

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
MOISÉS WELLINGTON RIBEIRO

FADIGA MECÂNICA EM HELICÓPTEROS:
Estudo de caso do acidente com a aeronave H225 LN-OJF

Taubaté - SP
2018

MOISÉS WELLINGTON RIBEIRO

**FADIGA MECÂNICA EM HELICÓPTEROS:
Estudo de caso do acidente com a aeronave H225 LN-OJF**

Trabalho de Graduação apresentado para obtenção do Certificado de Graduação do curso de Engenharia Mecânica do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Me. Pedro Augusto da Silva Alves

**Taubaté - SP
2018**

SIBi – Sistema Integrado de Bibliotecas / UNITAU

- R484f Ribeiro, Moisés Wellington
 Fadiga mecânica em helicópteros: estudo de caso do acidente com a aeronave H225 LN-OJF / Moisés Wellington Ribeiro. -- 2018.
 37 f. : il.
- Monografia (graduação) – Universidade de Taubaté, Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica, 2018.
 Orientação: Prof. Pedro Augusto da Silva Alves, Departamento de Engenharia Mecânica.
1. Acidentes aeronáuticos. 2. Fadiga mecânica. 3. Helicóptero.
 4. Segurança de vôo. I. Título. II. Graduação em Engenharia Mecânica.

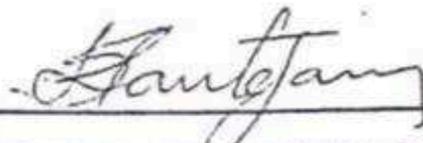
CDD – 629.134

MOISÉS WELLINGTON RIBEIRO

**FADIGA MECÂNICA EM HELICÓPTERO:
Estudo de caso do acidente com a aeronave H225 LN-OJF**

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO APROVADO COMO PARTE
DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE "GRADUADO EM
ENGENHARIA MECANICA"

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO COORDENADOR DE CURSO DE
GRADUAÇÃO DO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA



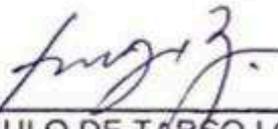
Prof. Me. FABIO HENRIQUE FONSECA SANTEJANI

Coordenador de Trabalho de Graduação

BANCA EXAMINADORA:



Prof. Me. PEDRO AUGUSTO DA SILVA ALVES
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ



Prof. Me. PAULO DE TARSO LOBO
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

06 de dezembro de 2018

Dedico este trabalho ao meu pai Moisés de Jesus Ribeiro que
infelizmente não pôde presenciar este momento.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço a Deus, pelo dom da vida, e por permitir que eu brindasse este momento junto a meus amigos e familiares.

Aos meus pais *Moisés de Jesus Ribeiro* e *Inês Viana Ribeiro*, que apesar das dificuldades enfrentadas, sempre me incentivaram a continuar estudando.

À minha companheira, Engenheira Civil *Francielle Martins*, por estar sempre ao meu lado no decorrer de todos os momentos bons e ruins da minha vida.

Ao Engenheiro Mecânico *José Gildenys Charll dos Santos*, pela amizade, dedicação e empenho ao me ajudar a compreender os ensinamentos transmitidos na graduação de engenharia, além de ter sido o coordenador do meu estágio.

Ao meu orientador, Prof. Me. *Pedro Augusto da Silva Alves*, por todo o apoio, incentivo e motivação na orientação deste trabalho.

À Universidade de Taubaté – UNITAU, por ter me oferecido excelentes professores e um ótimo ambiente de estudo.

Ao Comando de Aviação do Exército (CAvEx) por permitir a realização do estágio necessário à minha formação acadêmica e profissional.

Aos meus colegas de classe por tornarem esses cinco anos de estudo mais proveitosos e agradáveis.

Agradeço aos funcionários da secretaria pela dedicação, presteza e principalmente pela vontade de ajudar.

E por fim, a todos que direta ou indiretamente contribuíram para que eu alcançasse meus objetivos.

*“O futuro pertence àqueles que acreditam na beleza
de seus sonhos”*
(ELEANOR ROOSEVELT)

RESUMO

Apesar de toda tecnologia embarcada nas aeronaves modelo H225, sendo considerada uma das mais avançadas já fabricadas pela *Airbus Helicopters*, os diversos sistemas de detecção de falha não conseguiram detectar a tempo o fenômeno da fadiga mecânica, o que evitaria o acidente abordado no presente trabalho. Sendo a fadiga mecânica um fenômeno indesejado na engenharia de projetos, cresce a importância da análise mais aprofundada deste tema, com o intuito principal de se aumentar a segurança de voo e garantir que não hajam mais vidas ceifadas devido a este problema de engenharia. Este trabalho de conclusão de curso tem por objetivo compreender como se origina a fadiga mecânica e os efeitos que podem gerar nos helicópteros, especificamente no caso do acidente aeronáutico com a aeronave H225 *LP Super Puma*, de matrícula LN-OJF. A metodologia escolhida para a realização desta dissertação foi o estudo de caso do acidente, buscando, com base nas teorias existentes e nos relatórios emitidos pelas autoridades competentes, a compreensão, através de uma análise qualitativa, dos fatores contribuintes que levaram a ocorrência desta tragédia. Concluiu-se que devido à fadiga mecânica houve uma ruptura súbita em uma das oito engrenagens que compõem a caixa de transmissão principal da aeronave, fato este que fez com que o rotor principal, componente que garante a sustentação do helicóptero, se desprendesse da aeronave em voo, vindo a vitimar treze pessoas na costa da Noruega.

Palavras-chave: Helicóptero. Fadiga Mecânica. Acidentes Aeronáuticos. Segurança de voo.

ABSTRACT

In spite of all the technology on board aircraft model H225, being considered one of the most advanced already manufactured by Airbus Helicopters, the various failure detection systems failed to detect the phenomenon of mechanical fatigue in time, which would avoid the accident addressed in the present work. Since mechanical fatigue is an undesired phenomenon in project engineering, the importance of a more in-depth analysis of this topic is growing, with the main purpose of increasing flight safety and ensuring that there are no more lives cut down due to this engineering problem. This work aims to understand how mechanical fatigue originates and the effects that can generate in the helicopters, specifically in the case of the aeronautical accident with the aircraft H225 LP Super Puma, of registration LN-OJF. The methodology chosen for this dissertation was the case study of the accident, seeking, based on the existing theories and the reports issued by the competent authorities, to understand, through a qualitative analysis, the contributing factors that led to the occurrence of this tragedy. It was concluded that due to mechanical fatigue there was a sudden rupture in one of the eight gears that make up the main gearbox of the aircraft, which caused that the main rotor, component that guarantees the support of the helicopter, was detached from the aircraft in thirteen people on the Norwegian coast.

KEYWORDS: Helicopter. Mechanical fatigue. Aeronautical Accidents. Flight safety.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Aeronave H225.	12
Figura 2 - Carregamento Cíclico	Erro! Indicador não definido.
Figura 3 – Aperencia Superficial da Fadiga Mecânica	155
Figura 4 - Fases da Fadiga Mecânica.	17
Figura 5 - Gráfico de Wöhler ou Curva S-N.....	18
Figura 6 - Destroços da Aeronave H225 LN-OJF.....	24
Figura 7 – Dimensões da aeronave H225.	26
Figura 8 - Dimensões superiores da aeronave H225.	26
Figura 9 - Aeronave H225M (CAvEx).....	29
Figura 10 - Caixa de transmissão principal da aeronave H225 em corte.	30
Figura 11 - Engrenagem da aeronave H225 rompida por fadiga mecânica.	32

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AIBN	Accident Investigation Board Norway.
ASTM	American Society for Testing and Materials.
APU	Auxiliary Power Unit.
CTP	Caixa de Transmissão Principal.
EWS	Eletronic Warfare System.
FADEC	Full Authority Digital Engine Control.
HUMS	Health and Usage Monitoring System.
JDD	Jet Dilution Device.
LCD	Liquid Crystal Display.
RPM	Rotações Por Minuto.
SAR	Search And Rescue.
TCAS	Traffic Colision Avoidance System.

