



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA



**Previsão do tempo de vida de fadiga da aeronave
Epsilon TB-30 baseada em ensaios experimentais
representativos da operação da aeronave em provetes
que simulam as zonas críticas**

Tomás de Oliveira Barros

Alferes Aluno/Engenheiro Aeronáutico 138532-B

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
**Ciências Militares Aeronáuticas na especialidade de
Engenharia Aeronáutica**

Júri

Presidente: Brigadeiro-General ENGAER Pedro Alexandre Entradas Salvada
Orientador: Professora Doutora Virgínia Isabel Monteiro Nabais Infante
Coorientador: Capitão ENGAER Bruno António Serrasqueiro Serrano
Tenente ENGAER Vasco Henrique Reis Franco
Vogal: Professor Doutor Manuel José Moreira de Freitas

Sintra, dezembro de 2019

Figura da capa retirada de <https://www.flickr.com/photos/forcaareaportuguesa/>

“A dúvida é o princípio da sabedoria. ”

Aristóteles

Dedicado à minha família

Agradecimentos

Em primeiro lugar, quero agradecer à Direção de Engenharia e Programas pela oportunidade de contribuir para o projeto SHM TB-30, que representa uma necessidade e um objetivo para a Força Aérea Portuguesa. Quero expressar o meu especial agradecimento ao Capitão Bruno Serrano pela proposta do tema para este trabalho e pelo apoio e orientação prestados em todas as fases do mesmo. Sem a sua contribuição não teria sido possível concretizar este estudo com sucesso.

Quero agradecer à Professora Virgínia Infante a orientação e preocupação demonstrada no desenvolvimento dos trabalhos, bem como o interesse no desenvolvimento das várias metodologias abordadas no presente estudo, nomeadamente na componente experimental do mesmo. Manifesto também a minha gratidão pela oportunidade de ter participado na *International Conferente of Structural Integrity*, nos dias 2 a 4 de setembro de 2019 na Madeira, na qual partilhei com a comunidade científica os resultados da presente dissertação. No referido evento, tive contacto com os atuais estudos realizados no âmbito da integridade estrutural, contribuindo para a minha formação como engenheiro aeronáutico. Realço também o meu agradecimento ao Professor Manuel Freitas pelos conselhos dados durante o projeto do provete representativo da longarina e ao Professor Ricardo Baptista pelo apoio prestado na componente numérica de propagação da fenda.

Quero expressar o meu agradecimento aos Capitães Francisco Machado, José Cardoso, Ana Prieto, Rafael Basto e Ivo Diniz pela oportunidade de ter presenciado e contribuído para a instrumentação da aeronave Epsilon TB-30 da Força Aérea e na análise de dados provenientes da mesma. Em particular, ao Tenente Vasco Franco pelo apoio e interesse demonstrados na realização deste estudo, bem como no rigor científico que impôs na análise e apresentação de resultados. Expresso o meu agradecimento à Professora Clotilde Bárbara pela ajuda na revisão ortográfica do texto.

Aos meus camaradas de curso, por todo o apoio, amizade e camaradagem prestados durante os passados seis anos, em especial ao Luís Eusébio, Roque Ferreira, Euríalo Viana e Patrick Pires.

Por fim, quero agradecer à minha Família por toda a compreensão, incansável ajuda, constante preocupação, amor e carinho que tiveram durante toda a minha vida. A vós, deixo o meu mais profundo e sentido agradecimento.

Resumo

Os objetivos do presente trabalho são a caracterização do regime de operação e a previsão do tempo de vida de fadiga da frota Epsilon TB-30 da Força Aérea Portuguesa, através da implementação de um sistema de *Structural Health Monitoring* na referida aeronave. A implementação deste sistema consistiu na instrumentação de uma das aeronaves da frota, através da instalação de um acelerómetro perto do centro de gravidade da aeronave, de cinco extensómetros em localizações críticas da mesma e de um sistema de aquisição de dados.

Esta instrumentação possibilitou a recolha de dados de voo que permitiram a definição de funções transferência, correlacionando a aceleração da aeronave com a extensão nas localizações críticas da mesma. A análise de dados de voo de aceleração provenientes de uma anterior instrumentação permitiu a obtenção do espectro de carga acumulado para $1000HV$, na qual se utilizaram filtros de sinal e o método de contagem de ciclos *level cross counting*.

Com o objetivo de caracterizar o regime de operação da frota, estabeleceu-se uma comparação de severidade com o regime de operação de referência considerado pelo fabricante da aeronave. A metodologia utilizada consistiu no cálculo do dano acumulado e no estudo da propagação de fissuras, para a qual se geraram sequências de carga aleatórias a partir dos espectros de carga acumulados para $1000HV$.

O estudo da propagação de fissuras incluiu uma componente numérica, através dos modelos de propagação de *Walker* e *NASGRO* implementados no *software AF-GROW*® e de um modelo de elementos finitos desenvolvido no *software ABAQUS*®. Adicionalmente, incluiu uma componente experimental, através de ensaios de fadiga com amplitude variável realizados no Instituto Superior Técnico. No âmbito da propagação de fissuras, projetou-se um provete representativo de uma das localizações críticas da aeronave numa liga de alumínio 2024-T351, no qual se inseriu um entalhe de canto por eletroerosão.

Os resultados do presente estudo poderão contribuir para um ajuste do programa de manutenção da aeronave e fornecer, ao fabricante, informação quantitativa dos esforços existentes nas localizações críticas da mesma.

Palavras-chave: Epsilon TB-30, *Structural Health Monitoring*, fadiga, espectro de carga, dano acumulado, propagação de fissuras

Abstract

The objectives of this work are the characterization of the Portuguese Air Force Epsilon TB-30 fleet operation and the fatigue lifetime prediction with the implementation of a Structural Health Monitoring system in this aircraft. The implementation of this system comprised the installation of one accelerometer near the aircraft center of gravity, five strain sensors in five critical locations and a data acquisition unit.

Flight data was recorded with this system, allowing the definition of transfer functions that correlate the aircraft acceleration with the strain in the critical locations. The analysis of acceleration flight data from a previous instrumentation, using signal filters and the level cross counting method, allowed the definition of the 1000 flight hours accumulated load spectrum.

The objective of characterizing the fleet operation led to the need of establishing a severity comparison with the reference operation considered by the aircraft manufacturer. The methodology used in this work consisted of the accumulated damage calculation and a crack propagation study, for which random load sequences were generated based on the 1000 flight hours accumulated load spectra.

The crack propagation study included a numerical approach with the Walker and NASGRO crack propagation models in the AFGROW© software and a finite element model developed in the ABAQUS© software. Additionally, it included an experimental approach with variable amplitude fatigue tests performed in Instituto Superior Técnico. In the scope of the crack propagation study, a 2024-T351 aluminium alloy representative specimen of one of the aircraft critical locations was designed, in which a corner notch was inserted by electrical discharge machining.

The results of the present study may contribute to a possible change of the aircraft maintenance program and provide quantitative information about the stresses in the aircraft critical locations to the manufacturer.

