEFM/não LEFM: a abordagem de bloco efetivo (EBA).

Baseado na teoria da mecânica da fratura elástica linear (LEFM), utiliza-se equações do tipo Paris para prever a taxa de crescimento de trincas em testes de laboratório em ar normal, permitindo calcular a vida útil da trinca sob carga constante. No entanto, essa análise não considera variações na geometria da estrutura e os

carregamentos na realidade são geralmente de amplitude variável (VA), sendo necessário o uso de integração numérica para prever o crescimento de trincas na vida real.

Este método apresenta limitações e problemas em testes em serviço e em escala real de aeronaves, como a influência de cargas e estresses, geometria complexa, tensões residuais e estresse de montagem, e a influência do ambiente na propagação de trincas. Há desafios relacionados ao tamanho das descontinuidades iniciais e requisitos complexos de cargas e tensões, o que pode levar a seleção de modelos e parâmetros por tentativa e erro. As previsões de vida útil e curvas de crescimento de fissuras podem ser ruins e não confiáveis, especialmente em modelos LEFM não calibrados.

Análises não baseadas na Mecânica da Fratura Elástica Linear (LEFM) exigem o uso da Fractografia Quantitativa de Fadiga (QF) para obter dados de crescimento de trincas. Essa exigência é considerada um mérito, pois os dados obtidos representam a realidade e podem ser provenientes tanto de falhas em serviço quanto de testes em componentes e espécimes em escala real.

O método exige a medição da taxa de crescimento de fissuras (QF) usando dados de testes e falhas em serviço, o que pode ser trabalhoso e requer expertise. Em alguns testes em escala real e componentes, a medição de QF pode não ser possível, exigindo testes suplementares de cupons. Mudanças de geometria, flexão secundária, carga-*shedding* e tensões residuais não podem ser consideradas em estruturas e componentes reais, limitando sua utilidade. A comparação minuciosa dos resultados de QF de testes em escala real e componentes com aqueles de cupons e espécimes mais complicados é necessária para compensar esses potenciais desvantagens.

O EBA (*Effective Block Approach*) é uma abordagem híbrida que combina análises LEFM e não-LEFM, desenvolvida a partir de testes em escala total de estruturas e componentes de aeronaves, além de testes de cupom e QF de superfícies de fratura por fadiga. Requer várias condições e suposições, como dados de entrada, como históricos de carga, testes de cupom e medições QF, para prever taxas de crescimento de trincas em diferentes condições de carga e locais nas estruturas de aeronaves e componentes.

A abordagem EBA é usada para analisar fissuração por corrosão sob tensão em estruturas de aeronaves, exigindo medidas QF de FCG, que são trabalhosas e

exigem experiência. Tem a vantagem de um extenso banco de dados para prever FCG em diferentes condições de carga, mas é limitada pela incapacidade de considerar mudanças de geometria, flexão secundária, redução de carga e tensões residuais em algumas localizações sem dados QF. Testes de espécimes, análise de elementos finitos e medições de extensômetro podem ser necessários quando não há dados QF disponíveis.

Dessa forma, a análise de crescimento de trinca por fadiga (FCG) baseada em dados de quantificação de fratura (QF) não-LEFM é adequada para falhas em serviço. Por outro lado, análises baseadas em LEFM são pouco confiáveis sem serem calibradas pelos dados reais. Análises calibradas baseadas em LEFM podem ser usadas para prever a vida útil de FCG, mas as previsões podem ser imprecisas e pouco confiáveis, especialmente para níveis de estresse mais baixos e vidas mais longas. As curvas de FCG previstas podem estar incorretas pois as análises baseadas em LEFM usam dados de trinca longa para prever o crescimento de trincas curtas, o que não reflete o crescimento real de trincas curtas a partir de tamanhos iniciais realistas. A abordagem *Effective Block* (EBA) é uma solução híbrida que combina análises LEFM e não-LEFM e é capaz de prever FCG em diferentes condições de carga e locais nas estruturas de aeronaves e componentes, além de ser flexível e permitir uma ampla gama de previsões de FCG para aeronaves de serviço.

4.4.4 An overview of fatigue in aircraft structures

A abordagem de tolerância a danos é fundamental para o design de aeroestruturas, permitindo economia de peso e garantindo a integridade estrutural diante de danos. É necessário um conhecimento detalhado das propriedades de fadiga, fratura e corrosão, assim como técnicas de inspeção. Abordagens conservadoras e métodos estatísticos são utilizados para avaliar a fadiga, considerando a variabilidade dos materiais. A estimativa de vida útil por fadiga pode variar, exigindo uma avaliação probabilística.

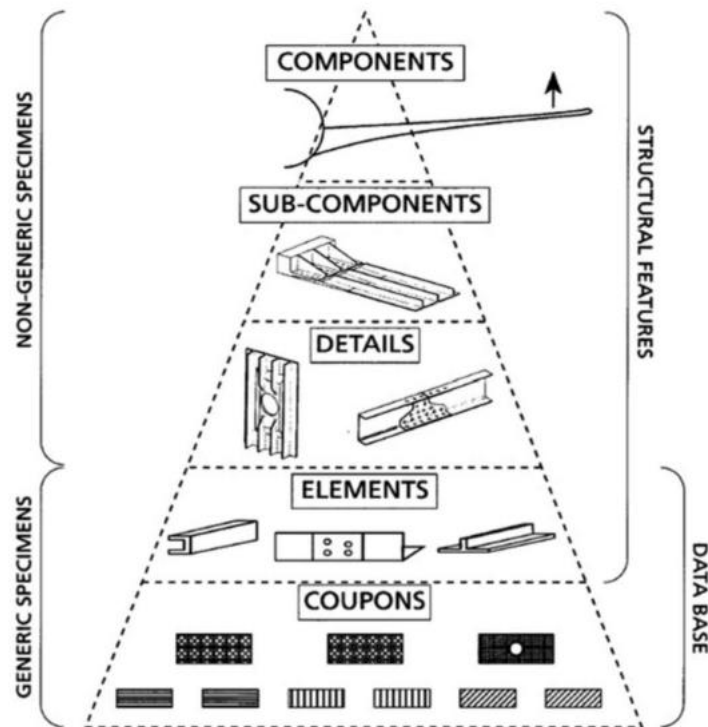
A evolução do design de estruturas aeronáuticas em relação à fadiga envolveu uma mudança de abordagem para a tolerância a danos. A fadiga é uma causa comum de falhas em componentes de aeronaves, e a utilização de diferentes materiais tem impactado as regulamentações. O design com tolerância a danos requer conhecimento profundo sobre fadiga, corrosão, modos de falha e técnicas de

inspeção. Estratégias são adotadas para minimizar falhas por fadiga durante o design e a inspeção. O desenvolvimento de estruturas aeroespaciais impulsiona avanços nos materiais, testes e análises numéricas. A otimização considera requisitos específicos em diferentes partes da aeronave.