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	11
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	13
2.1 DEFINIÇÃO DA FADIGA MECÂNICA.....	13
2.2 FASES DA FADIGA MECÂNICA.....	15
2.2.1 Início da Trinca ou nucleação (Primeira fase)	15
2.2.2 Propagação da Trinca (Segunda fase)	16
2.2.3 Ruptura Instantânea (Terceira fase)	16
2.3 TIPOS DE ENSAIOS DE FADIGA MECÂNICA.....	17
2.4 TENSÕES LIMITE DE FADIGA	18
2.5 CRITÉRIOS DE PROJETO PARA FADIGA	19
2.5.1 Projeto para vida infinita.....	19
2.5.2 Projeto de vida finita.....	19
2.5.3 Projeto sujeito à falha em segurança (Fail Safe).....	20
2.6 FATORES MODIFICADORES DA TENSÃO LIMITE DE FADIGA	20
2.6.1 Fator de Superfície (Ka).....	20
2.6.2 Fator de Tamanho (Kb)	21
2.6.3 Fator de Confiabilidade (Kc).....	21
2.6.4 Fator de Temperatura (Kd).....	21
2.6.5 Fator Modificador para Concentração de Tensão (Ke)	22
2.6.6 Fator de efeitos diversos (Kf)	22
3 METODOLOGIA.....	23
4 DESENVOLVIMENTO	25
4.1 Aeronave H225	25
4.2 Aeronaves H225M adquiridas pelo projeto H-XBR.....	27
4.3 Caixa de Transmissão principal (CTP)	29
5 RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	30
6 CONCLUSÃO.....	33
REFERÊNCIAS.....	34

1 INTRODUÇÃO

Este trabalho de conclusão de curso tem por objetivo principal a compreensão do fenômeno da fadiga mecânica, com o intuito de analisar um acidente aeronáutico real ocorrido com o helicóptero H225 de matrícula LN-OJF, e assim poder contribuir para com a segurança de voo de modo geral e específico, pois o governo brasileiro é possuidor de uma frota significativa da aeronave em questão.

Segundo o Ministério da Defesa (2015), o projeto H-XBR iniciado em 2008, prevê a aquisição de 50 helicópteros modelo H225 *Super Puma*, sendo 16 aeronaves para cada uma das três forças armadas brasileiras (Marinha, Exército e Aeronáutica) e 2 aeronaves para transporte presidencial. Este projeto também visa fomentar a indústria aeronáutica no Brasil, através da transferência de tecnologia, o que possibilitaria o desenvolvimento de um helicóptero nacional a partir de 2020. Para isto estão envolvidas neste projeto um total de 12 empresas nacionais, sendo a empresa Helibras, situada na cidade de Itajubá-MG, a responsável por parte da fabricação das aeronaves no Brasil.

Segundo Ministério da Defesa (2015), o investimento total do projeto é de 1 bilhão e 900 milhões de euros. E de acordo com a empresa Helibras, em setembro de 2018, foi entregue para a Aviação do Exército, a 11ª aeronave do modelo H225, sendo a 33ª aeronave entregue do total de 50 adquiridas no projeto H-XBR (HELIBRAS, 2018).

De acordo com a apresentação da aeronave pela empresa Helibras, representante no Brasil, da fabricante de aeronaves francesa *Airbus*, no que tange ao seguimento de aeronaves de asas rotativas, também conhecidas como helicópteros, a aeronave modelo H225 (anteriormente chamada de EC225), possuem o sistema de aviônica (eletrônica da aeronave) em seu estado-da-arte, um sistema de piloto automático de quatro eixos que minimizam a carga sobre os pilotos e certificação para voar sobre condições de congelamento. Além destas tecnologias, o alto padrão de segurança do helicóptero H225 também inclui uma transmissão capaz de funcionar 30 minutos a seco (HELIBRAS, 2016).

No entanto, apesar de tamanha tecnologia embarcada nesta aeronave, a mesma não conseguiu, através de seus sistemas de proteção, detectar a tempo o

fenômeno da fadiga mecânica em uma das engrenagens da caixa de transmissão principal (CTP), o que evitaria o acidente ocorrido em 2016 na costa da Noruega, onde infelizmente, segundo a *AIBN (Accident Investigation Board Norway)*, treze vidas foram perdidas, além da destruição completa do helicóptero. Dentro deste contexto, cabe uma análise mais aprofundada sobre o fenômeno da fadiga mecânica, fenômeno este, indesejado na engenharia de projetos, delimitando tal fenômeno no estudo de caso do acidente ocorrido com a aeronave H225 LN-OJF (AIBN, 2016).

Com o intuito de salientar este problema indesejado na engenharia, foi seguida uma linha de raciocínio iniciada pela análise dos conceitos sobre a fadiga mecânica e suas consequências nos helicópteros, na sequência será apresentada a aeronave H225 incluindo a versão militar, que o governo brasileiro adquiriu em grande quantidade, e por fim, foi analisado o relatório preliminar e final emitido pelas autoridades competente explicando o que ocorreu neste trágico acidente aeronáutico, buscando relacionar a teoria analisada com o que realmente ocorreu. A Figura 1 demonstra a aeronave modelo H225 semelhante à aeronave em questão neste trabalho.

Figura 1 - Aeronave H225



Fonte: AIRBORNE (2018)

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

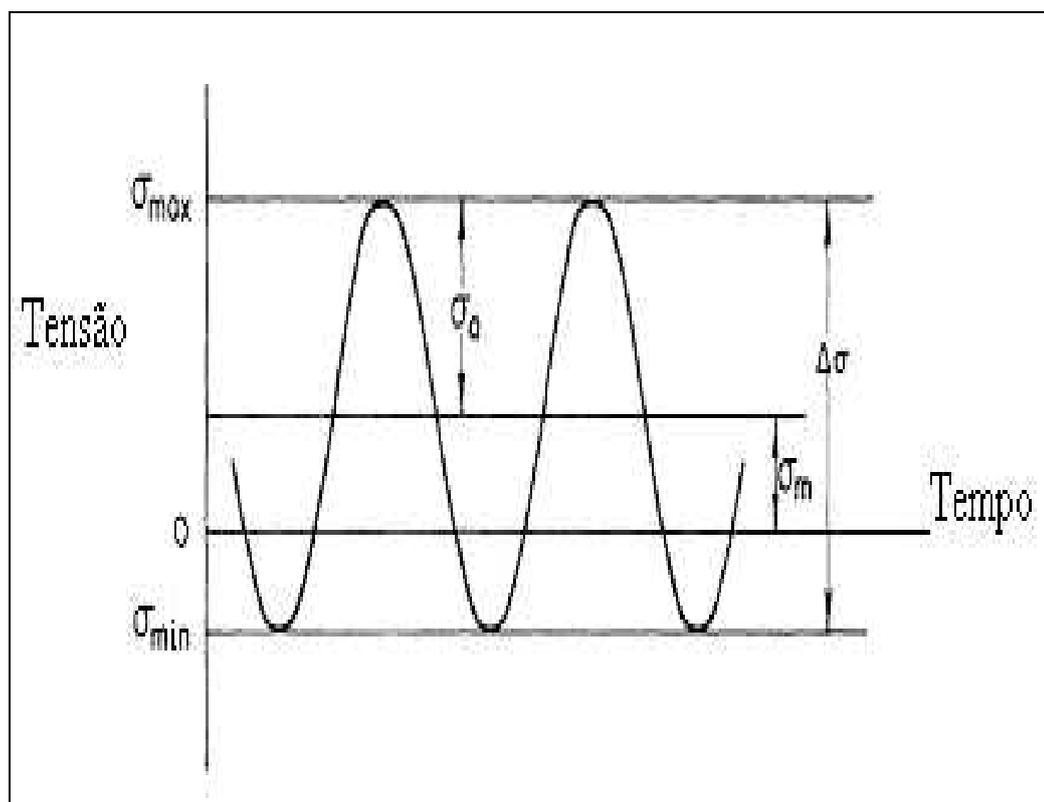
2.1 DEFINIÇÃO DA FADIGA MECÂNICA

Segundo a norma da *ASTM (American Society for Testing and Materials)* E1823-13 (1996), a fadiga mecânica é definida como um processo de alteração estrutural permanente, localizado e progressivo que ocorre em um material submetido a condições de carregamentos que produzam tensões e deformações permanentes, em um ou mais pontos que podem culminar em trincas ou fratura completa do equipamento após um suficiente número de ciclos, ou seja, é a deterioração progressiva dos materiais devido a carregamentos cíclicos, podendo chegar à ruptura.