Keywords: Epsilon TB-30, Structural Health Monitoring, fatigue, load spectrum, accumulated damage, crack propagation

Conteúdo

1	Introdução	1
1.1	Enquadramento	1
1.2	Objetivos	3
1.3	Estrutura do documento	4
2	Revisão bibliográfica	5
2.1	Evolução histórica do conceito de fadiga	5
2.2	Caracterização do processo de fadiga	7
2.3	Caracterização de um material à tração e à fadiga	8
2.4	Mecânica da Fratura	10
2.4.1	Fator de intensidade de tensões	10
2.4.2	Tenacidade à fratura	11
2.4.3	Parâmetro energético G	13
2.4.4	Integral J	13
2.4.5	Método dos Elementos Finitos aplicado à Mecânica da Fratura	14
2.5	Leis de propagação de fissuras	16
2.5.1	Lei de <i>Paris</i>	16
2.5.2	Lei de <i>Walker</i>	17
2.5.3	Equação de <i>NASGRO</i>	19
2.6	Contagem de ciclos	21
2.7	Cálculo do dano acumulado	22
2.7.1	Regra de Miner	23
2.7.2	Método do fabricante	23
2.8	<i>Structural Health Monitoring</i>	26
2.8.1	Enquadramento	26
2.8.2	Fases de um programa SHM	27
3	Instrumentação da aeronave Epsilon TB-30	28
3.1	Colagem de extensômetros em ambiente laboratorial	28
3.1.1	Material	29
3.1.2	Descrição do procedimento	30

3.2	Ensaio laboratoriais de extensometria	34
3.2.1	Cálculo analítico da extensão do provete	35
3.2.2	Metodologia	35
3.2.3	Resultados	36
3.3	Colagem de extensómetros na aeronave Epsilon TB-30	37
3.3.1	Material	37
3.3.2	Descrição do procedimento	38
3.4	Verificação do sinal de saída dos sensores	41
3.5	Instalação do acelerómetro	42
4	Recolha e tratamento de dados	43
4.1	Dados MSR 165	43
4.1.1	Espectro inicial	44
4.1.2	Filtragem do espectro	45
4.1.3	Filtro <i>Range</i>	45
4.1.4	Picos e vales	46
4.1.5	<i>Level cross counting</i>	47
4.1.6	Seleção do parâmetro <i>range</i>	48
4.1.7	Espectro de carga acumulado	49
4.2	Dados SHM TB-30	50
4.2.1	Dados no solo	50
4.2.2	Dados de voo	51
4.2.3	Validação de resultados de tensão	56
5	Projeto do provete representativo da localização crítica	60
5.1	Modelação geométrica	60
5.2	Aplicação do Método dos Elementos Finitos	61
5.3	Validação dos resultados do Método dos Elementos Finitos	63
5.4	Influência dos elementos de ligação e da <i>skin</i>	65
5.5	Introdução do entalhe e geometria final do provete	67
6	Comparação da severidade	68
6.1	Geração de sequências de carga aleatórias	68
6.2	Cálculo do dano acumulado	69

6.2.1	Sequências de carga aleatórias	69
6.2.2	Espetros de carga acumulados	71
6.3	Propagação de fissuras	74
6.3.1	Simulações <i>AFGROW</i> ®	74
6.3.2	Método dos Elementos Finitos	82
6.3.3	Ensaio experimentais de fadiga	88
6.3.4	Discussão de resultados da comparação de severidade	95
7	Considerações finais	97
7.1	Conclusões	97
7.1.1	Instrumentação da aeronave e dados recolhidos em voo	97
7.1.2	Comparação da severidade	97
7.1.3	Recomendações	99

Lista de Figuras

1	Aeronave Epsilon TB-30 da FAP [1]	1
2	Fases do processo de fadiga [9]	7
3	Carga cíclica de amplitude constante com tensão média não nula [13] .	8
4	Voo típico da aeronave Epsilon TB-30	8
5	(a) Curva tensão-extensão e (b) Curva S-N [9]	9
6	Modos de rotura [14]	10
7	Tensões na frente da fenda [13]	11
8	Zona de deformação plástica [13]	11
9	Variação da tenacidade à fratura (adaptado) [9]	12
10	(a) Elementos na frente da fenda [17]; (b) Elementos em cunha [15] . .	14
11	Elemento com (a) singularidade elástica e (b) plástica [15]	15
12	Contornos com o MEF [17]	16
13	Lei de <i>Paris</i> (adaptado) [13]	17
14	Efeito do rácio R (adaptado) [13]	17
15	Efeito do parâmetro γ na propagação de fissuras [18]	18
16	Fenómeno do fecho de fenda formulado por <i>Elber</i> [15]	20
17	(a) <i>Level cross counting</i> e (b) respetivos resultados (adaptado) [22] . .	22
18	Sequência de ciclos com amplitude variável [13]	23
19	Espectro de carga [3]	24
20	Regra do trapézio [7]	25
21	(a) Extensómetro DT3757-5; (b) Provete utilizado no ensaio laboratorial	28
22	Remoção (a) da tinta e (b) de impurezas	31
23	(a) Aplicação do adesivo na superfície de montagem; (b) Posiciona- mento do extensómetro no provete	32
24	(a) Aplicação de pressão manual ligeira e (b) do aperto mecânico . . .	33
25	(a) Aplicação do selante; (b) Extensómetro depois de realizada a colagem	34
26	Extensómetros utilizados nos ensaios laboratoriais	35
27	(a) Resultados de extensão em função da carga aplicada; (b) Desvio entre os valores obtidos e os valores teóricos	36
28	Localizações críticas (a) na longarina e (b) na travessa do quadro nº 2 [8]	37
29	Superfície de montagem	38

30	Aplicação do adesivo na superfície (a) da aeronave e (b) do extensômetro	39
31	Aplicação de (a) pressão manual ligeira no extensômetro e (b) de um aperto mecânico com auxílio de um gabarito	39
32	(a) Instalação do acelerômetro no CG da aeronave; (b) Geometria do suporte do acelerômetro	42
33	Fluxograma do <i>software</i> implementado por Gameiro [7]	43
34	(a) Espectro inicial (b) Espectro selecionado para análise	44
35	Aplicação do filtro passa-baixo com uma frequência de corte de $5Hz$. .	45
36	(a) Ilustração do filtro <i>range</i> [7]; (b) Aplicação do parâmetro <i>range</i> = 0.1	46
37	Situações expectáveis num espectro [7]	46
38	Definição dos picos e vales do espectro	47
39	Influência do parâmetro <i>range</i>	48
40	(a) Contador de G's analógico e sistema MSR na aeronave <i>Alpha Jet</i> ; (b) Espectro de carga acumulado para um voo da aeronave <i>Alpha Jet</i> da FAP	49
41	Espectros de carga FAP (<i>range</i> igual a 0.1) e fabricante para $1000HV$. .	49
42	Fator de carga no domínio da frequência com a aeronave no solo . . .	52
43	(a) Espectros de fator de carga original e filtrado; (b) Ampliação dos espectros	52
44	Fator de carga no CG e tensão na localização <i>S1002</i>	53
45	FT para as localizações <i>S1002</i> (a), <i>S1004</i> (b), <i>S1001</i> (c) e <i>S1005</i> (d) . .	54
46	FT obtidas com o sistema SHM TB-30 e na instrumentação de Silva [3]	54
47	Diferença percentual das tensões nas localizações <i>S1002</i> e <i>S1005</i> entre as obtidas com o SHM e as de Silva	55
48	Forças verticais na aeronave em voo de nível e distâncias l_{cgw} e l_{cgt} . .	56
49	Sustentação na asa $L(x)$	57
50	Secção transversal	59
51	Comparação de resultados	59
52	(a) Localização crítica; (b) Desenhos técnicos do fabricante <i>Daher</i> [39]	60
53	Provete com a modelação das extremidades e da alma	61
54	(a) Modelo de elementos finitos e (b) distribuição de tensões no provete	63
55	(a) Lados interior e exterior do furo; (b) Convergência da tensão local .	63