Existem diferentes abordagens no projeto de estruturas aeroespaciais, como tolerância a danos e vida segura. A tolerância a danos permite a operação segura mesmo com danos, exigindo monitoramento e inspeções periódicas, enquanto a vida segura visa evitar trincas de fadiga durante o serviço. Na aviação civil, a ênfase está na vida segura, com intervalos de inspeção estabelecidos, enquanto na militar a tolerância a danos é priorizada, com programas de inspeção para detectar trincas antes de atingirem limites inseguros. A determinação do tamanho de trinca aceitável é realizada por meio de análises e testes estáticos.

Existem três estratégias para garantir a segurança das estruturas aeronáuticas, segmentadas conforme figura 13: segurança por projeto, segurança por aposentadoria e segurança por inspeção. A segurança por projeto envolve o design da estrutura para evitar danos, a segurança por aposentadoria requer testes abrangentes e aposentadoria obrigatória após um certo tempo de serviço e a segurança por inspeção se baseia na realização de inspeções regulares para identificar danos.

Figura 13 – Pirâmide de testes



Fonte: Tavares e Castro (2017)

O alumínio é amplamente utilizado em estruturas aeronáuticas devido às suas características favoráveis, como resistência/densidade, tenacidade e facilidade de fabricação. No entanto, a redução de peso é um objetivo importante, e os compósitos oferecem benefícios significativos, como menor peso, resistência à corrosão e vida útil melhorada. No entanto, os compósitos também apresentam desafios, como custos mais elevados, sensibilidade ambiental e dificuldades em reparos. A seleção de materiais atualmente favorece os compósitos, mas as ligas de alumínio ainda são preferidas por sua tenacidade e tolerância a danos. A escolha adequada de materiais é crucial para garantir a integridade estrutural das aeronaves.

A estimativa de vida à fadiga de estruturas é influenciada pela dispersão e diferenças nas propriedades dos materiais. A variabilidade nos parâmetros de fabricação e caracterização dos materiais resulta em propriedades com certa dispersão. Para lidar com isso, abordagens conservadoras ou métodos estatísticos são usados na avaliação de fadiga.

O conhecimento sobre o comportamento estático e à fadiga dos materiais metálicos é mais extenso e detalhado, devido à predominância de ligas de alumínio por décadas. Técnicas de análise de dano e tolerância a danos são empregadas em

conjunto com fatores de aumento de carga e vida útil para abordar diferentes requisitos de durabilidade e tolerância a danos.

Em estruturas híbridas compostas por materiais metálicos e compósitos, há desafios adicionais, como a necessidade de duplicação de testes e maior tempo e custo de qualificação. A aplicação de diretrizes de certificação destinadas a estruturas puramente metálicas pode não ser adequada, exigindo abordagens híbridas. Uma opção é utilizar um espectro de carga com vários fatores de aumento de carga e realizar análises de mecânica da fratura nas partes metálicas. Outra alternativa viável é utilizar um espectro de carga de severidade diferida em duas fases, separando as partes compostas e metálicas, o que reduz o tempo e os custos de certificação. Diversas configurações de materiais estão sendo investigadas e despertam interesse atualmente.

A fadiga generalizada é uma condição em que ocorrem trincas em vários locais de uma estrutura, o que compromete sua resistência. Para lidar com isso, regulamentações exigem que os fabricantes estabeleçam um limite de validade (LOV) com base em dados de engenharia, para garantir que a estrutura seja segura durante um determinado número de ciclos de voo ou horas de voo. Esse LOV pode ser estendido com testes adicionais e experiência em serviço. Fabricantes e autoridades reguladoras estão trabalhando juntos para estabelecer diretrizes e limites de validade que evitem a fadiga generalizada em aeronaves, levando em conta informações de projeto, testes, inspeções e experiência em serviço. O objetivo é garantir a segurança estrutural das aeronaves e evitar falhas causadas pela fadiga generalizada.

As regulamentações relacionadas à fadiga têm evoluído, exigindo avaliações mais abrangentes e testes em escala real, a fim de evitar falhas conforme figura 14. A interação entre autoridades, fabricantes e operadores é crucial na formulação dessas regulamentações, com a divulgação de discussões técnicas e econômicas ao público. A harmonização global das regulamentações visa garantir níveis de segurança semelhantes em todo o mundo, evitando ações excessivamente conservadoras que possam prejudicar as frotas de aeronaves. A evolução dessas regulamentações destaca a importância da pesquisa e estudos sobre fadiga, com especialistas precisando estar cientes do ambiente regulatório para obter resultados relevantes e oportunos.

Figura 14 – Rachadura na fuselagem, Southwest Airlines Boeing 737-300



Fonte: Tavares e Castro (2017)

4.4.5 Service-life assessment of aircraft integral structures based on incremental fatigue damage modeling

Experimentos de fadiga de alto ciclo de amplitude variável são conduzidos para validar o modelo, usando corpos de prova com entalhes circunferenciais, e para geometrias semelhantes a quadros de fuselagem de aeronaves, com abas, reforços e painéis da teia. Os parâmetros do modelo OSR (*One Step Residual*) podem ser modificados para levar em conta a rugosidade da superfície e estabelecer uma probabilidade aceitável de falha.

É importante métodos confiáveis de avaliação de fadiga em estruturas de alumínio para aeronaves, que são expostas a cargas não proporcionais e de amplitude variável durante o voo. É desejável projetar essas estruturas contra a iniciação de trincas com uma probabilidade aceitável de falha dentro da vida útil de serviço.

A avaliação da vida útil por fadiga de componentes leva em conta estresses, deformações e variáveis internas. É possível prever o número de ciclos até a iniciação

da fissura por meio de uma função de vida útil calibrada com base em experimentos anteriores, conforme figura 15. A análise por elementos finitos faz o conceito de tensão média perder sua utilidade, e, para lidar com isso, pode-se empregar uma técnica de contagem de ciclos com somatório de danos linear, e para histórico de tensão multiaxial e não proporcional, é necessária uma transformação para flutuações de tensão unidimensionais por meio de uma análise de plano crítico.

Figura 15 – Uma trinca aparecendo na amostra AFL 7050-T7451 com $P_{max} = 158$ kN. A seta indica o ponto de início



Fonte: Lindström (2023)

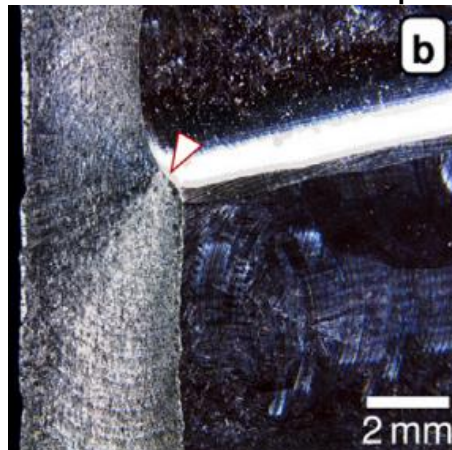
Uma abordagem alternativa para avaliação de fadiga é o acúmulo de danos de fadiga até a iniciação de uma trinca, usando modelos de dano cumulativo incorporados em análises de elementos finitos, que utilizam uma superfície de resistência para calcular o acúmulo de dano a partir do histórico de carregamento, como o modelo OSR. A maioria é baseada em redução de dimensionalidade e contagem de ciclos, ao contrário deste que é baseado em quantidades locais e requer apenas testes de fadiga uniaxial com estado biaxial na raiz do entalhe para identificar todos os parâmetros, incluindo o efeito do gradiente de tensão.