Segundo Callister (2002), devido ao fato de falhas ocorrerem normalmente após um longo período de ciclos repetitivos, o termo “Fadiga” é usado, devido ao cansaço do material, sendo uma forma de falha que ocorre em estruturas que estão sujeitas a tensões dinâmicas e oscilantes, como pontes, aeronaves e componentes de máquinas.

Segundo C. Moura Branco (1999), a grande maioria das falhas em componentes mecânicos ocorrem devido a carregamentos cíclicos que variam sua intensidade ao longo do tempo, e não a esforços estáticos. Essas falhas podem ocorrer em níveis de tensão inferiores aos valores da resistência ao escoamento dos materiais, fato este que caso não seja levado em consideração no projeto pode levar contribuir para ocorrência de acidentes. As mudanças estruturais nos materiais sujeitos a fadiga mecânica são causadas por deformações localizadas de ordem sub-microscópicas na estrutura cristalina do material, que podem progredir gradualmente até formar uma trinca e, conseqüentemente, uma falha de tamanho crítico, podendo levar à fratura final de um componente após um determinado tempo. A seguir a Figura 2 demonstra um exemplo de carregamento cíclico, onde se evidencia a variação da tensão ao longo do tempo, podendo ou não haver inversão de sentido.

Figura 2 - Carregamento Cíclico

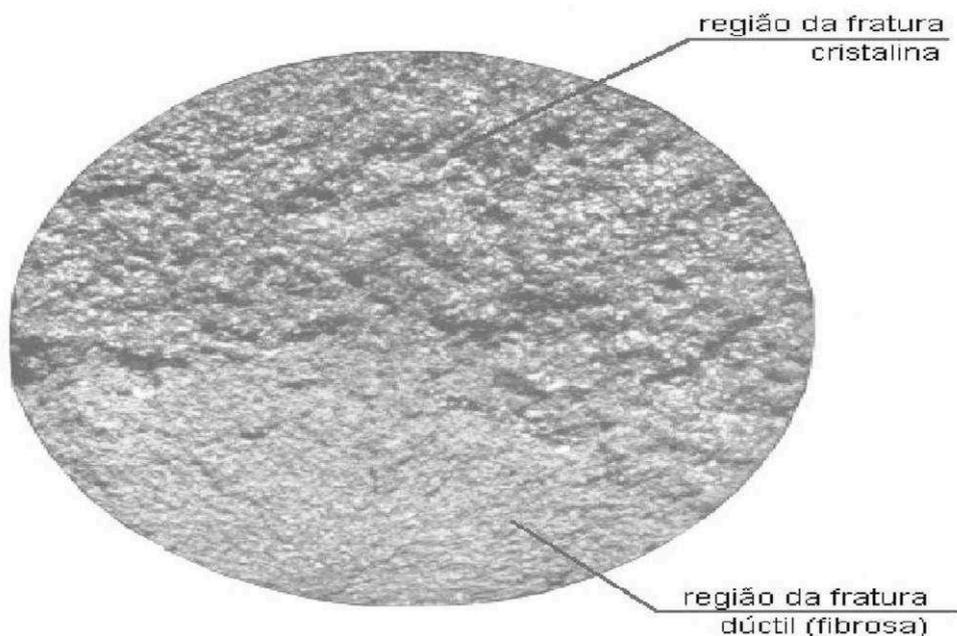


Fonte: SCIELO (2011)

De acordo com Shigley (2005), por possuir suas fases bem definidas a ruptura por fadiga mecânica nos metais, podem ser reconhecidas a olho nu, a partir do aspecto das superfícies do material, que geralmente apresenta-se fibrosa na região da trinca e cristalina na região da ruptura.

A seguir a Figura 3 demonstra essas duas características da superfície rompida por fadiga, sendo a região inferior da imagem a primeira e segunda fase da fadiga mecânica, onde se evidencia uma região fibrosa devido às estrias geradas pelos carregamentos cíclicos, e a parte superior da imagem a terceira fase da fadiga mecânica, evidenciada pela superfície cristalina devido ruptura final instantânea.

Figura 3 - Aparência superficial da fadiga mecânica em metais



Fonte: ENSUS ADVANCED ENGINNERING (2016)

2.2 FASES DA FADIGA MECÂNICA

Segundo C. Moura Branco (1999), o fenômeno da fadiga mecânica possui em seu decorrer três estágios sucessivos, sendo eles iniciação da trinca ou nucleação, propagação e ruptura final. Estas três fases serão analisadas separadamente a seguir:

2.2.1 Início da Trinca ou nucleação (Primeira fase)

Onde as trincas podem surgir devido a não homogeneidade das superfícies granulares e cristalinas dos metais, por partículas químicas incrustadas na composição do metal ou por interstícios naturais das ligações metálicas devido ao processo de fabricação. Nesta primeira etapa o crescimento da trinca ocorre a 45° em relação à direção da sollicitação, sendo que o crescimento desta trinca nessa

fase é da ordem micrométrica até encontrar o contorno dos grãos da peça. Devido a essas diferenças geométricas microscópicas ocorrem concentrações de tensões que são a premissa para a iniciação de uma trinca. Normalmente se iniciam em pontos onde há concentrações de tensões, corrosão, descamação, entalhes da própria peça ou até mesmo pontos onde há defeitos de fabricação da peça. Também podendo também ser gerada por um impacto severo (C. MOURA BRANCO, 1999).

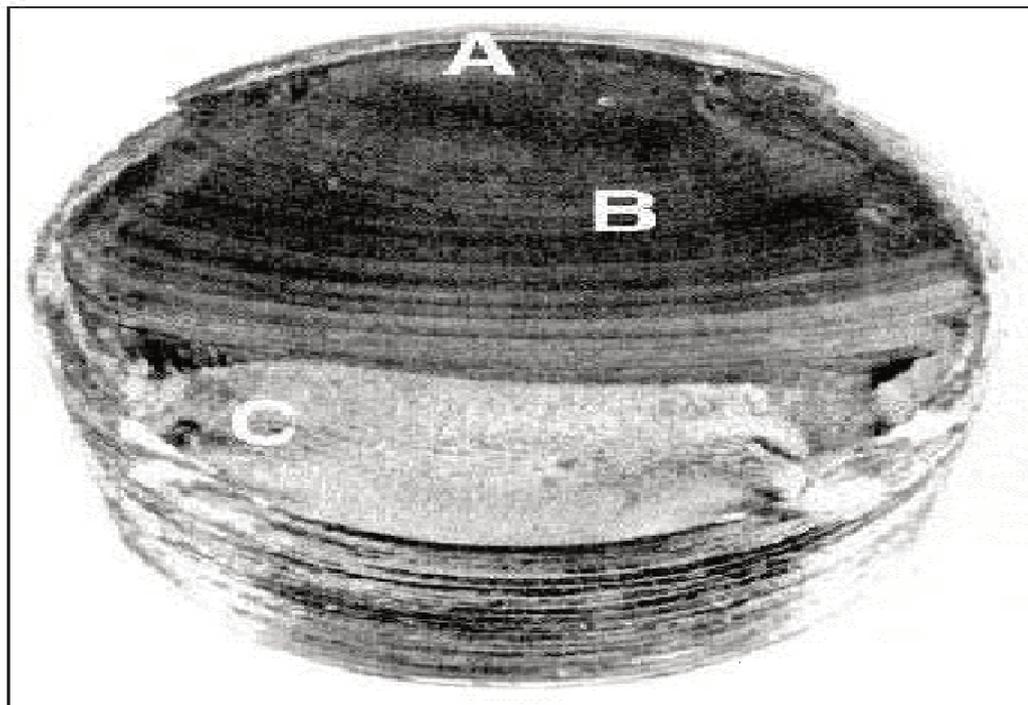
2.2.2 Propagação da Trinca (Segunda fase)