56	Casos de estudo abordados por <i>Peterson</i> [12]	64
57	Configuração do provete com a <i>skin</i> e elementos de ligação	65
58	Tensões locais no provete com e sem <i>skin</i> e diferença percentual	66
59	(a) Entalhe introduzido no provete; (b) Provete representativo da localiza- ção crítica	67
60	Discretização dos espectros de carga acumulados FAP (a) e fabricante (b)	72
61	Espectro de tensões FAP (a) e fabricante (b)	72
62	Aplicação da regra do trapézio	73
63	Secção transversal do provete referente à localização crítica	75
64	Dimensões utilizadas para o modelo no <i>software AFGROW</i> ®	75
65	Curvas $da/dN(\Delta K)$ da <i>AFMAT</i>	77
66	Fissura para (a) $c_1 = 4.5mm$ (b) $c_2 = 7mm$	78
67	Propagação da fissura	79
68	Propagação da fissura	80
69	Propagação da fissura de canto com os modelos de <i>Walker</i> e <i>NASGRO</i>	81
70	Malha de elementos finitos (a) no plano da fenda (b) na frente da fenda	83
71	K para os modos I, II e III para $a = 3mm$, sujeito a uma carga de $1 MPa$	84
72	Modelo de <i>Newman</i> [46]	84
73	Comparação do valor de K com o modelo de <i>Newman</i>	84
74	Comparação de K_I para (a) $\phi = 0 rad$ (b) $\phi = \pi/2 rad$	85
75	Parâmetro geométrico Y	86
76	Propagação da fenda	87
77	Montagem do equipamento	88
78	Esquema ilustrativo da aplicação de cargas no provete	89
79	(a) Extensómetro HMB 1-LY-6/350 e (b) resultados da validação	89
80	(a) Pintura do provete (b) Resultados do <i>Vic 2D</i>	90
81	Resultados experimentais de propagação da fenda	92
82	Propagação experimental da fissura (<i>Software Dino Capture 2.0</i>)	93
83	Propagação de fenda segundo as várias metodologias para o caso FAP	93
84	Superfície de fratura	95
85	Regiões da superfície de fratura observadas no MEV	95

Lista de Tabelas

1	Características da aeronave [1]	1
2	Equipamento e consumíveis	29
3	Cálculo do Módulo de Elasticidade com base nas medições dos sensores	36
4	Leitura inicial de <i>null offset</i>	38
5	Leitura de <i>null offset</i> nos instantes $t = 0, t = 5, t = 10$ e $t = 15 \text{ min}$. . .	40
6	Leitura de <i>null offset</i> após a cura do adesivo	40
7	Leitura de <i>null offset</i> após a selagem	41
8	Valores de <i>offset</i> lidos para os dois cenários	42
9	Resultados de K_T nas localizações B e C do Caso 1 aplicado ao provete	64
10	Resultados de K_T do Caso 2 (a) e (b) aplicado ao provete	65
11	Valores de referência para os ciclos dos espectros aleatórios gerados . .	69
12	Características das sequências de carga aleatórias	71
13	Resultados do dano acumulado através das sequências de carga . . .	71
14	Dano acumulado	73
15	Dimensões do modelo	75
16	Propriedades mecânicas utilizadas no <i>software AFGROW</i> ® [41]	75
17	Parâmetros para o modelo de propagação de <i>Walker</i>	78
18	Parâmetros para o modelo de propagação de <i>Walker</i> [45]	78
19	N_f para o modelo de <i>Walker</i>	79
20	Parâmetros para o modelo de propagação de <i>NASGRO</i>	80
21	N_f para o modelo de <i>NASGRO</i>	80
22	Desvio (%) de K face ao modelo de <i>Newman</i> para $\phi = 0 \text{ rad}$ e $\phi = \pi/2$ <i>rad</i>	85
23	N_f para os modelos de <i>Walker</i> e <i>NASGRO</i>	87
24	Resultados de extensão para uma carga de $29.4kN$ e respetivo desvio .	90
25	Resultados da comparação de severidade	96

Lista de Abreviaturas

AFMAT	<i>Fracture Mechanics Database</i>
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
CEAT	<i>Centre d'Essais Aeronautique de Toulouse</i>
CG	Centro de gravidade
DAU	<i>Data Acquisition Unit</i>
FAP	Força Aérea Portuguesa
FFT	Transformada de <i>Fourier</i>
HV	Horas de voo
IST	Instituto Superior Técnico
LN	Linha neutra
MEF	Método dos elementos finitos
MEV	Microscópio eletrónico de varrimento
MFLE	Mecânica da Fratura Linear Elástica
MSR	<i>Modular Signal Recorder</i>
P/ N	<i>Part Number</i>
SHM	<i>Structural Health Monitoring</i>

Lista de símbolos

Símbolos gregos

α	Fator de constrangimento do material
γ	Parâmetro da lei de <i>Walker</i>
$\Delta\sigma$	Variação da tensão ao longo de um ciclo
ΔK	Variação do fator de intensidade de tensões
ΔK_{eff}	Variação efetiva de K com fecho de fenda
$\overline{\Delta K}$	Parâmetro do modelo de <i>Walker</i>
ΔK_{th}	Limite de não propagação de K
ε	Extensão
ε_{teste}	Extensão na secção de teste do provete
θ	Ângulo na frente da fenda
μ_S	Coefficiente de atrito entre duas superfícies
ν	Coefficiente de <i>Poisson</i>
ρ	Massa específica do ar
σ	Tensão aplicada
σ^+, σ^-	Tensão correspondente a N_z^+, N_z^-
σ_0	<i>Flow stress</i>
σ_a	Amplitude de tensão
$\sigma_A, \sigma_B, \sigma_C$	Tensões locais nos casos 1 e 2
σ_{eq}	Tensão equivalente das curvas S-N
σ_{f0}	Tensão limite de fadiga
σ_{nom}	Tensão nominal
σ_m	Valor médio de tensão
σ_R	Tensão de rotura
σ_{S1001}	Tensão na localização <i>S1001</i>
$\sigma_{xx}, \sigma_{yy}, \sigma_{zz}$	Componentes de tensão axial
σ_Y	Tensão de cedência
σ_{UTS}	Resistência à tração
$\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{xz}$	Componentes de tensão de corte
ϕ	Ângulo da fissura de canto

Símbolos romanos

a	Comprimento vertical de fenda
a_{ant}	Comprimento anterior da fenda
a_{seg}	Comprimento seguinte da fenda
A_k	Parâmetro do modelo de <i>NASGRO</i>
A_{nom}	Área nominal do provete
A_{teste}	Área da secção de teste
A_0, A_1, A_2 e A_3	Coefficientes do modelo de <i>NASGRO</i>
b_{menor}	Dimensão da base menor do trapézio
b_{maior}	Dimensão da base maior do trapézio
b_w	Semi envergadura da asa
B	<i>Offset</i> do furo
B_k	Parâmetro do modelo de <i>NASGRO</i>
c	Comprimento da fissura na direção radial
c_0, c_2	Constantes geométricas
C_{L_w}, C_{L_t}	Coefficientes de sustentação na asa e no estabilizador horizontal, respetivamente
C_P, C_W, C_N	Coefficientes para as leis de <i>Paris</i> , <i>Walker</i> , e <i>NASGRO</i> , respetivamente
C_{th}	Coefficiente de iniciação
d	Diâmetro do furo
E	Módulo de <i>Young</i>
f	Função de fecho de fenda de <i>Newman</i>
F	Trabalho exercido por uma força
G	Parâmetro energético
h	Espessura da placa
H	Altura da placa
i	Parâmetro utilizado na discretização de N
I	Segundo momento de área da secção
J	Integral J
K	Fator de intensidade de tensões
K_C	Tenacidade à fratura