O modelo OSR é uma ferramenta promissora para avaliar a fadiga em um ambiente de elementos finitos e pode ser aplicado em ligas de alumínio de alta performance. Ele pode ser integrado com simulações completas de maquinarias e aplicado em uma ampla gama de formatos de carga. No entanto, é importante ter cuidado ao usá-lo para prever a vida útil de fadiga fora do domínio de ajuste, e é necessário desenvolver uma estratégia para considerar a variabilidade em lote, tratamento de superfície, condições ambientais e probabilidade aceitável de falha por fadiga.

O modelo de dano por fadiga incremental, assume que o comportamento constitutivo e a geometria não são afetados pelo dano de fadiga de alto ciclo (HCF). É usado um histórico de tensão pré-calculado e controla o desenvolvimento de danos por meio do primeiro invariante da tensão e de uma tensão equivalente. O dano é representado por um escalar e evolui de acordo com uma superfície de resistência à fadiga e um conjunto de equações diferenciais ordinárias. O modelo é útil para considerações de segurança na determinação da falha por fadiga.

A aplicação do modelo OSR para prever a vida à fadiga de ligas de alumínio em diferentes tipos de carga, incluindo cargas alternadas e variáveis é capaz de prever a vida à fadiga com boa precisão conforme figura 16, e mostra que as flutuações de tensão de baixa amplitude têm pouco impacto no desenvolvimento do dano.

Figura 16 – Superfície de fratura com estrias circundando o ponto de início, indicado pela seta



Fonte: Lindström (2023)

Existe a aplicabilidade geral do modelo ajustando-o a dados de fadiga de uma liga de alumínio diferente da usada na calibração do modelo. Também é mencionado que, para cargas variáveis com predominância de tração, há uma contribuição amplificada para o dano por fadiga devido a efeitos de sequência de carga, o que é abordado pela redução do dano crítico.

Em resumo, a conclusão do texto é que o modelo OSR é adaptado para ser utilizado na avaliação de vida útil por fadiga de estruturas de aeronaves, com ênfase em efeitos de gradientes de tensão, variabilidade de lotes, condições de superfície, probabilidade de falha por fadiga e condições de carga VA. O modelo é eficiente para avaliação da vida útil de espécimes com entalhe e estruturas semelhantes às de

aeronaves submetidas a carga VA proporcional. Além disso, pode prever a vida útil sob carga não proporcional VA de estruturas de aeronaves, mas são necessários mais estudos experimentais para confirmar essa capacidade de previsão.

4.4.6 Minimizing Fatigue Damage in Aircraft Structures

Sistemas de monitoramento de saúde estrutural (SHM) foram desenvolvidos após uma série de acidentes relacionados à deterioração estrutural de aeronaves. Esses sistemas previnem falhas e ajudam a estender a vida útil das aeronaves, permitindo que o estado estrutural atual seja avaliado de forma mais confiável e o tempo restante de vida útil seja determinado com menos conservadorismo. O uso de SHM é motivado tanto pela segurança quanto por considerações econômicas. Sensores são usados para coletar dados de monitoramento de saúde, e técnicas de inteligência artificial (AI) são usadas para analisar e interpretar esses dados, melhorando a precisão e a cobertura da avaliação da saúde estrutural da aeronave. Otimização do uso da aeronave pode ser uma nova abordagem do SHM.

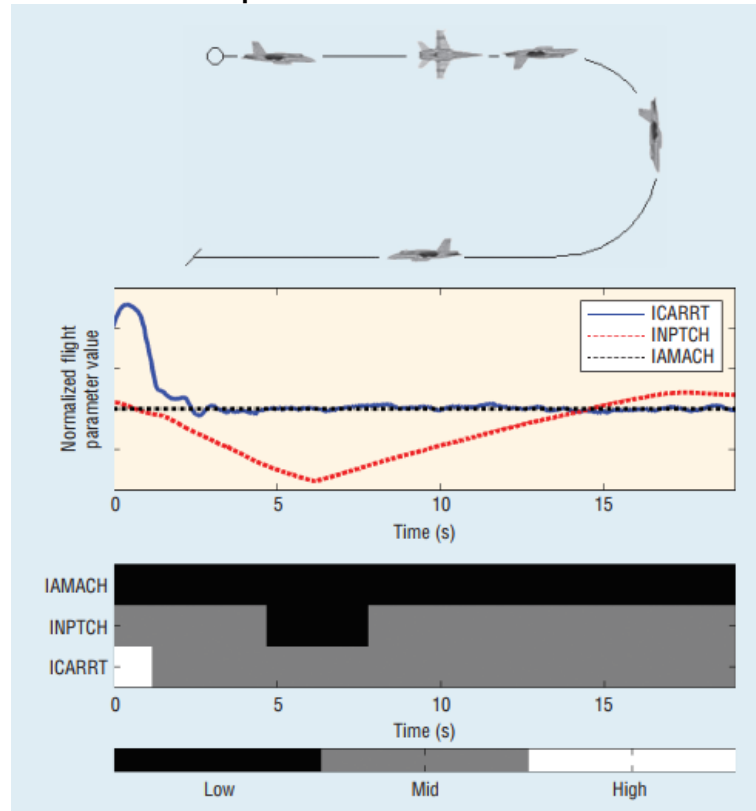
A utilização de inteligência artificial (IA) no monitoramento da integridade estrutural de aeronaves, em particular para prever danos por fadiga causados pelo estresse cíclico, envolve o uso de sensores que medem fenômenos físicos relacionados a danos e condições ambientais. Sistemas de suporte à decisão têm sido desenvolvidos para combinar dados de diferentes sensores e algoritmos para melhorar a eficiência do monitoramento de aeronaves.

O uso de sensores que medem fenômenos físicos relacionados a danos e condições ambientais é uma aplicação bem-sucedida de inteligência artificial (IA) na detecção de danos e previsão de fadiga em componentes de aeronaves, bem como no suporte à tomada de decisão. No entanto, a maioria das aplicações em monitoramento de saúde estrutural ainda não é capaz de produzir conhecimento suficiente para decisões sobre a otimização com base na integridade estrutural. Um grande desafio futuro é desenvolver ferramentas capazes de analisar grandes quantidades de dados para garantir a saúde estrutural ao longo de sua vida útil.