Normalmente a fase mais demorada do processo de ruptura total. Também se caracteriza pelas “marcas de praias” devido à repetição dos esforços no material. É a segunda fase da fadiga, onde já contornando os grãos da peça, a trinca se propaga perpendicularmente a tensão aplicada. A passagem do primeiro estágio para o estágio de propagação da trinca se dá através da formação de estrias microscópicas na peça. Estas estrias, também conhecidas como marcas de praia, compõem a maior parte da falha do material e conseqüentemente a maior duração do fenômeno da fadiga (C. MOURA BRANCO, 1999).

2.2.3 Ruptura Instantânea (Terceira fase)

Onde o material já não possui área para contrabalancear a força aplicada pela carga e se rompe abruptamente. É a última fase da fadiga, onde uma ruptura súbita é evidenciada, devido à área do material já estar menor que a área necessária para suportar os esforços da tensão aplicada. Normalmente tem característica de uma ruptura frágil, pois não apresenta deformação significativa do material, onde a trinca tenderá a se expandir com a constante aplicação das tensões e, conseqüentemente, o tamanho da trinca irá aumentar até o estágio da fratura, onde irá ocorrer a ruptura total e repentina do material (C. MOURA BRANCO, 1999).

A seguir a Figura 4 demonstra as três fases da fadiga sendo a parte (A) correspondente a nucleação, a parte (B) referente à propagação da trinca, característico pelas estrias e a parte (C) que representa a ruptura final do material.

Figura 4 - Fases da Fadiga Mecânica

Fonte: MILFONT, G (2014)

2.3 TIPOS DE ENSAIOS DE FADIGA MECÂNICA

Segundo Sines e Graw-Hill (1959), os ensaios de fadiga servem para poder especificar uma tensão limite de fadiga que é a tensão a qual o material já não mais possui risco de se romper, ou seja abaixo desta tensão o material suportará um número infinito de ciclos sem se o perigo de se romper. Através dos ensaios de fadiga é possível definir as aplicações dos materiais. Os principais ensaios são:

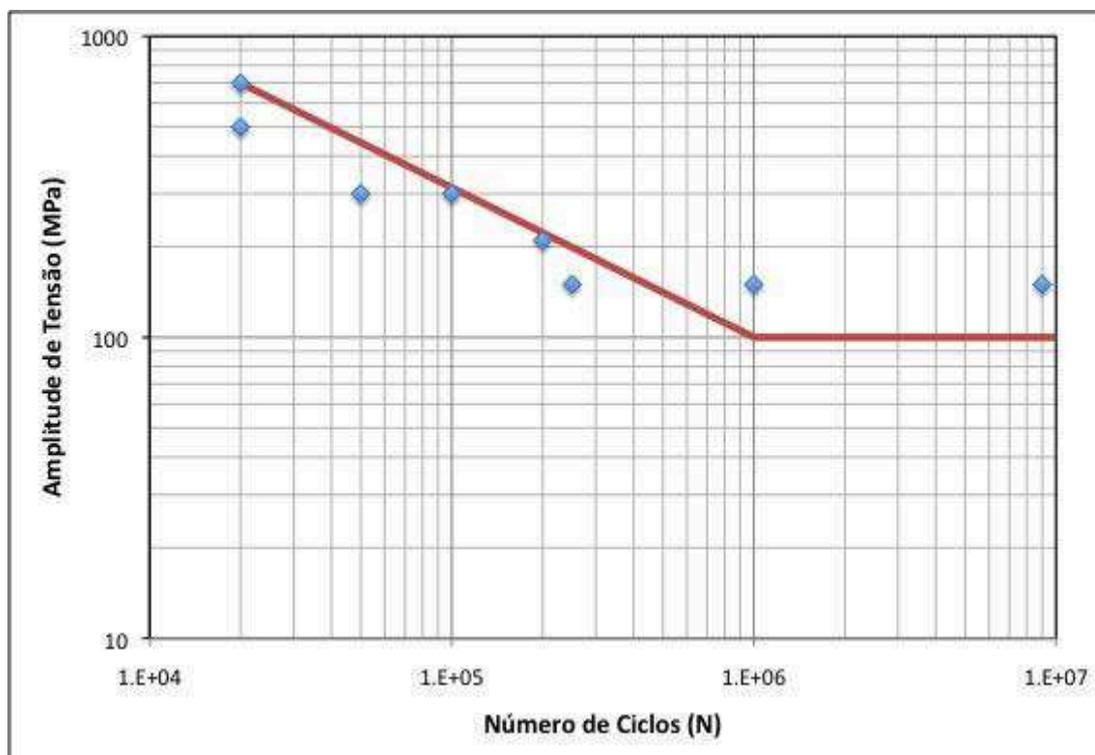
- a) Tração;
- b) Tração – Compressão;
- c) Torção;
- d) Flexão;
- e) Flexão rotativa.

2.4 TENSÕES LIMITE DE FADIGA

Segundo Shigley (2005), tensão é uma grandeza vetorial que foi introduzida na resistência dos materiais em 1882, por Augustin Louis Cauchy. É definida como sendo a resistência interna de um corpo qualquer, à aplicação de uma força externa por unidade de área, ou seja, é força por unidade de área.

Segundo o livro Metal Fatigue de Sines e Graw-Hill (1959), para determinarmos a tensão limite de fadiga, executa-se um ensaio com corpos-de-prova sujeitos a forças repetitivas e variadas enquanto são contados as inversões de ciclos ou tensões até a destruição desses corpos-de-prova. Com o resultado dos testes, plota-se um diagrama de tensões-ciclos em papel log-log. A seguir a Figura 5 demonstra o gráfico da curva S-N, também conhecido como curva de *Wöhler*, em homenagem ao engenheiro alemão *August Wöhler*.

Figura 5 - Gráfico de Wöhler ou Curva S-N



Fonte: SOLIDWORKS (2004)

2.5 CRITÉRIOS DE PROJETO PARA FADIGA

Segundo o professor Rosa (2002), da Universidade Federal de Santa Catarina, existem três critérios para projetos de elementos sobre ação da fadiga mecânica sendo eles: vida infinita, vida finita e *fail-safe*.

2.5.1 Projeto para vida infinita

Antigamente os engenheiros dimensionavam as peças de tal forma que as tensões ficavam muito abaixo da tensão limite de fadiga, tornando assim, o componente inerte a fadiga por toda sua vida. Porém ao serem dimensionados desta forma, o custo aumentava significativamente, além do acréscimo de peso. Ainda hoje, existe a necessidade de se projetar peças com limite de vida infinita, pois estas suportaram carregamentos cíclicos constante por vários milhões de ciclos, por exemplo: engrenagens industriais, molas de válvulas de motores e eixos de motores (ROSA, 2002).

2.5.2 Projeto de vida finita

Segundo Rosa (2002), devido ao fato de alguns elementos trabalharem sobre cargas inconstantes, não há como dimensioná-lo para a máxima carga que o mesmo poderá suportar, sendo que esta carga máxima poderá ser atingida poucas vezes no decorrer de sua vida útil.