K_{crit}	Valor crítico de K
K_{IC}	Tenacidade à fratura para o modo I
K_{max}	Fator de intensidade de tensões máximo
K_{min}	Fator de intensidade de tensões mínimo
K_{op}	Valor de K para abertura da fenda
K_T	Fator de concentração de tensões
K_{Tg}	K_T utilizando a <i>gross cross-sectional area</i>
K_{Tn}	K_T utilizando a <i>gross net-sectional area</i>
l	Comprimento do provete
l_0	Comprimento inicial do provete
$L(x)$	Distribuição da sustentação na asa, ao longo da envergadura
L_0	Sustentação na raiz da asa
L_e	Comprimento lateral do elemento
L_t	Sustentação no estabilizador horizontal
L_w	Sustentação na asa
M	Momento fletor
N	Número de ciclos realizados
N_f	Número de ciclos até à falha
N_z	Fator de carga
N_z^+, N_z^-	Fator de carga superiores e inferiores a 1
N_{zmax}, N_{zmin}	Picos e vales de fator de carga
n_P, n_W, n_N	Expoentes para as leis de <i>Paris</i> , <i>Walker</i> , e <i>NASGRO</i> respetivamente
p, q	Expoentes da lei de <i>NASGRO</i>
P	Carga axial de tração
R	Rácio entre tensão mínima e máxima
r_p	Dimensão da zona de deformação plástica
S_i	Área do trapézio
S_{max}	Tensão máxima aplicada
S_t	Área plana do estabilizador horizontal
S_W	Área plana da asa

t	Espessura
t_0	Espessura para um estado plano de deformação
T	Vetor de tração nos pontos do contorno
u	Vetor deslocamento na direção x
U	Energia elástica do material
V	Esforço transverso
V_e	Velocidade do escoamento de ar
$V_{\varepsilon=0}$	Tensão de <i>offset</i>
W	Largura do modelo utilizado no <i>AFGROW</i>
W_a	Peso da aeronave
W_e	Densidade de energia de deformação
x	Coordenada ao longo da asa
Y	Fator geométrico
y	Distância vertical da LN ao sensor
y_m	Parâmetro da mudança de variável

1 Introdução

1.1 Enquadramento

A aeronave Epsilon TB-30 fabricada pela empresa *Daher* e adquirida pela Força Aérea Portuguesa (FAP) em 1989 é operada pela Esquadra 101 na Base Aérea nº 1 em Sintra, para instrução básica e elementar de pilotagem. É uma aeronave bi-lugar em tandem, de asa baixa e curta e trem triciclo retrátil com um motor de seis cilindros horizontais, encontrando-se apresentada na figura 1 e tabela 1. "A configuração do seu painel de instrumentos, a sua velocidade de cruzeiro, a robustez da sua célula que suporta de $+6.7g$ a $-3.35g$ e a sensibilidade de comandos, conferem-lhe características similares às de um pequeno avião de caça convencional", FAP [1].



Figura 1: Aeronave Epsilon TB-30 da FAP [1]

Tabela 1: Características da aeronave [1]

Dimensões	
Envergadura	7.92m
Comprimento	7.52m
Altura	2.66m
Desempenho	
Velocidade máxima	520km/h
Velocidade de cruzeiro	370km/h
Alcance máximo	1224km
Autonomia máxima	3h45

Na fase de projeto da aeronave, o fabricante *Daher* fundamentou o seu programa de manutenção com base na realização de ensaios de fadiga à escala real efetuados no *Centre d'Essais Aeronautique de Toulouse* (CEAT) [2]. Face à operação da aeronave em missões com elevados fatores de carga, é fundamental perceber se os pressupostos de operação considerados pelo fabricante, aquando da definição do seu plano de manutenção, são aplicáveis à FAP, tendo em conta o regime de operação realizado. Assim, com o objetivo de rever e atualizar o plano de manutenção mais adequado, torna-se necessário fornecer informação de vida de fadiga da frota ao fabricante, para que este viabilize a alteração do programa de manutenção em vigor. A informação de vida de fadiga é obtida através da instrumentação das aeronaves,

permitindo a monitorização da operação da frota e a validação dos modelos analíticos e computacionais desenvolvidos na fase de projeto. Estes dados permitem também a avaliação da severidade de operação da frota através da comparação com os resultados dos ensaios de fadiga à escala real.

Em 2003, Silva [3] procedeu à instrumentação de uma das aeronaves, tendo sido monitorizadas cerca de 70 horas de voo ($70HV$) que permitiram a obtenção de valores de aceleração no centro de gravidade (CG) da aeronave e de tensão na longarina principal. No ano seguinte, Milharadas [4] projetou um provete representativo da travessa do quadro nº 2 e realizou um estudo de propagação de fissuras, concluindo que o espetro de operação da frota da FAP era mais severo do que o espetro de referência considerado pelo fabricante. Em 2009, Serrano [5] realizou um estudo de propagação de fenda e cálculo do dano acumulado com os dados obtidos a partir da instrumentação de Silva, concluindo que a FAP efetua uma operação mais severa do que a considerada pelo fabricante.

Em 2017, face à necessidade de se obter dados representativos do regime de operação da FAP e após a aprovação do Boletim de Serviço *Modular Signal Recorder (MSR) Installation Epsilon TB-30* [6], a frota Epsilon TB-30 foi instrumentada com o equipamento MSR 165 que permite a monitorização da aceleração da aeronave durante a operação. Na altura, Gameiro [7] realizou um estudo de cálculo de dano acumulado com base em $63HV$, no qual concluiu que o regime de operação da FAP apresentava uma severidade inferior à recomendada pelo fabricante. Esta instrumentação permitiu, entre junho de 2017 e maio de 2019, a obtenção de dados de aceleração no eixo vertical da aeronave relativos a $1161.31HV$, caracterizando o regime de operação da frota. No mesmo ano, foi implementado um *software* para o tratamento de dados de voo, contagem de ciclos e obtenção do espetro de carga acumulado da frota da FAP.

O mais recente estudo de fadiga foi realizado por Martins [8], em 2018, no qual efetuou uma análise numérica de propagação de fenda na travessa do quadro nº2, concluindo que a operação da FAP é mais severa que a operação de referência.

1.2 Objetivos

Na sequência dos referidos estudos, a presente dissertação enquadra-se no âmbito do projeto SHM TB-30 que visa a implementação de um sistema de *Structural Health Monitoring* (SHM) na frota Epsilon TB-30. O referido projeto surge da necessidade da FAP de fornecer, ao fabricante, dados de voo característicos da operação da frota. A implementação deste sistema consiste na instrumentação de uma aeronave através da instalação de um acelerómetro no CG da mesma e de cinco extensómetros em localizações críticas.

O objetivo principal da presente dissertação é a caracterização do regime de operação da frota Epsilon TB-30 da FAP através da recolha e tratamento de dados de voo. Para fundamentar esta caracterização, estabeleceram-se os seguintes objetivos intermédios:

- Instrumentação de uma aeronave Epsilon TB-30;
- Obtenção do espectro acumulado para $1000HV$;
- Projeto de um provete representativo de uma localização crítica da aeronave;
- Comparação da severidade de operação da frota da FAP com os pressupostos de operação do fabricante, tendo em vista a previsão da vida de fadiga da frota.