Um algoritmo chamado AMANA Detector foi desenvolvido para identificar manobras de voo em dados de medidas de cargas operacionais de aeronaves. O algoritmo utiliza uma biblioteca de modelos de manobras que são segmentados de acordo com padrões em sinais de parâmetros de voo. Cada modelo tem seus próprios parâmetros e segmento representativo, que foram parametrizados manualmente com

base no conhecimento do domínio e extraídos por um analista de dados profissional. A criação da biblioteca de modelos é uma parte essencial do processo de identificação de manobras de voo, conforme o exemplo da figura 17.

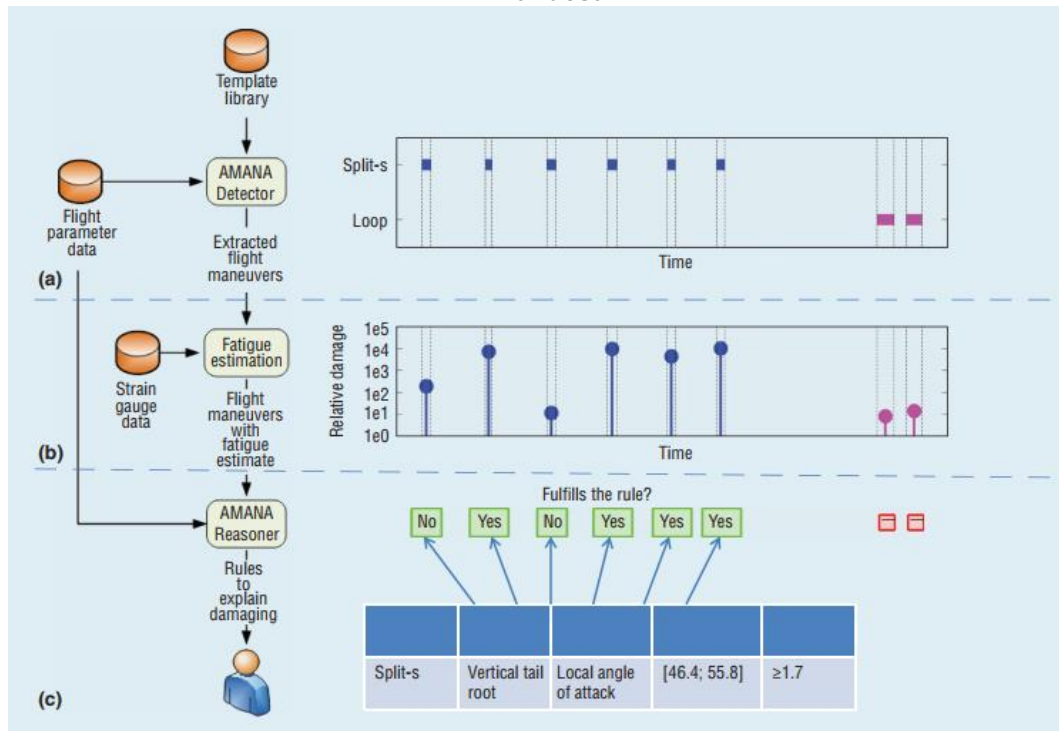
Figura 17 – Modelo de manobra baseado em dados medidos durante uma manobra de voo "split-s" com um avião F-18



Fonte: Ruotsalainen, Jylha e Visa (2016)

Um sistema desenvolvido para identificar manobras de voo em aviões F-18 de acordo com a figura 18, com base em dados de sensores de saúde e monitoramento da estrutura (SHM) utilizou uma biblioteca de modelos de manobras e alcançou uma taxa de sucesso de 97% na identificação de manobras de loop e 100% na identificação de manobras de split-s, com dados de 30 voos. O sistema permitiu avaliar a fadiga específica de cada tipo de manobra de voo, melhorando a alocação de recursos para manutenção e reparos. O desempenho pode ser aprimorado com modelos mais precisos.

Figura 18 – Análise de voo: ilustrações baseadas em um voo de um avião F-18 da Força Aérea Finlandesa



Fonte: Ruotsalainen, Jylha e Visa (2016)

Para o processo de otimização do uso de aeronaves considerando o dano por fadiga, foi desenvolvido o software AMANA Reasoner, que usa regras lógicas para classificar manobras de voo em dois tipos de danos: menores e maiores. Utilizando programação genética, o software busca regras que expressem a interdependência e as relações de causa e efeito entre o comportamento dos parâmetros de voo e o dano por fadiga, pois essas dependem não apenas do tipo de manobra de voo, mas também de como a manobra é executada. O AMANA Reasoner usa segmentos de dados de parâmetros de voo e estimativas de danos por fadiga para produzir uma regra de classificação.

A aplicação AMANA é capaz de auxiliar e é usada para desenterrar informações desconhecidas do banco de dados de Monitoramento de Saúde Estrutural (SHM), com o objetivo de ajudar a garantir a vida útil restante da frota de aeronaves, especialmente para aeronaves antigas. A otimização do uso de aeronaves é uma abordagem válida para frotas novas, antigas e maduras, a fim de garantir ou até mesmo estender sua vida útil. O AMANA pode ser usado para atribuir missões de voo a aeronaves que possam suportar melhor as cargas específicas da missão,

avaliar o programa de treinamento de voo e até mesmo propor uma nova abordagem para o treinamento de pilotos, visando minimizar danos por fadiga.

Os desafios na aplicação de a inteligência artificial (AI) em sistemas de monitoramento de saúde e uso de aeronaves (SHM) incluem desafios como: a estrita regulamentação da aviação que torna difícil a aprovação de novos sistemas de monitoramento, a grande quantidade de dados coletados que requer algoritmos eficazes de processamento de dados, a necessidade de conhecimento de especialistas em diversas áreas para criar modelos de AI, a dificuldade de interpretar os resultados e apresentá-los aos tomadores de decisão e a complexidade de desenvolver sistemas abrangentes de monitoramento de saúde e uso que incorporem diversas fontes de dados, modelos físicos e software de análise. A AI é uma ferramenta valiosa para automatizar e melhorar a análise de dados em SHM e tem potencial para aprimorar a avaliação de saúde e uso das estruturas das aeronaves.

4.4.7 Fatigue Analysis and Design Optimization of Aircraft's Central Fuselage

A fuselagem central de uma aeronave desempenha um papel crucial, pois a maioria das partes importantes, como a fuselagem dianteira, traseira e as asas, estão conectadas a ela. Cargas aplicadas nessas partes são transferidas para a fuselagem central, tornando o estudo dessa região essencial para garantir alta segurança de projeto. A fadiga é o processo de falha precoce de um componente devido ao carregamento cíclico repetitivo.

As fontes de fadiga em uma aeronave são as partes conectadas a ela, como as asas, e a diferença de pressão entre o interior da fuselagem e a atmosfera externa devido à pressurização da cabine. A alta pressão dentro da fuselagem tenta expandi-la, enquanto os longarinas e as estruturas de reforço evitam esse aumento de volume. A mudança de pressão ocorre com frequência e causa fadiga na fuselagem central.