Caso esse dimensionamento seja feito, inviabilizaria o projeto devido a custo e principalmente ao peso. Assim sendo, torna-se necessário um projeto baseado no critério de vida finita, onde se espera a máxima solicitação do material, porém com a penalidade de decréscimo de seu tempo de vida útil. Tem-se como exemplo: vasos de pressão, motores a jato e componentes dinâmicos de aeronaves (ROSA, 2002).

2.5.3 Projeto sujeito à falha em segurança (Fail Safe)

Este critério desenvolvido justamente por engenheiros aeronáuticos, visando atender a contradição de resistência e peso dos equipamentos aeronáuticos, tem por base a propagação do dano no componente, ou seja, é permissível um dano ou trinca devido à fadiga no componente, porém com os estudos de tempo de propagação da trinca, impõe-se uma inspeção antes que o componente venha a se romper subitamente. Outro modo de prevenir uma falha catastrófica devido a propagação inesperada da trinca é introduzir bloqueadores de propagação de trincas e usar uniões rebitadas ou parafusadas ao invés de uniões soldadas, como por exemplo fuselagem de aeronaves e estruturas de ponte (ROSA, 2002).

2.6 FATORES MODIFICADORES DA TENSÃO LIMITE DE FADIGA

Segundo o Rosa (2002), não é possível aplicar diretamente os conceitos do gráfico da curva de Wöhler, pois os mesmos são gerados a partir de ensaio de laboratórios com corpos de prova padronizados, situação distinta de um componente em trabalho em uma máquina.

A seguir são descritos os principais fatores que influenciam na determinação da tensão limite de fadiga máxima que o material poderá suportar.

2.6.1 Fator de Superfície (Ka)

O corpo de prova tem a sua superfície retificada ou muitas vezes polida, para evitar imperfeições, enquanto que o componente mecânico é apenas usinado, usado no estado bruto de fabricação, como de laminação, de forjamento, soldado ou de fundição, fato que potencializa a iniciação de trincas (ROSA, 2002).

2.6.2 Fator de Tamanho (Kb)

Regiões centrais de peças de grande porte são mais sujeitas a segregações, inclusões e outros defeitos metalúrgicos, o que compromete a resistência da peça. Os corpos-de-prova por normalização possuem diâmetro de 7,76 mm. Para dimensionamento de peças com outras dimensões, há necessidade de se efetuar correções de acordo com o diâmetro do componente (ROSA, 2002).

2.6.3 Fator de Confiabilidade (Kc)

Baseia-se em impor fatores de acordo com o grau de confiabilidade desejado para o material, onde há uma considerável dispersão de resultados no processo de falha por fadiga. Assim, o projeto deve usar os dados da resistência de fadiga com um nível de segurança que considere a dispersão existente, a tensão de resistência à fadiga deve ser corrigida por este efeito. Quanto maior a confiabilidade desejada menor o valor de fator. Isto faz com que a tensão limite de fadiga fique abaixo do valor médio, para uma confiabilidade superior a 50% (ROSA, 2002).

2.6.4 Fator de Temperatura (Kd)

Quando o componente for trabalhar sob qualquer temperatura diferente das padronizadas nos ensaios de laboratório aplica-se uma correção através de fórmulas existentes para gerar um novo fator que será adequado a nova temperatura de trabalho (ROSA, 2012).

2.6.5 Fator Modificador para Concentração de Tensão (Ke)

Irregularidades como furos, entalhes, ranhuras, ressaltos ou qualquer outro tipo de descontinuidade, geram concentração de tensão o que implica no início da falha (ROSA, 2012).

2.6.6 Fator de efeitos diversos (Kf)

Este fator modificador da tensão limite de fadiga depende do bom senso do engenheiro projetista, pois não se tem valores tabelados ou formulados para ele, estando relacionados com tensões residuais, características da operação, ambiente corrosivo e tratamentos superficiais aplicados no material (ROSA, 2002).

Conforme Bovo (2003) após todas estas correções é aplicada a fórmula a seguir onde o material estará sendo dimensionado contemplando todas as possíveis intemperes do meio onde o equipamento irá operar.

$$\sigma^{\text{lim fad}} = K_a \cdot K_b \cdot K_c \cdot K_d \cdot K_e \cdot K_f \cdot \sigma'^{\text{lim fad}} \quad (1)$$

3 METODOLOGIA

Este capítulo é reservado ao desenvolvimento metodológico com a finalidade de atender os objetivos definidos nesta dissertação. A proposta é analisar a fadiga como fator contribuinte para que ocorra de um acidente aéreo, tendo como base o acidente da aeronave H225 LN-OJF no mar da Noruega ocorrido em 2016.

Este trabalho é classificado como estudo de caso, caracterizado como uma pesquisa investigativa que busca compreender um fenômeno de falha dos materiais, tendo como amostra de situação um acidente real.

Quanto à natureza da pesquisa, este trabalho de conclusão de curso enquadra-se em uma pesquisa qualitativa, pois busca desmistificar os efeitos do cansaço dos materiais quando submetidos a esforços repetitivos. Estando sempre embasado nas teorias a respeito do tema e no relatório preliminar e final gerado após o acidente pela agência reguladora de aviação da Noruega.

A pesquisa qualitativa mostra aspectos subjetivos e busca percepções e entendimento sobre a natureza geral de um cenário em estudo, abrindo espaço para interpretação e não havendo preocupação com representabilidade numérica. É uma pesquisa indutiva, ou seja, o pesquisador inicia o estudo com a visão de diferentes autores e desenvolve conceitos, idéias e entendimentos a partir dos dados encontrados (MAZZOTTI, A. J, 1999).

O estudo do acidente com a aeronave H225 LN-OJF se originou devido à paralisação mundial das atividades aéreas de toda a frota deste modelo de helicóptero, fato este que fez com que a Aviação do Exército Brasileiro, paralisasse o emprego da aeronave em suas missões por algumas semanas.

Ao se investigar o motivo do acidente, verificou-se que dentre os fatores que poderiam ter levado a aeronave a se acidentar estava um fenômeno anteriormente estudado na graduação de engenharia mecânica, cabendo uma análise mais profunda no tema.

Com base no relatório preliminar do acidente emitido pela AIBN (*Accident Investigation Board Norway*) o acidente ocorreu na costa da Noruega enquanto a aeronave retornava de uma base de petróleo em auto mar. Enquanto a mesma se

encontrava a 2000 pés de altitude, aproximadamente 660 metros, o rotor principal da mesma veio a se desprender completamente da caixa de transmissão principal fazendo a aeronave cair em uma pequena ilha próxima a costa do país.

A primeira hipótese para que houvesse ocorrido o acidente foi que umas das três barras de suspensão da aeronave, item que garante à fixação do conjunto cabeça mastro do rotor principal fixo a estrutura da aeronave, tivesse sido mal prendido pelos técnicos de manutenção, fato este que justificaria o desprendimento do rotor principal. Porém descartada após a recuperação da peça por mergulhadores. Mesmo a aeronave sendo uma das mais modernas fabricadas, tendo vários sistemas de proteção, como os detectores magnéticos, que detectam partículas metálicas que venham a se desprender de algum componente, mais o sistema de monitoramento de saúde *HUMS (Health and Usage Monitoring System)*, que possui diversos sensores espalhados por toda aeronave, a mesma não conseguiu detectar esta anomalia a tempo. A seguir será demonstrada na Figura 6 os destroços da aeronave recuperados pela investigação com o objetivo de tentar entender as reais causas que levaram a ocorrência do acidente.

Figura 6 - Destroços da Aeronave H225 LN-OJF



Fonte: AIBN (2016)

4 DESENVOLVIMENTO

O desenvolvimento deste trabalho deu-se pela análise dos relatórios emitidos pelas autoridades competentes. Porém antes de suas análises é apresentada a aeronave H225 em sua versão civil e militar, assim como a caixa de transmissão principal da aeronave.