No âmbito do último ponto, calculou-se o dano acumulado e realizou-se um estudo de propagação de fissuras com uma componente teórica e uma experimental. Para tal, projetou-se um provete representativo de uma das localizações críticas da aeronave e geraram-se duas sequências aleatórias de carga, a primeira representativa da operação da FAP e a segunda da operação considerada pelo fabricante na fase de projeto da aeronave. A aplicação das referidas sequências de carga, no estudo da propagação de fissuras e no cálculo do dano acumulado, permitiu fundamentar a comparação da severidade entre os dois regimes de operação.

Os resultados da presente dissertação poderão contribuir para a alteração do programa de manutenção, nomeadamente a grande inspeção denominada *Inspect and Repair As Necessary* das $1600HV$ para as $2500HV$, fornecer informações sobre os esforços existentes nas localizações críticas da aeronave e permitir um seguimento da vida de fadiga da frota.

1.3 Estrutura do documento

A presente dissertação é constituída por sete capítulos, incluindo a introdução. No capítulo 2 é realizada uma revisão bibliográfica sobre o conceito de fadiga, a sua evolução histórica, causas, consequências e os principais parâmetros que a influenciam. São abordados os principais métodos de contagem de ciclos e metodologias para o cálculo do dano acumulado. Adicionalmente, é introduzido o conceito de SHM e a sua aplicação no setor aeronáutico.

No capítulo 3, é apresentado o procedimento utilizado para a instrumentação da aeronave Epsilon TB-30, no qual se incluem os ensaios realizados em ambiente laboratorial e uma validação dos dados obtidos. Na primeira parte do capítulo 4, é realizada uma análise de dados de voo provenientes de uma instrumentação previamente executada na FAP, relativa ao sistema MSR. Assim, é apresentado o *software* que permite a obtenção do espectro de carga acumulado para $1000HV$. Na segunda parte do mesmo capítulo, é apresentada a análise de dados relativos à instrumentação realizada no âmbito do projeto SHM TB-30 e a validação dos mesmos.

No capítulo 5, é descrito o projeto do provete representativo de uma localização crítica da aeronave e são apresentadas as simulações computacionais utilizando o Método dos Elementos Finitos (MEF). No capítulo 6, é apresentado o estudo relativo à comparação de severidade entre a operação da frota da FAP e a operação considerada pelo fabricante da aeronave na fase de projeto da mesma, incluindo o cálculo do dano acumulado e o estudo da propagação de fissuras com duas abordagens: uma teórica e uma experimental. Inicialmente, é descrita a metodologia para a geração de sequências de carga aleatórias, a partir do espectro de carga acumulado para $1000HV$, sendo posteriormente aplicadas no âmbito da comparação de severidade.

O estudo da propagação de fissuras foi efetuado numa vertente teórica através do *software* de propagação de fissuras *AFGROW*® e utilizando o MEF no *software* *ABAQUS*®. A vertente experimental consistiu na realização de ensaios laboratoriais de fadiga uniaxial no Instituto Superior Técnico (IST).

No âmbito da comparação da severidade de operação, discutiram-se os resultados obtidos ao longo dos respetivos capítulos de modo a determinar o tempo de vida de fadiga. No último capítulo, são retiradas conclusões e enumeradas recomendações para trabalhos futuros no âmbito da monitorização estrutural de aeronaves na FAP.

2 Revisão bibliográfica

2.1 Evolução histórica do conceito de fadiga

A *American Society for Testing and Materials* (ASTM) define a fadiga como o "processo de alteração estrutural permanente, progressivo e localizado, que ocorre num material sujeito a condições que produzem tensões ou extensões dinâmicas, num ponto ou em vários pontos, podendo culminar em fendas ou numa fratura completa, após um número suficiente de variações de carga" [9].

Este conceito sofreu uma evolução temporal desde o período que antecedeu a revolução industrial, no qual o interesse pelo estudo desta área se intensificou. Assim, os primórdios deste fenómeno remontam a 1837, com uma publicação de *Wilhelm Albert* em que apresenta dados relativos às falhas das correntes das transportadoras nas minas de *Clausthal*, na Alemanha.

Em 1858, *Wöhler* obteve as cargas de serviço dos eixos ferroviários através de marcas que eram deixadas nos metais, permitindo o cálculo dos esforços a que estes estavam sujeitos. Passado dois anos, publicou os resultados provenientes de ensaios de fadiga em provetes, concluindo que um material pode ser induzido à falha, quando submetido a cargas cíclicas de valor inferior à carga máxima suportada pelo mesmo. Os resultados dos seus ensaios ficaram conhecidos como as Curvas de *Wöhler* ou Curvas S-N, uma representação gráfica da amplitude de tensão em função do número de ciclos até à falha [10].

Bauschinger referiu a existência de uma mudança no limite elástico de um material na presença de uma carga cíclica, sendo conhecido como efeito de *Bauschinger*. Este fenómeno foi a base das hipóteses colocadas por *Coffin* e *Mason*, nas quais apresentam o conceito de deformação plástica, responsável pelo dano causado por cargas aplicadas ciclicamente, resultando numa relação empírica que relaciona o número de ciclos até à falha com a deformação plástica do material [11].

Em 1920, *Griffith* realizou ensaios que incluíram a introdução de fissuras em provetes e demonstrou que, no momento da fratura de um material, o produto da raiz quadrada do comprimento da fissura com a tensão aplicada era constante, desenvolvendo o básico da Mecânica da Fratura [11].

O primeiro ensaio de fadiga à escala real de um componente de uma aeronave

foi realizado no *Royal Aircraft Establishment* no Reino Unido e o primeiro ensaio de propagação de fissuras foi realizado em 1936 pelo americano *de Forest. Kaul*, em 1938, sugeriu o método de contagem de ciclos *level cross counting*, assim como a ideia básica dos testes de amplitude variável.

Em 1941, *Gassner* descreveu o ensaio de fadiga com amplitude variável através da aplicação de ciclos de carga de várias amplitudes, com o objetivo de simular as cargas de serviço. Desenvolveu ainda máquinas para ensaios de fadiga com amplitude variável em conjunto com *Erlinger* e *Schenck* [10]. No ano de 1945, *Miner* publicou uma regra que foi, primeiramente, proposta por *Palmgren* em 1924, denominada regra de *Palmgren-Miner*, estabelecendo o cálculo linear do dano acumulado [11].

Em 1955, iniciou-se a discussão sobre as abordagens de projeto de *safe-life* e *fail-safe*, em que a primeira significa que o componente da aeronave em questão tem de ser inspecionado, quando se atinge o tempo previsto de vida do mesmo, enquanto a segunda significa que a falha do componente não deverá pôr em causa a segurança da operação [10].

Em 1958, *Irwin* marcou a origem da Mecânica da Fratura Linear Elástica, ao propor o parâmetro fator de intensidade de tensões, a partir do qual é possível prever o estado de tensões na frente de uma fenda [11]. Em 1962, *Paris* modelou a propagação de fissuras em função da variação do fator de intensidade de tensões, formulando a Lei de *Paris*, através de dados experimentais. Em 1969, os japoneses *Matsuishi* e *Endo* publicaram o método de contagem de ciclos *rainflow*.

A USAF em 1974, introduziu o conceito de *damage tolerance*, a partir do qual se assume a existência de fissuras nas localizações críticas da aeronave. Assim, o fabricante é responsável por provar, através de ensaios ou cálculos, que a propagação de fissuras é monitorizada durante a vida da aeronave, sem que estas atinjam dimensões críticas [10]. Com o objetivo de caracterizar os históricos de tensão em função do tempo, foram desenvolvidas sequências de carga *standard* para os diferentes tipos de aeronaves, contribuindo para que os problemas de fadiga fossem resolvidos conjuntamente e melhorando a cooperação entre países.