As cargas vibratórias atuantes em outras partes da aeronave são transferidas para a fuselagem central, contribuindo significativamente para a fadiga. As diferentes cargas atuantes na fuselagem central foram estudadas e aplicadas de forma cíclica, juntamente com uma pressão diferencial.

A maioria dos componentes de aeronaves falha devido à fadiga, que representa cerca de 55% das falhas totais. A fuselagem é uma estrutura primária que

carrega cargas e está conectada diretamente ou indiretamente à maioria das outras partes importantes da aeronave. A fuselagem central, que está conectada diretamente à fuselagem dianteira, traseira e às asas, é especialmente suscetível à fadiga.

A pressurização da cabine também é um fator importante para a fadiga, uma vez que as mudanças frequentes na diferença de pressão entre o interior e o ambiente externo induzem cargas de fadiga que tentam expandir a fuselagem. A presença de longarinas e estruturas de reforço contrabalança esse efeito de expansão.

A análise de fadiga fornece informações sobre áreas com maior concentração de estresse, segmentos estruturalmente fracos, distribuição global de estresse e ciclo de vida dos componentes, sendo parâmetros essenciais para considerações de material e design.

A fadiga pode ser descrita como carregamento alternado ou, em outras palavras, carregamento cíclico que leva ao desenvolvimento de tensões e deformações cíclicas no material. Sob carregamento cíclico contínuo, em um estágio crítico, o material eventualmente falha. A falha começa com uma microfissura que é difícil de detectar. Essa fissura se inicia em uma região onde a concentração de tensão é alta, como a superfície da fuselagem, orifícios críticos e juntas. Uma vez iniciada, a tensão na área localizada aumenta e a fissura começa a se propagar rapidamente. Esse processo continua até que a tensão atinja um valor limite, após o qual ocorre a falha, na maioria dos casos, sem aviso prévio.

A falha por fadiga ocorre em três estágios: iniciação da fissura, propagação da fissura e falha final. Portanto, aeronaves que voam a alturas muito elevadas e em altas velocidades devem ser projetadas com cuidado para evitar acidentes imprevisíveis devido a cargas de fadiga que ocorrem em uma fração de segundo.

Os padrões de distribuição de estresse e deformação são semelhantes para diferentes pressões diferenciais e materiais. No entanto, a magnitude da deformação, tensão equivalente e número de ciclos variam em cada caso. A magnitude do estresse máximo obtido na análise foi verificada com a solução numérica considerando o número de ciclos como parâmetro, e os resultados foram próximos em magnitude, confirmando a confiança do projeto e da análise. A diferença nos valores de estresse máximo entre a análise e a equação matemática pode ser atribuída à variação de constantes na equação e à inadequada malha no processo de projeto.

O projeto identificou as regiões mais propensas à fadiga em um centro de fuselagem, permitindo identificar as áreas de preocupação para aumentar a

resistência e a resistência dos materiais, a fim de evitar falhas por fadiga. Foi constatado que o aço estrutural possui melhores propriedades de fadiga em comparação com a liga de alumínio.

No entanto, o aço estrutural tem uma penalidade significativa de peso em comparação com a liga de alumínio, o que significa que seu uso em partes específicas que exigem alta resistência também implica em uma penalidade no peso total da aeronave. O trabalho indica que o material de alumínio tem uma relação vantajosa entre resistência e peso. Portanto, o material de alumínio pode ser preferível para aplicações de fuselagem de aeronaves em relação ao aço no projeto de peças com alta resistência à fadiga.

4.4.8 New Criterion for Aircraft Multiaxial Fatigue Analysis

A estimativa da vida útil por fadiga de componentes de aeronaves é complexa devido à sequência irregular de cargas, presença de concentradores de tensão e ao estado multiaxial de tensões. Critérios de fadiga multiaxial precoce foram propostos para simplificar o carregamento multiaxial para um carregamento uniaxial equivalente. Embora esses critérios cubram diferentes tipos de metais, considerando a diversidade de materiais, modos de carregamento e condições ambientais, o monitoramento instrumental da saúde estrutural parece ser uma alternativa razoável ou um complemento sólido aos procedimentos existentes de análise de fadiga multiaxial.

O conceito de tolerância a danos na aviação depende do conhecimento dos danos de fadiga individuais da aeronave e da capacidade de prever o acúmulo adicional de danos por fadiga e fratura. No entanto, as informações sobre o acúmulo de danos por fadiga em aeronaves em operação são limitadas. Cálculos analíticos e testes em escala real não fornecem dados confiáveis sobre o acúmulo de danos por fadiga em aeronaves específicas. A avaliação de fadiga, especialmente em situações de carregamento multiaxial, é um processo complexo. Portanto, métodos adicionais e abordagens são necessários para lidar com a avaliação precisa do acúmulo de danos por fadiga em aeronaves.

As partes da aeronave estão expostas a diversas cargas durante as operações no ar e no solo. Devido à flexão, torção, pressurização e cargas acidentais, ocorrem diferentes tipos de tensões normais e de cisalhamento, em fase e fora de

fase, levando a danos por fadiga de natureza imprevisível. Os métodos atuais para avaliar a fadiga multiaxial não abrangem todas as combinações possíveis de tensões, tornando necessários métodos empíricos para avaliar o acúmulo de danos por fadiga, combinados com uma inspeção não destrutiva adequada do estado do metal.

A avaliação dos danos acumulados por fadiga pode ser feita por métodos analíticos e diagnósticos instrumentais, ou pela aplicação simultânea complementar de ambos. Os métodos analíticos para carga cíclica multiaxial levam em consideração as propriedades mecânicas dos metais investigados, sejam eles materiais dúcteis ou plásticos. Existem critérios analíticos multiaxiais desenvolvidos recentemente, aceitos e utilizados em procedimentos práticos, que dependem das propriedades mecânicas dos materiais e são divididos em critérios baseados em tensão, deformação e energia.