4.1 AERONAVE H225

Segundo a fabricante da aeronave, Airbus (2018), o helicóptero H225 é ideal para ambientes difíceis e de longa duração, pois oferece a melhor velocidade, alcance, carga útil e confiabilidade do setor de um helicóptero bi-turbina da categoria de 11 toneladas. Equipado com dois potentes motores de turbina *Safran Makila 2A1*, um robusto rotor principal equipado com cinco pás e cabeça do rotor *spheriflex*, o H225 oferece excelente velocidade de cruzeiro e longo alcance.

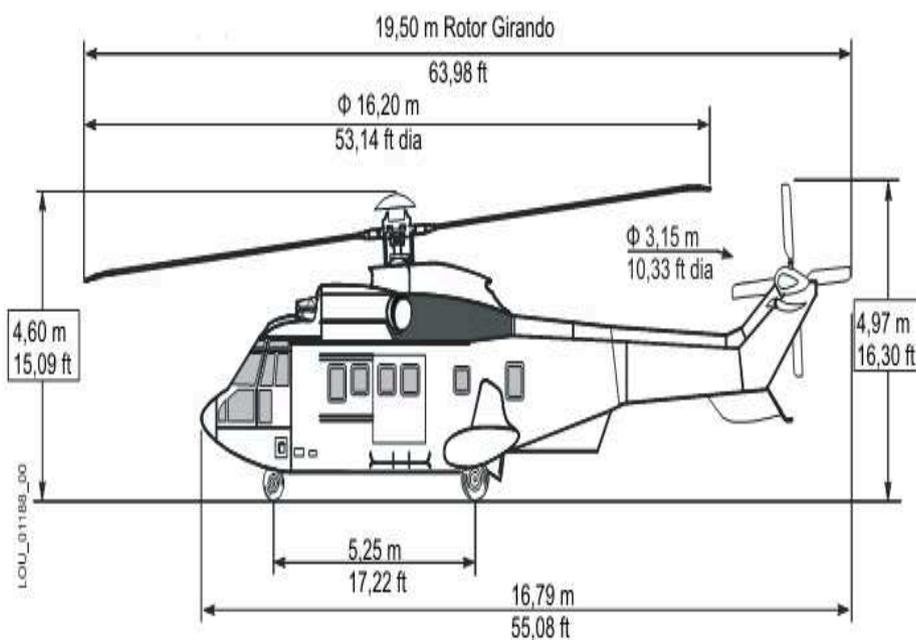
Também enfatiza o cockpit de última geração, e o sistema de monitoramento de uso e saúde (HUMS) que conduz a gravação de dados e o monitoramento proativo para a melhoria da segurança de voo (AIRBUS, 2018).

Ao continuar a descrever as características do helicóptero a fabricante o enquadra como incomparável no quesito de transporte para plataformas petrolíferas, pois devido ao sistema Rig'N Fly, em que os pilotos conseguem realizar uma aproximação perfeita dos helipontos em alto-mar. Além da capacidade de transportar 19 passageiros como todo conforto de uma aeronave com ar condicionado e sistema anti-vibração. Outro ponto forte deste helicóptero é o fato dele realizar automaticamente o voo pairado, o que facilita resgates com cordas, em missões de busca e salvamento (SAR) (AIRBUS, 2018).

Ao contabilizar os números, a empresa fabricante diz ter aproximadamente 270 aeronaves deste modelo em operação por mais de 40 operadoras diferentes, em mais de 30 países ao redor do mundo (AIRBUS, 2018).

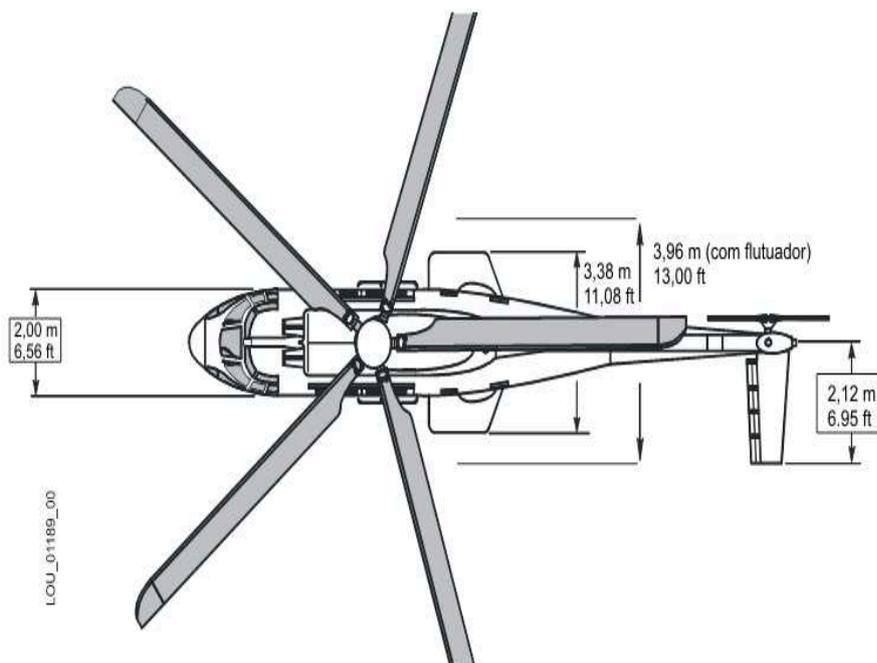
A seguir serão mostradas as Figuras 7 e 8 com as dimensões da aeronave H225.

Figura 7 - Dimensões aeronave H225



Fonte: THM H225 (2015)

Figura 8 - Dimensões superiores da aeronave H225



Fonte: THM H225 (2015)

4.2 AERONAVES H225M ADQUIRIDAS PELO PROJETO H-XBR

O estudo do acidente com a aeronave H225 LN-OJF originou-se devido à paralisação mundial das atividades aéreas de toda a frota deste modelo de helicóptero, fato este que fez com que a Aviação do Exército Brasileiro, paralisasse o emprego da aeronave em suas missões por algumas semanas.

Ao ser adaptada para o meio militar a aeronave *H225* recebe alguns incremento específicos para o meio militar e passa a possuir a denominação H225M, justamente o modelo escolhido pelo governo brasileiro para reforçar a segurança do país e transportar o presidente, a seguir é feita uma análise mais exploratória dos recursos oferecidos pela aeronave.

Rodrigues (2018) expõe as tecnologias embarcadas na aeronave H225, batizada como HM-4 Jaguar pela Aviação do Exército, conforme texto a seguir:

O HM-4 Jaguar é uma inovação na Aviação do Exército devido a seus modernos e eficientes equipamentos e sistemas que o configuram. Dentre os principais recursos embarcados destacam-se:

- *Glass Cockpit*: Os instrumentos de voo desse helicóptero possuem display eletrônico com painéis de LCD (*Liquid Crystal Display*) multifunções, adaptados para utilização com óculos de visão noturna (RODRIGUES, 2018).

- APU: a unidade auxiliar de força tem a função de gerar energia elétrica para o helicóptero enquanto os motores principais ainda não estão em funcionamento. Pode ainda ser utilizada, emergencialmente, em voo (RODRIGUES, 2018).

- EWS: o *Electronic Warfare System* pode ser considerado a maior inovação introduzida na AvEx por intermédio do HM-4. Sua função principal é a autoproteção da aeronave, tendo capacidade de avisar e mostrar ao piloto quando e de onde a aeronave foi “iluminada” por radar, laser ou míssil, possibilitando com isso a tomada de contra medidas para defender-se a ameaça (RODRIGUES, 2018).