A evolução do conceito de fadiga e o respetivo impacto no setor aeronáutico adquiriu especial importância atualmente, tendo em conta a vasta gama de operações aéreas realizadas, quer na aviação civil, quer na aviação militar.

2.2 Caracterização do processo de fadiga

A fadiga de um material caracteriza-se pela existência de cargas dinâmicas que podem resultar na rotura completa do mesmo. Assim, segundo Branco [9], o processo de fadiga caracteriza-se por quatro fases principais: nucleação da fenda, crescimento microscópico da fenda, propagação da fenda e rotura final, que são apresentadas na figura 2.

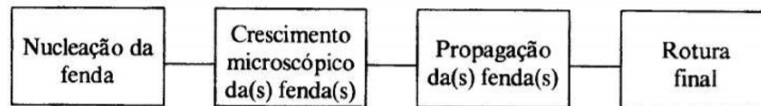
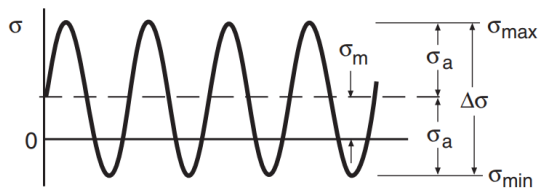


Figura 2: Fases do processo de fadiga [9]

Ao nível microscópico, os materiais apresentam-se como estruturas não uniformes, devido à existência de vazios e diferenças na composição química. As regiões onde estas diferenças se intensificam, proporcionam o início do processo de fadiga descrito pelas duas primeiras fases da figura 2. Posteriormente, ocorre a fase de propagação macroscópica da fenda, na qual existem três principais mecanismos: estriação dúctil ou frágil, coalescência de microcavidades e microclivagem. Segundo Branco [9], os materiais ductéis apresentam fundamentalmente estriação e coalescência de microcavidades, exibindo superfícies de fratura que podem conter milhares de estrias, apenas observáveis com recurso a um Microscópio Eletrónico de Varrimento (MEV) e linhas de paragem observáveis a "olho nu". As estrias indicam a posição da frente da fenda, permitindo observar o crescimento da mesma a cada ciclo. Com base nesta fase do processo de fadiga, desenvolveram-se vários modelos de propagação de fissuras. Finalmente, ocorre a rotura do material que termina o processo de fadiga.

As cargas dinâmicas, características do processo de fadiga, podem apresentar uma amplitude constante ou variável. No caso da carga aplicada ser constante, como se pode observar na figura 3, os ciclos são caracterizados por uma amplitude de tensão σ_a , uma tensão média σ_m e um rácio entre a tensão mínima e máxima R , de acordo com as expressões 1 a 3.



$$\sigma_a = \frac{\Delta\sigma}{2} = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2} \quad (1)$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (2)$$

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (3)$$

Figura 3: Carga cíclica de amplitude constante com tensão média não nula [13]

O caso da amplitude variável é o mais frequente e, portanto, torna-se pertinente compreender como se analisa este tipo de solicitações, nomeadamente a contagem de ciclos e o cálculo do dano acumulado. No setor aeronáutico, as cargas de amplitude variável têm um papel significativo na operação das aeronaves, nomeadamente na operação militar, em que se realizam manobras em diversas condições atmosféricas. Na figura 4, é apresentado um exemplo da evolução temporal do fator de carga de uma aeronave Epsilon TB-30 da FAP, na qual se observa a variação do fator de carga ao longo de um voo.

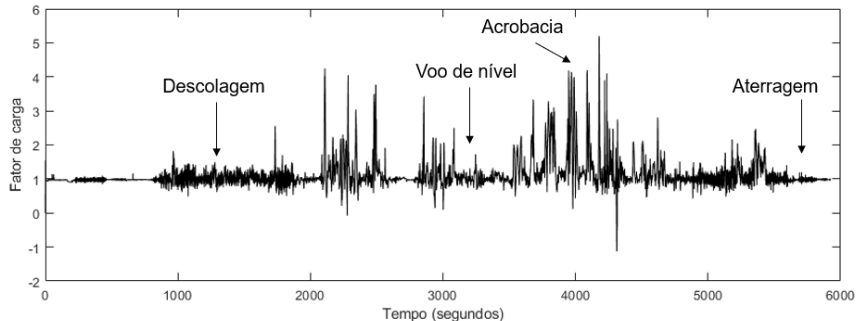


Figura 4: Voo típico da aeronave Epsilon TB-30

2.3 Caracterização de um material à tração e à fadiga

A caracterização de um material à tração e à fadiga é realizada através da obtenção experimental de algumas propriedades mecânicas do mesmo. Assim, a caracterização de um material à tração é realizada através de um ensaio de tração, no qual são efetuadas medições consecutivas da carga aplicada e da deformação do provete. A deformação do material permite o cálculo dos valores de extensão a partir da expressão 4, na qual l_0 é o comprimento inicial do provete e l é o comprimento do provete

para um determinado valor de carga aplicada.

Uma curva tensão-extensão resultante de um ensaio de tração é descrita pelos parâmetros resistência à tração σ_{UTS} , tensão de rotura σ_F e tensão de cedência σ_Y apresentados na figura 5 (a). A região linear do gráfico diz respeito ao regime de deformação linear, em que, segundo a Lei de *Hooke*, a tensão σ varia linearmente com a extensão ε e a constante de proporcionalidade é o Módulo de *Young* E [9], de acordo com a expressão 5.

$$\varepsilon = \frac{l - l_0}{l_0} \quad (4)$$

$$\sigma = E \times \varepsilon \quad (5)$$

Relativamente à caracterização de um material à fadiga, o método mais utilizado é a obtenção das curvas S-N. Assim, tendo em conta que a fadiga se caracteriza pela aplicação de cargas cíclicas, as curvas S-N são obtidas através de ensaios a amplitude constante, registando-se o valor da amplitude de tensão σ_a e o respetivo número de ciclos até à falha N_f . Um exemplo de curva S-N para uma liga de alumínio é apresentado na figura 5 (b).

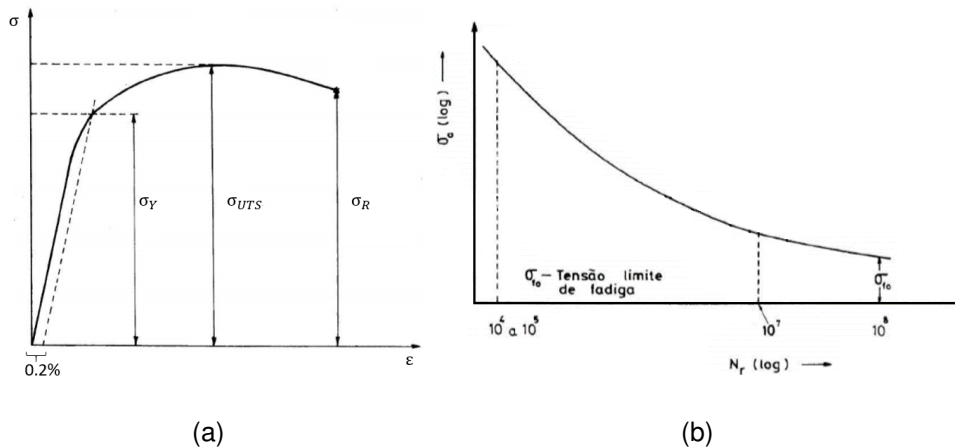


Figura 5: (a) Curva tensão-extensão e (b) Curva S-N [9]

A zona do gráfico relativa a um número reduzido de ciclos N_f (aproximadamente 10^4 a 10^5 ciclos) denomina-se *low cycle fatigue*, caracterizada por amplitudes de tensão elevadas. A gama superior a 10^5 diz respeito a *high cycle fatigue*, sendo caracterizada por valores reduzidos de tensão. Nesta gama de valores de N_f , as curvas S-N apresentam normalmente um comportamento assintótico horizontal até um valor denominado tensão limite de fadiga σ_{f0} . Este valor é frequentemente associado a um

elevado valor de N_f , sendo frequente afirmar que o componente apresenta vida infinita. As curvas S-N são afetadas pelo acabamento superficial, geometria, concentração de tensões, estado de tensões, meio ambiente, temperatura, tratamento térmico e material do componente em estudo [9].