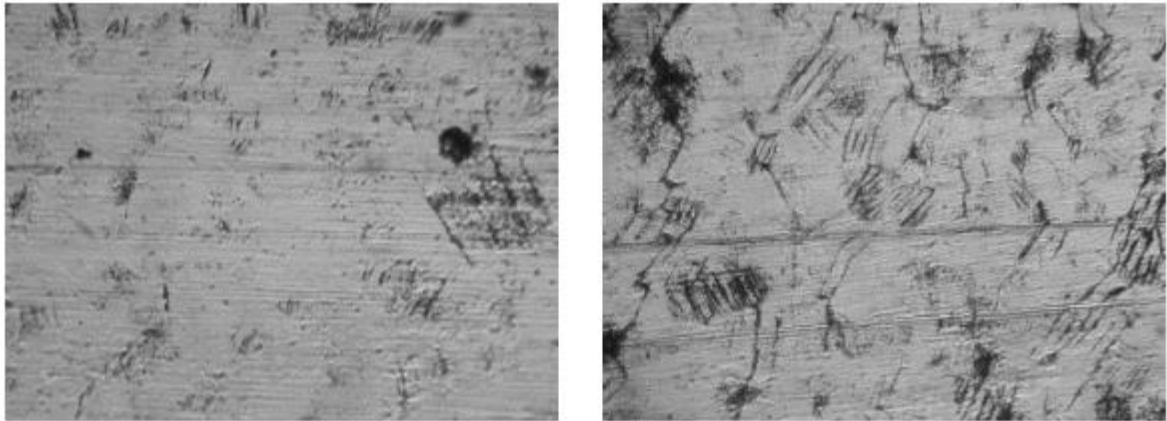
O critério de Mises para tensão uniaxial equivalente é amplamente utilizado na aviação para metais plásticos, embora seja empírico e tenha seus próprios erros. A precisão na previsão da vida útil por fadiga é rigorosa nesse setor. Embora existam abordagens contemporâneas para a análise de fadiga multiaxial, sua aplicação prática na indústria da aviação é limitada. Os métodos instrumentais para análise de fadiga multiaxial discutidos não são considerados separadamente "multiaxiais". Esses métodos, assim como os propostos para fadiga uniaxial, baseiam-se em medições de parâmetros indiretos do estado do metal ou processos relacionados, sem levar em conta as características fenomenológicas específicas do dano por fadiga multiaxial.

O método de estimativa de dano por fadiga pela estrutura de extrusão/intrusão reflete duas propriedades fundamentais muito importantes da fadiga do metal: o relevo de deformação forma-se na superfície, revelando que o dano por fadiga ocorre principalmente na superfície; a estrutura de extrusão/intrusão analisada, sendo uma característica da deformação plástica microscópica, possui uma natureza de discordância, portanto, a orientação cristalográfica dos grãos tem um impacto no processo.

Os resultados do estudo indicam que a estrutura de extrusão/intrusão é um indicador confiável do dano acumulado por fadiga. Foram observadas correlações significativas entre a intensidade do relevo de deformação e o número de ciclos, parâmetros do ciclo de carregamento e nível de estresse máximo. O objetivo da pesquisa foi comprovar a sensibilidade dessa estrutura à ação de componentes adicionais de estresse, permitindo sua aplicação em casos de fadiga multiaxial. A comparação entre os modos de carregamento uniaxial e combinado revelou

diferenças evidentes na saturação do relevo de deformação, conforme ilustra figura 19 evidenciando a sensibilidade das estruturas de extrusão/intrusão à ação de componentes adicionais de estresse. Esses resultados destacam a importância dessa estrutura como indicador de dano em diferentes modos de carregamento.

Figura 19 – Relevo de deformação em carregamento uniaxial e carregamento combinado



Fonte: Maslak, Karuskevich e Pejkowski (2019)

O critério de extrusão/intrusão é capaz de refletir a natureza do dano por fadiga, que envolve a deformação por deslocamento e sua localização na camada superficial do metal. Essa abordagem é considerada promissora e fundamentada para a análise de fadiga. O uso de múltiplos componentes de estresse aumenta o número de sistemas de deslizamento reais e resulta no surgimento de novas trilhas de deslizamento na superfície. Portanto, a estrutura de extrusão/intrusão é sensível ao modo de carregamento multiaxial, o que a torna uma maneira confiável de realizar análises quantitativas de danos por fadiga.

4.4.9 About the Evaluation of Fatigue Characteristics in the Early Design Stages of Aircraft

O objetivo básico desta pesquisa é realizar uma avaliação preliminar das características de fadiga de um sistema mecânico de uma aeronave nas fases iniciais de design, antes do desenvolvimento de um protótipo de produção. A avaliação da fadiga de um futuro artigo depende das características de seus elementos. Ao projetar, é desejável que o desenvolvedor tenha opções de avaliação quantitativa e/ou

qualitativa disponíveis para soluções estruturais e possa escolher a melhor. Para avaliar a durabilidade da fadiga de um conjunto, é necessário obter as leis que regem as mudanças no estado de tensão-deformação em seus elementos para regimes operacionais especificados. Sabe-se que os parâmetros de um ciclo de carga e o número de ciclos são de extrema importância em relação à fadiga dos materiais.

A busca por parâmetros estruturais racionais pode ser considerada nos mesmos valores dos componentes de tensão e deformação que esses elementos devem idealmente suportar. É possível considerar as possibilidades de melhorar as características de durabilidade estrutural aplicando parâmetros estruturais racionais com o uso da análise por elementos finitos (FEM) para avaliar a durabilidade dos elementos estruturais.

A documentação regulatória tem como objetivo unificar os resultados dos testes de resistência à fadiga, mas a determinação da causa da destruição dos elementos estruturais é complicada pela dificuldade de comparar o estado tenso da estrutura com as condições reais de destruição por fadiga. Tradicionalmente, o comportamento dos materiais sob carga é avaliado em termos de quanto tempo eles conseguem resistir ao desenvolvimento de trincas sob um impacto externo. No momento em que ocorre a condição crítica de separação estrutural das partes, ocorre uma rápida redistribuição da energia de deformação. Atingir a condição limite na estrutura não é permitido.

O FEM, método dos elementos finitos, é utilizado para determinar a deformação e tensão de um mecanismo antes dos testes de fadiga. O princípio básico na construção de agregados mecânicos é evitar a destruição dentro da vida útil especificada, através de cálculos de fatores de segurança e controle das zonas com maiores tensões durante a operação. Nos problemas de contato, variações locais nas características rígidas podem ser elaboradas com base em concentradores de tensão para reduzir a probabilidade de trincas. Esses problemas de contato permitem uma descrição mais completa da influência das condições de contorno na deformação e tensão das seções do mecanismo. Os resultados computacionais são comparados com os testes de fadiga para confirmar a concordância entre eles.

A avaliação da natureza do desenvolvimento de trincas por fadiga nas seções do mecanismo de controle coletivo e de passo foi feita em combinação com a análise dos resultados computacionais dos problemas lineares e de contato do FEM. O baixo nível de intensidade de tensão e concentração de tensão correspondia ao local de

desenvolvimento de trincas por fadiga. A análise adicional do estado de deformação e tensão usando os resultados computacionais em comparação com os resultados dos testes de fadiga permitiu tomar medidas para melhorar a estrutura com o objetivo de melhorar sua capacidade de suporte de carga.

Métodos numéricos são utilizados para calcular a vida útil de um componente considerando propriedades uniformes do material e ausência de defeitos. Curvas de fadiga e coeficientes de confiabilidade são empregados para determinar a vida útil de fadiga de uma estrutura. Os princípios básicos da resistência dos materiais são aplicados na avaliação das características estruturais de fadiga. Métodos analíticos são propostos para avaliar a resistência à fadiga, levando em conta regulamentações específicas de diferentes áreas da engenharia. Curvas de Soderberg são utilizadas para caracterizar as propriedades de fadiga dos materiais. Soluções preferenciais envolvem tensões de ciclo operacionais abaixo do limite. A vida útil antecipada é determinada pelo componente com menor vida útil. Cálculos durante o projeto podem ser ajustados com base em testes e resultados reais.