- Piloto automático de quatro eixos: auxilia os pilotos na condução do voo em todas as fases, inclusive na realização automática do pairado (RODRIGUES, 2018).

- JDD: o *Jet Dilution Device* é um supressor de radiação infravermelha, dispositivo que, instalado na saída dos gases do motor diminui a assinatura térmica do helicóptero. Empregado junto ao EWS propicia enorme ganho na segurança tática (RODRIGUES, 2018).

- *Crash Worthy*: os postos de voo dos pilotos possuem assentos projetados para diminuir o impacto sobre o corpo dos pilotos em caso de choque com o solo (RODRIGUES, 2018).

- FADEC: o sistema de controle digital do motor garante a precisão e segurança no fluxo de combustível. Além de possuir redundância, é composto por um sistema de backup que garante que a potência dos motores seja mantida sempre dentro dos limites indicados (RODRIGUES, 2018).

- TCAS: o *Traffic Collision Avoidance System* é um sistema de proteção de colisão em voo que auxilia os pilotos no gerenciamento da separação em voo das demais aeronaves. Tal sistema mostra aos pilotos a posição e o nível de voo das aeronaves próximas que estejam com transponder ligado e dá o alerta sonoro e visual em caso de aproximação em rota de possível colisão (RODRIGUES, 2018).

Em resumo, pode-se observar o incremento na operacionalidade e segurança das atividades aéreas da Aviação do Exército. Com o foco na “Excelência na atividade profissional”, o Batalhão Falcão busca a constante qualificação de suas tripulações para empregar, de maneira eficiente, todos os recursos oferecidos por esta moderna máquina de guerra, o helicóptero HM-4 Jaguar (RODRIGUES, 2018).

Através da explanação acima sobre a aeronave modelo H225, constata-se o nível de tecnologia embarcada na mesma, porém sabe-se que o sistema de monitoramento de falhas não conseguiu prever a tempo uma anomalia em uma das oito engrenagens que compõem o conjunto planetário da CTP, o que será abordado posteriormente durante o decorrer deste trabalho.

Tal anomalia, conhecida como fadiga mecânica será descrita a seguir com base nas teorias existentes. A seguir a Figura 9 demonstra a aeronave H225M operada pela Aviação do Exército, mais especificamente pelo 1º Batalhão de Aviação do Exército (1º BAvEx) , com base na cidade de Taubaté no estado de São Paulo.

Figura 9 - Aeronave H225M do CAVEx

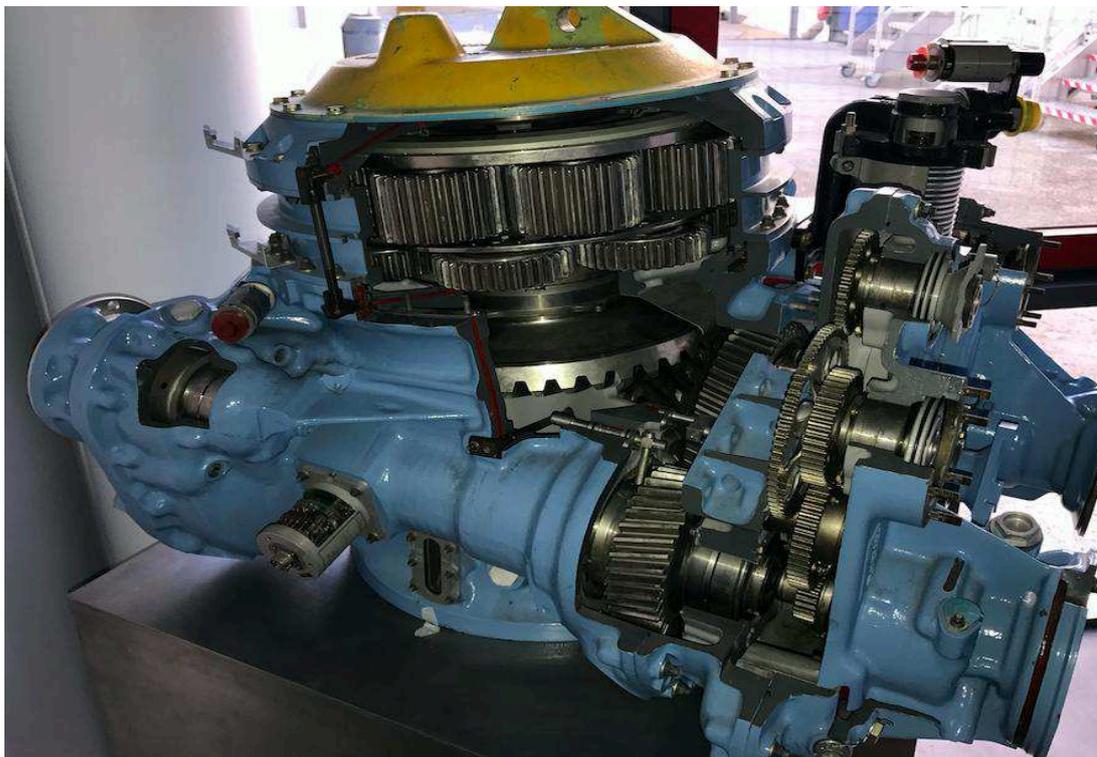


Fonte: CAVEX (2017)

4.3 CAIXA DE TRANSMISSÃO PRINCIPAL (CTP)

De acordo com THM H225 (2015), a CTP tem a função principal de transmitir a rotação dos motores para o rotor principal e para o rotor de cauda. Também se pode citar como função secundária do sistema de transmissão a mudança de direção da transmissão da rotação. Tendo em vista que as rotações oriundas dos motores estejam em torno de 23000 RPM (rotações por minuto) quando em voo, e variam de acordo com a potência necessária para cada fase do voo, a CTP fica diretamente submetida ao fenômeno da fadiga mecânica, pois de acordo com as teorias vistas no início deste capítulo, as engrenagens ao realizarem a redução de 23000 RPM para 265 RPM, através do conjunto de engrenagens, suportam carregamentos cíclicos e variáveis no tempo. A Figura 10 a seguir demonstra a CTP da aeronave H225 em corte.

Figura 3 - Caixa de transmissão principal da aeronave H225 em corte



Fonte: ACADEMIE-MONTPPELLIER (2017)

Segundo a AIBN (2018), a aeronave operada pela empresa CHC veio a se acidentar na costa da Noruega devido ao desprendimento do rotor principal da aeronave em voo, o que fez a mesma cair em uma pequena ilha e posteriormente afundar no mar. Após o acidente foram realizadas diversas buscas por componentes que poderiam levar a descoberta do que realmente havia acontecido para que ocorresse esta catástrofe aérea. Inicialmente foi deduzido que as barras de sustentação haviam se desprendido, porém ao serem encontradas esta possibilidade foi descartada. De acordo com a investigação evidenciou-se que o problema se originou na caixa de transmissão principal e por inércia o rotor se desprendeu em voo.

5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Foi visto que no dimensionamento de engrenagens há um significativo acréscimo de material, destinado à melhor a resistência à fadiga. E que mesmo sendo adotados materiais mais resistentes ainda existe a possibilidade, ainda que remota, da falha por fadiga mecânica. Isto devido ao fato do material ser continuamente submetido a esforços cíclicos alternados, fazendo com que os interstícios das ligações moleculares se alonguem vindo a criar pequenas trincas no material que podem levar a uma catástrofe repentina.

Outro fator que potencializa a aparição de trincas é o acabamento superficial da peça, pois se houver imperfeições na superfície como riscos ou corrosão, esta superfície torna-se um ponto de concentração de tensão, facilitando o surgimento de micro fissuras, e por este motivo as tolerâncias nas inspeções de componentes aeronáuticos possuem uma alta complexidade, necessitando de instrumentos de alta precisão para poderem ser feitas corretamente.