2.4 Mecânica da Fratura

2.4.1 Fator de intensidade de tensões

No âmbito da MFLE, as condições de geometria e tensão existentes na frente de uma fenda podem ser descritas através do parâmetro fator de intensidade de tensões K , formulado na expressão 6.

$$K = Y\sigma\sqrt{\pi a} \quad (6)$$

Assim, σ representa a tensão nominal aplicada, Y é um fator de forma adimensional que é função das geometrias do componente e da fenda existente no mesmo e a representa o comprimento da fenda [13]. Devido à diversidade de cargas que podem ser aplicadas num componente, a frente da fenda pode estar sujeita a três modos de rotura: o modo I, também conhecido como *opening mode*, o modo II ou *sliding mode* e o modo III, também designado por *tearing mode*, ilustrados na figura 6.

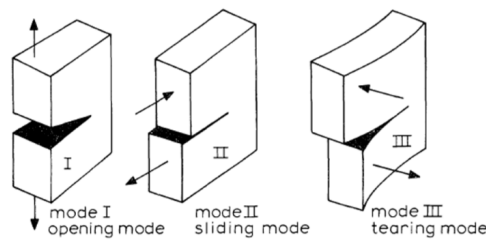


Figura 6: Modos de rotura [14]

A equação 6 é usualmente descrita para o modo I, no qual existe a abertura das superfícies da fenda, pelo facto deste ser o mais severo. *Anderson* [15] refere que o estado de tensões na frente da fenda, para o modo I de um material linear elástico e isotrópico, é dado pelas expressões 7, na qual σ_{xx} , σ_{yy} e σ_{zz} representam as componentes de tensão axial, τ_{xy} , τ_{xz} e τ_{yz} dizem respeito às componentes de tensão de corte e θ representa o ângulo na frente da fenda, de acordo com a figura 7.

$$\left\{ \begin{array}{l} \sigma_{xx} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right] \\ \sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right) \right] \\ \tau_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right) \\ \sigma_{zz} = 0 \\ \sigma_{zz} = \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \\ \tau_{xz} = 0 = \tau_{yz} \end{array} \right. \quad (7)$$

(Tensão plana)
(Deformação plana)

O conjunto de expressões 7 indicam que, quando r tende para 0, as tensões na frente da fenda tendem para infinito, não descrevendo a distribuição real de tensões num material. A maioria dos materiais deformam-se no regime plástico, logo que se atinge a tensão de cedência do material. Assim, quando um componente com uma fenda é sujeito a uma carga de tração, desenvolve-se uma região de deformação plástica de dimensão r_p , devido ao facto de se atingir a tensão de cedência σ_Y na região próxima à frente da fenda [16], tal como apresentado na figura 8.

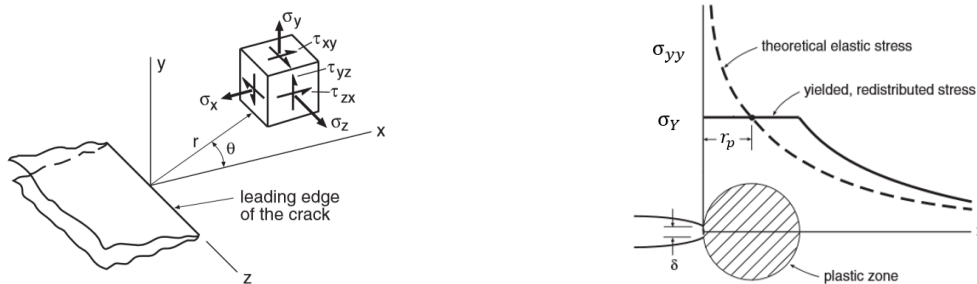


Figura 7: Tensões na frente da fenda [13] Figura 8: Zona de deformação plástica [13]

2.4.2 Tenacidade à fratura

Dado que o fator de intensidade de tensões controla a distribuição de tensões na frente da fenda, é expectável que a rotura do material ocorra quando este parâmetro atingir o seu valor crítico, denominado tenacidade à fratura K_C .

Segundo Branco [9], este parâmetro é uma propriedade do material que depende da espessura do componente, definindo três regiões distintas: a primeira é relativa a um estado plano de tensões, a segunda representa um comportamento de transição e a última é relativa a um estado plano de deformações.

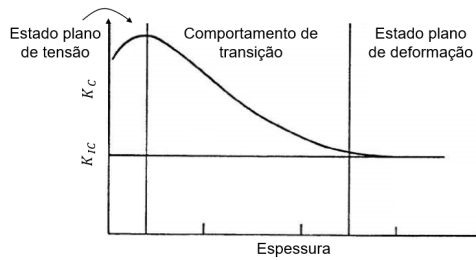


Figura 9: Variação da tenacidade à fratura (adaptado) [9]

Um estado plano de deformação ocorre na sequência da aplicação de uma carga axial num componente de elevada espessura, não existindo deformação ao longo da espessura do mesmo. Tal acontece pelo facto do material situado longe das superfícies livres estar constringido pelo material nas suas proximidades, impossibilitando a deformação lateral do mesmo. Por conseguinte, é gerado um estado triaxial de tensões, característico de componentes de elevada espessura. Neste caso, a zona deformada plasticamente tem uma dimensão $r_{y\varepsilon}$, dada pela expressão 8.

Por outro lado, em componentes em que a região de deformação plástica se encontra perto de uma superfície livre, o material pode deformar-se livremente ao longo da sua espessura, definindo um estado plano de tensões. Esta condição ocorre sobretudo em componentes de reduzida espessura, em que a tensão segundo a direção da espessura do componente é praticamente nula. Neste caso, a zona deformada plasticamente tem uma dimensão $r_{y\sigma}$ dada pela expressão 9.

$$r_{p\varepsilon} = \frac{1}{6\pi} \left(\frac{K}{\sigma_Y} \right)^2 \quad (8)$$

$$r_{p\sigma} = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{K}{\sigma_Y} \right)^2 \quad (9)$$

Nesta situação, a fratura ocorre a 45° com o eixo de aplicação da carga, levando a que as componentes de corte sejam mais elevadas. Assim, a energia necessária para produzir a fratura é mais elevada, pelo facto de que uma parte significativa da mesma é dispendida na deformação por corte, provocando um aumento do valor da tenacidade à fratura [9]. Por conseguinte, o valor deste parâmetro decresce quando a espessura aumenta e o valor mínimo, K_{IC} , correspondente ao modo I, é atingido quando não há deformação por corte, de acordo com a figura 9.