Esses modelos permitem investigar a resposta estrutural dinâmica de sistemas mecânicos sob ação de forças e condições de contorno especificadas e variáveis. Os cálculos obtidos aplicam cargas ciclicamente alteradas e leis de variação do estado de deformação e tensão para determinar os parâmetros estruturais racionais das seções do mecanismo. Ao utilizar algoritmos de busca de parâmetros racionais, um projetista pode reduzir os níveis totais de estresse em todos os regimes operacionais, o que tende a eliminar a concentração de tensões. A aplicação de algoritmos de busca de parâmetros estruturais racionais permite melhorar de forma eficaz as características do estado de deformação e tensão de um layout estrutural. Em muitos casos, durante o processo de projeto, várias variantes de soluções estruturais são elaboradas e a melhor solução é escolhida. Os cálculos permitem avaliar as características estruturais das versões obtidas da estrutura projetada. Com base nos resultados da avaliação das características de fadiga, é escolhida uma variante da realização técnica que seja mais adequada para condições de teste em escala real.

5 CONCLUSÃO

Na conclusão deste trabalho, destaca-se a relevância da metodologia PRISMA como uma abordagem robusta e sistemática utilizada na revisão de literatura realizada neste estudo. Utilizando-se do PRISMA, foi possível estabelecer critérios claros e objetivos para a seleção dos estudos incluídos, garantindo assim a obtenção de uma amostra representativa e de alta qualidade. Além disso, a utilização dos passos definidos permitiu uma análise minuciosa dos dados coletados, facilitando a identificação de padrões, lacunas e contradições na literatura existente. Ao seguir as diretrizes, foi possível conduzir uma revisão sistemática transparente, reproduzível e devidamente embasada, contribuindo para a confiabilidade e validade dos resultados apresentados neste trabalho.

Essa análise e abordagem, em conjunto com os testes de fadiga reais, contribuíram para aprimorar a confiabilidade das estruturas aeronáuticas, promovendo a segurança e a eficiência no setor da aviação. A avaliação preliminar das características de fadiga permite identificar potenciais problemas e realizar melhorias antes do desenvolvimento de um protótipo de produção.

Ao projetar um sistema mecânico, é essencial considerar tanto a avaliação quantitativa quanto a qualitativa das soluções estruturais, utilizando métodos como a análise por elementos finitos (FEM). A obtenção das leis que regem as mudanças no estado de tensão e deformação dos elementos para os regimes operacionais especificados é fundamental para avaliar a durabilidade da fadiga do conjunto.

A documentação regulatória desempenha um papel importante na unificação dos resultados dos testes de resistência à fadiga. No entanto, a determinação da causa da destruição dos elementos estruturais é um desafio, pois é difícil comparar o estado tenso da estrutura com as condições reais de destruição por fadiga.

Os resultados computacionais obtidos por meio da análise por elementos finitos (FEM) podem ser comparados com os testes de fadiga reais para validar a concordância entre eles. Essa abordagem permite uma avaliação mais precisa da natureza do desenvolvimento de trincas por fadiga nas seções do mecanismo e auxilia na tomada de medidas para melhorar a estrutura e sua capacidade de suporte de carga.

A vida útil de um componente em relação à fadiga pode ser calculada usando métodos numéricos que consideram as propriedades do material e a ausência de defeitos. Curvas de fadiga e coeficientes de confiabilidade são utilizados para determinar a vida útil de fadiga de uma estrutura. A consideração de parâmetros estruturais racionais durante o processo de projeto pode reduzir os níveis totais de estresse e eliminar a concentração de tensões, resultando em uma melhoria eficaz nas características do estado de deformação e tensão da estrutura.

Em resumo, a análise da fadiga em sistemas mecânicos de aeronaves durante as fases iniciais de design requer uma abordagem abrangente, combinando métodos analíticos, como o FEM, com testes de fadiga reais. A avaliação preliminar das características de fadiga permite identificar e corrigir problemas potenciais, garantindo a durabilidade e a segurança das estruturas. A consideração de parâmetros estruturais racionais e a busca pela melhoria contínua durante o processo de projeto são essenciais para garantir o desempenho adequado e a vida útil esperada dos componentes sujeitos à fadiga.

Essa análise e abordagem, possivelmente pode contribuir para aprimorar a confiabilidade das estruturas aeronáuticas, promovendo a segurança e a eficiência no setor da aviação estudando-se pontos específicos sobre o tema “fadiga”. Por outro lado este, estudo mostrou também que a metodologia permite uma análise racional e precisa sobre temas específicos trazendo benefícios intangíveis para a coleta de dados e informações de estudos pontuais.

Portanto, é crucial que os projetistas e engenheiros aeroespaciais considerem esses aspectos durante o desenvolvimento de sistemas mecânicos de aeronaves, buscando constantemente aprimoramentos e validando suas soluções por meio de testes e análises computacionais.

6 ESTUDOS FUTUROS

A pesquisa realizada neste trabalho forneceu uma visão abrangente sobre a análise da fadiga em sistemas mecânicos de aeronaves durante as fases iniciais de design. No entanto, existem várias áreas que podem ser exploradas em estudos futuros, a fim de aprimorar ainda mais o projeto desses sistemas. A seguir, são apresentadas algumas sugestões para pesquisas futuras.

6.1 Desenvolvimento de Novos Métodos de Análise

Uma área promissora para estudos futuros é o desenvolvimento de novos métodos de análise que possam complementar ou aprimorar a análise por elementos finitos (FEM). Por exemplo, pesquisar abordagens avançadas de modelagem ou simulações de vida útil de fadiga mais precisas poderia proporcionar resultados mais confiáveis e eficientes.

6.2 Investigação de Materiais Avançados

Explorar o uso de materiais avançados, como compósitos, ligas de titânio e metais de alta resistência, é outro aspecto que merece atenção em estudos futuros. Compreender as características de fadiga desses materiais e sua aplicabilidade em diferentes componentes pode levar a avanços significativos no projeto de sistemas mecânicos de aeronaves.

6.3 Análise de Fadiga em Componentes Específicos

Realizar estudos de fadiga em componentes específicos, como asas, fuselagem, motores e sistemas de suporte de carga, pode fornecer insights valiosos para o projeto. Essa análise detalhada permitiria identificar áreas críticas que exigem atenção especial e possibilitaria o desenvolvimento de soluções específicas para aumentar a durabilidade e a segurança desses componentes.

6.4 Análise de Fadiga em Condições Operacionais Extremas

Investigar os efeitos da fadiga em condições operacionais extremas, como temperaturas extremas, vibrações intensas ou ambientes corrosivos, é outro aspecto importante. Compreender como essas condições afetam a fadiga das estruturas aeronáuticas pode levar a projetos mais robustos e duráveis, capazes de lidar com esses desafios operacionais.