É provável que a falha tenha sido iniciada por detritos presos no rolamento e arranhando um ou mais rolos. Isso provavelmente causou uma banda de endurecimento do trabalho local e uma micro-corrosão. Não se sabe ao certo o que originou a iniciação da trinca no acidente com a aeronave *H225 LN-OJF*, porém foi observado que a trinca originou-se em uma das oito engrenagens da caixa de transmissão principal, devido detritos que presos no rolamento arranhou a pista interna e causou uma descamação onde havia uma sobrecarga de tensão.

De acordo com o relatório o relatório final os fatores contribuintes para o acidente foram em ordem de importância, a limitação do sistema de monitoramento de partículas metálicas, o fenômeno da fadiga mecânica, a concentração de tensão devido à diferença geométrica entre os rolamentos, um possível impacto da CTP e a contaminação do sistema de engrenagens por partículas externas (AIBN, 2018).

A seguir na Figura 11 é possível ver a engrenagem que veio a se partir em voo, causando o acidente aéreo.

Figura 4 - Engrenagem da aeronave H225 rompida por fadiga mecânica



Fonte: AIBN (2016)

Segundo o relatório a engrenagem era feita de aço 16NCD13 cementado (adição de carbono em sua superfície) para garantir melhor dureza, resistência superficial e, conseqüentemente resistência a fadiga.

As autoridades seguiram na investigação a seguinte linha de raciocínio:

- Busca e recuperação de peças de destroços em terra e no mar.
- exame detalhado dos destroços.
- Leitura e interpretação de informações gravadas.
- Exame metalúrgico detalhado do MGB.
- Revisão do histórico de manutenção do LN-OJF.
- Estudo do desenvolvimento, projeto e processo de fabricação das engrenagens planetárias.
- Revisão da experiência em serviço dos helicópteros Super Puma AS 332 L2 e EC 225 LP, incluindo um acidente similar a um AS 332 L2 em 2009 (G-REDL).
- Revisão dos requisitos de certificação e do processo quando o EC 225 LP foi aceito em 2004.

6 CONCLUSÃO

Após a análise da fadiga mecânica como fator contribuinte para um acidente ocorrido com a aeronave *H225 LN-OJF*, concluiu-se que este fenômeno indesejado pode-se originar de varias formas, desde a própria fabricação da peça, até por fatores externos como corrosão. Observou-se também que esta área é multidisciplinar, exigindo do engenheiro conhecimentos relacionado a processos de fabricação, metalurgia, mecânica, ciência dos materiais, simulação computacional e ensaios laboratoriais.

Também se viu que, apesar de ser um fenômeno indesejado, existem dimensionamentos os quais a fadiga mecânica é tolerável, por exemplo, o dimensionamento por critério *fail safe* abordado anteriormente neste trabalho e o critério de limite de vida finita.

Já abordando o acidente em si, notou-se que a falha catastrófica ocorreu devido a uma micro descamação na pista interna de uma das oito engrenagens que compõem a caixa de transmissão principal da aeronave. Sendo que a ruptura desta engrenagem fez com que ocorresse uma sucessiva destruição da caixa de engrenagem como um todo, e que ao se desfazer em pedaços a caixa de transmissão principal desacoplou a ligação com o mastro do rotor principal, fazendo a aeronave perder toda a sustentação necessária ao voo.

Por fim, foi visto que dentro as modificações impostas pela fabricante da aeronave foram à implantação de um detector de partículas metálicas específico para o modulo de redução em que se originou a descamação superficial, além da diminuição dos intervalos de inspeção da caixa de transmissão principal como um todo, permitindo assim, elevar os níveis de segurança de voo da aeronave.

Como sugestões para trabalhos futuros têm-se:

- Análise de acidente com outras aeronave, como por exemplo o helicóptero AS 332 L2 em 2009 (G-REDL).
- Análise da contribuição da vibração para fadiga mecânica

REFERÊNCIAS

- ACADÉMIE–MONTPELLIER, 2017. **MGB332**. Disponível em: [3http://www.ac-montpellier.fr/cid111890/mise-a-disposition-d-une-btp-complete-type-332.html](http://www.ac-montpellier.fr/cid111890/mise-a-disposition-d-une-btp-complete-type-332.html). Acesso em: 28 de setembro de 2018.
- AIBN. **The Accident with EC225**, 2016. Disponível em: aibn Accident Investigation Board Norway: <https://www.aibn.no/Aviation/Published-reports/2018-04>. Acesso em: 01 de novembro de 2018.
- AIRBORNE. **Aeronave H225**, 2018. Disponível em: <http://theremotecomputerrepair.info/airborne-oil-g%C3%A1s---contato-no-brasil-a47858/>. Acesso em 2 de novembro de 2018.
- ASTM. **ASTM E1823 – 13**, 1996. Disponível em: <https://www.astm.org/Standards/E1823.htm>. Acesso em: 7 de maio de 2018.
- BOVO. LUIZ ANTÔNIO. **Apostila de Engenharia Mecânica – Sistemas Mecânicos**. Universidade de Taubaté, 2006.
- CALLISTER, W. D. **Ciência e Engenharia de Materiais - Uma Introdução**. Utah: USA, 2002.
- CAVEX. **1º BAvEx**, 2017. Disponível em: <http://www.cavex.eb.mil.br/index.php/1bavex>. Acesso em: 2 de setembro de 2018.
- C. MOURA BRANCO, A. A. **Fadiga de Estruturas Soldadas**. Lisboa: Fundação Calouste Gulbenkian, 1999.
- ENSUS ADVANCED ENGINEERING. **Fadiga - A principal causa raiz das falhas mecânicas**, 2016. Disponível em: <http://ensus.com.br/fadiga/>. Acesso em: 19 de outubro de 2018.
- HELIBRAS. **Entrega da 33ª H225M do programa H-XBR ao Exército Brasileiro**, 2018. Disponível em: https://www.helibras.com.br/website/po/press/Helibras-entrega-o-33%C2%BA-H225M-do-Programa-H-XBR-ao-Ex%C3%A9rcito-Brasileiro_516.html. Acesso em: 15 de outubro de 2018.
- HELIBRAS. **H225M**, 2016. Disponível em: https://www.helibras.com.br/website/po/ref/H125M_33.html. Acesso em: 8 de setembro de 2018.
- MAZZOTTI, A. J. **O Método nas Ciências Naturais e Sociais**. São Paulo: Thonson, 1999.
- MILFONT, G. **Inspeção de Equipamentos**. 2014. Disponível em: <http://inspecaoequipto.blogspot.com/2014/02/falha-por-fadiga.html>. Acesso em: 16 de agosto de 2018.

MINISTÉRIO DA DEFESA. **Ministro da Defesa visita Helibras**, 2015. Disponível em: <https://www.defesa.gov.br/noticias/16361-ministro-da-defesa-visita-a-helibras>. Acesso em: 02 de julho de 2018.

RODRIGUES, C. C. **H225 (JAGUAR) Inovação, Operacionalidade e Segurança para a Aviação do Exército**, Revista Águia, 284^a edição, 2018, p.8.

ROSA, E. d. (2002). **Análise de Resistência Mecânica**. Florianópolis: Universidade Federal de Santa Catarina.

SCIELO. **Estudo das tensões residuais em juntas soldadas de materiais dissimilares e determinação dos limites de resistência à fadiga dos metais de base**, 2011. Disponível em: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S0104-92242011000300009 Acesso em: 16 outubro 2018.

SHIGLEY, J. E. **Projeto de Engenharia Mecânica**. Michigan - USA: Bookman, 2005.

SINES, G. GRAW-HILL, M. **Metal Fatigue**. New York: Bookman. 1959.

SOLIDWORKS. **Curva SN**, 2011. Disponível em: http://help.solidworks.com/2012/portuguese-brazilian/solidworks/cworks/S-N_Curve.htm. Acesso em: 17 de setembro de 2018.

THM H225. **Manual para Mecânicos** , 2015.