6.5 Monitoramento de Fadiga em Tempo Real

Desenvolver sistemas de monitoramento de fadiga em tempo real é uma área de pesquisa que pode contribuir significativamente para a manutenção preditiva e a segurança das aeronaves. Criar sistemas que alertem os operadores sobre a degradação estrutural em tempo real permitiria ações corretivas oportunas e reduziria o risco de falhas relacionadas à fadiga.

6.6 Integração de Tecnologias de Fabricação Aditiva

A aplicação de tecnologias de fabricação aditiva, como a impressão 3D, no contexto da fadiga estrutural é uma área que merece atenção em estudos futuros. Avaliar a influência das propriedades dos materiais fabricados por meio de impressão 3D nas características de fadiga das estruturas e desenvolver métodos de projeto otimizados para esses materiais pode resultar em avanços significativos na eficiência e na confiabilidade do processo de fabricação.

Esses são apenas alguns estudos relacionados à análise da fadiga em sistemas mecânicos de aeronaves. A continuidade da pesquisa nessas áreas pode levar a avanços tecnológicos significativos, contribuindo para a segurança e a eficiência do setor aeroespacial.

REFERÊNCIAS

ABBISHEK, R.; KUMAR, B. R.; SUBRAMANIAN, H. S. **Análise de Fadiga e Otimização de Projeto do Fuselagem Central de Aeronaves**. In: IOP Conference Series. Materials Science and Engineering, v. 225, n. 1, 2017. Disponível em: < https://rnp-primo.hosted.exlibrisgroup.com/permalink/f/vsvpiv/TN_cdi_crossref_primary_10_1088_1757_899X_225_1_012031>. Acesso em: 23 de abr. 2023.

ALBLIWI, S. et al. Critical failure factors of Lean Six Sigma: a systematic literature review. **International Journal of Quality & Reliability Management**, v. 31, n. 9, p. 1012- 1030, 2014.

BASINOV, M. E. et al. **Sobre a avaliação de características de fadiga nas fases iniciais de projeto de aeronaves**. TsAGI Science Journal, Moscou, v. 46, n. 5, p. 491-507, 2015. Disponível em: < https://rnp-primo.hosted.exlibrisgroup.com/permalink/f/vsvpiv/TN_cdi_crossref_primary_10_1615_TsAGISciJ_v46_i5_60>. Acesso em: 23 abr. 2023.

BRAGA, A. P. V. **Investigação dos mecanismos de nucleação de trincas de fadiga térmica em um aço ferramenta com carbonetos de nióbio**. 2018. 220 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engenharia Metalúrgica e de Materiais, USP, São Paulo, 2018.

CALLISTER, W. D.; RETHWISCH, Jr. D. G.. **Ciência e engenharia de materiais: uma introdução**. 8. ed. Rio de Janeiro: GEN, 2012. 821 p.

CRUZ, M. C. A.; LOPES, P. & SOUSA J. A. - **Influência de Polipropileno Maleificado no Envelhecimento Higrotérmico de Compósitos de PP/PP-gMAH/Fibra de Vidro**, Anais em CD-ROM do 8º Congresso Brasileiro de Polímeros (8º CBPol), Águas de Lindóia, nov. (2005).

FONSECA Jr, T. M. I. **Métodos de previsão da curva deformação x vida em fadiga para as ligas de alumínio AA6251-T6 e AA6351-T6**. 2003. 120 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 2003.

GALVÃO, T. F., PANSANI, T. S. A. e HARRAD, D. **Principais itens para relatar Revisões sistemáticas e Meta-análises: A recomendação PRISMA**. *Epidemiologia e Serviços de Saúde*, 2015, v. 24, p. 335-342.

GARCIA, A.; SPIM, J. A.; SANTOS, C. A. **Ensaio dos Materiais**. 2. ed. Rio de Janeiro: Ltc, 2012. 365 p.

KASUMOV, E. V. **On the Possibility of Structural Fatigue Properties Estimation at the Early Stages of Design Analysis**. Russian Aeronautics, v. 57, n. 1, p. 30-36, 2014. Disponível em: <https://rnp-primo.hosted.exlibrisgroup.com/permalink/f/vsvpiv/TN_cdi_proquest_miscellaneous_1567066176>. Acesso em: dia mês ano.

LINDSTRÖM, S. B. et al. **Service-life Assessment of Aircraft Integral Structures Based on Incremental Fatigue Damage Modeling**. International Journal of Fatigue, v.172, 2023. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0142112322007645>. Acesso em: 30 abr. 2023.

MASLAK, T.; KARUSKEVICH, M.; PEJKOWSKI, Ł. **New Criterion for Aircraft Multiaxial Fatigue Analysis**. MATEC Web of Conferences, v. 304, p. 1020, 2019. Disponível em: <https://rnp-primo.hosted.exlibrisgroup.com/permalink/f/vsvpiv/TN_cdi_doaj_primary_oai_doaj_org_article_a520a95036ce48b2a66338ecf8456382>. Acesso em: 22 de abril de 2023.

ROSA, E. **Análise de resistência mecânica**. Santa Catarina: Grupo de Análise e Projeto Mecânico, 2002. 399 p.

RUOTSALAINEN, M.; JYLHA, J.; VISA, A. **Minimizing Fatigue Damage in Aircraft Structures**. IEEE Intelligent Systems, v. 31, n. 4, p. 22-29, 2016. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/document/7499264>. Acesso em: 01 mai. 2023.

SAMPAIO, R. F.; MANCINI, M.C. **Estudos de revisão sistemática: Um guia para síntese criteriosa da evidência científica**. Revista Brasileira de Fisioterapia, Belo Horizonte, v. 11, n. 11, p.83-89, fev. 2007.

SHCHERBAN, K. S. et al. **Monitoring of multicomponent cyclic loading during full-scale fatigue tests of aircraft structure**. TsAGI Science Journal, Moscow, v. 51, n. 2, p. 197-208, 2020. Disponível em: <http://elib.sfu-kras.ru/bitstream/handle/2311/166114/10.pdf>. Acesso em: 22 abr. 2023.

SOBOYEJO, W. **Mechanical Properties of Engineered Materials**. New York: Marcel Dekker, 2003. 583 p.

TAVARES, S. M. O.; CASTRO, P. M. S. T. **An overview of fatigue in aircraft structures. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures***, v. 40, n. 10, p. 1510-1529, 2017. Disponível em: < https://rnp-primo.hosted.exlibrisgroup.com/permalink/f/vsvpiv/TN_cdi_proquest_journals_1934883568>. Acesso em: 23 abr. 2023.

WANHILL, R. J. H.; MOLENT, L.; BARTER, S. A. **Fracture mechanics in aircraft failure analysis: uses and limitations. *Engineering Failure Analysis***, v. 35, p. 33-45, 2013. Disponível em: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1350630712002238>. Acesso em: 23 abr. 2023.