2.4.3 Parâmetro energético G

Alternativamente ao fator de intensidade de tensões, no âmbito da MFLE, *Irwin* propôs uma análise energética de corpos fissurados através do parâmetro energético G , definido na expressão 10. Assim, assumiu que uma fenda num material só se propaga se lhe for fornecida energia suficiente para que haja rotura do material e, conseqüentemente, um incremento do comprimento de fenda. Na referida expressão, F representa o trabalho exercido pela força aplicada, U é a energia elástica contida no material e W é a energia necessária para o avanço da fenda [9]. Segundo *Dowling* [13], a taxa de libertação de energia pode ser relacionada com o fator de intensidade de tensões através da expressão 11.

$$G = \frac{d(F - U)}{da} = \frac{dW}{da} \quad (10)$$

$$G = \begin{cases} \frac{K^2}{E} & \text{(Tensão plana)} \\ \frac{K^2(1-\nu^2)}{E} & \text{(Deformação plana)} \end{cases} \quad (11)$$

2.4.4 Integral J

A fratura em materiais muito ductéis ocorre com uma grande quantidade de plasticidade, invalidando a caracterização das tensões na frente da fenda pelas abordagens da MFLE. Assim, *Rice*, em 1968, propôs o integral J , um integral de contorno que inclui a frente da fenda num referencial bidimensional. Este integral é válido tanto para um comportamento linear elástico como para um comportamento não linear, em que existe uma plasticidade significativa do material. Esta metodologia fornece estimativas aproximadas da taxa de libertação de energia através da expressão 12, na qual W representa a densidade de energia de deformação, Γ é um contorno arbitrário que envolve a frente da fenda, T é o vetor de tração nos pontos do contorno, u é o vetor deslocamento na direção x e ds é o elemento do contorno Γ .

$$J = \int_{\Gamma} W dy - \vec{T} \frac{\vec{u}}{x} ds \quad (12)$$

A validade nos regimes linear e não linear e a exatidão dos seus resultados levam a que esta metodologia seja muito utilizada na previsão do crescimento de fendas [15].

2.4.5 Método dos Elementos Finitos aplicado à Mecânica da Fratura

O MEF é um método numérico que consiste na divisão de uma estrutura em subdomínios discretos denominados elementos. Estes elementos estão conectados por vértices denominados nós, aos quais são atribuídos graus de liberdade, e onde existe uma continuidade do campo de deslocamentos.

No âmbito da Mecânica da Fratura, o MEF possibilita a modelação de componentes com fissuras, a definição de condições de fronteira e o cálculo do fator de intensidade de tensões K . Um dos métodos mais solicitados para a análise de componentes fissurados com o MEF é o cálculo de integrais de contorno envolvendo a frente da fenda, nomeadamente o integral J descrito na secção 2.4.4.

Elementos na frente da fenda

Com o objetivo de se obter boas estimativas do fator de intensidade de tensões, é necessário haver elementos suficientes nas proximidades da frente da fenda, sendo tipicamente discretizados nas direções radial e angular, de acordo com a figura 10 (a). Na frente da fenda existe uma singularidade, pois, à medida que a distância radial tende para zero, as tensões locais tendem para infinito. Para simular este fenómeno com os comuns elementos hexaédricos lineares ou quadráticos, seria necessário um elevado esforço computacional relativamente ao refinamento da malha. Deste modo, *Anderson* [15] recomenda a transformação dos elementos hexaédricos em elementos em cunha, tal como apresentado na figura 10 (b).

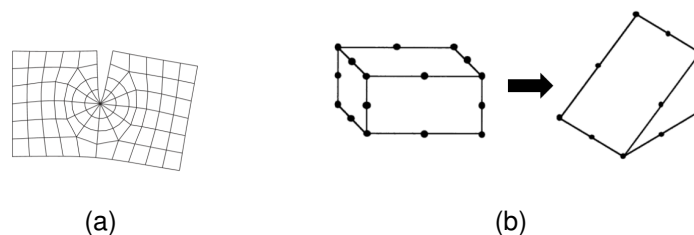


Figura 10: (a) Elementos na frente da fenda [17]; (b) Elementos em cunha [15]

A modelação da singularidade pode ser efetuada de duas formas: na primeira é apenas abordado o regime elástico na frente da fenda e na segunda passa a existir uma região plástica. Assim, no primeiro caso, é gerada uma singularidade em que o jacobiano da transformação é dado pela expressão 13, na qual c_0 e c_2 são constantes que dependem da forma dos elementos e u representa a função deslocamento ao

longo do eixo x , resultando numa singularidade $1/\sqrt{r}$. Os 6 nós na frente da fenda são colapsados e os nós intermédios são movidos para uma distância igual a $1/4$ do comprimento lateral do elemento L_e , de acordo com a figura 11 (a).

No segundo caso, relativo à existência de uma zona plástica, o jacobiano da transformação é dado pela expressão 14, gerando uma singularidade $1/r$.

$$\frac{du}{dx} = \frac{c_0}{\sqrt{r}} + c_2 \quad (13) \qquad \frac{du}{dx} = \frac{c_0}{r} + c_2 \quad (14)$$

Neste caso, os 6 nós na frente da fenda não são colapsados e os nós intermédios permanecem na posição a uma distância igual a $1/2$ do comprimento lateral do elemento L_e , de acordo com a figura 11 (b). Este tipo de elementos é utilizado na frente da fenda, seguido dos comuns elementos hexaédricos, como apresentado na figura 10.

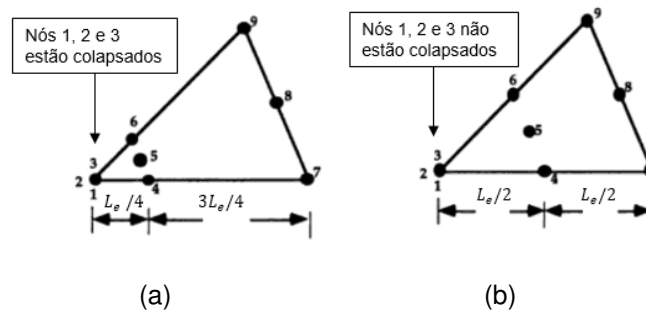
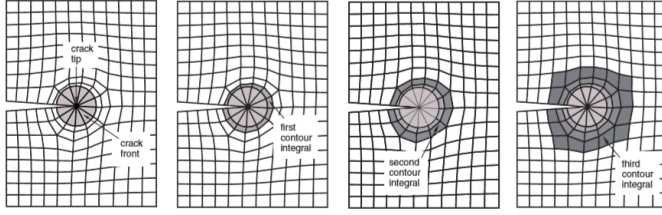


Figura 11: Elemento com (a) singularidade elástica e (b) plástica [15]

Integral J

O integral J pode ser numericamente estimado ao longo de um contorno arbitrário que envolve a frente da fenda numa malha de elementos finitos. O *software ABAQUS*® [17] utiliza esta metodologia pelo facto de ser uma ferramenta muito utilizada no âmbito da Mecânica da Fratura para materiais lineares e não lineares. Assim, o cálculo do integral J é realizado ao longo de vários contornos em torno da frente da fenda, fornecendo várias estimativas para os valores do fator de intensidade de tensões que asseguram a estabilidade da solução. Os contornos são definidos pelo *software* através dos elementos que se encontram nas proximidades da frente da fenda, de acordo com a figura 12. Os valores de fator de intensidade de tensões para os três modos de propagação são estimados através da expressão 15.



$$J = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E} + \frac{\nu + 1}{E} K_{III}^2 \quad (15)$$

Figura 12: Contornos com o MEF [17]

2.5 Leis de propagação de fissuras

O fator de intensidade de tensões, sendo proporcional à tensão aplicada, é utilizado na análise do crescimento de fissuras por fadiga. A variação deste parâmetro ao longo de um ciclo descrito pelas expressões 1 a 3, é caracterizado por um valor máximo K_{max} , um valor mínimo K_{min} , uma variação ΔK e um rácio R , apresentados nas expressões 16 a 19.

$$K_{max} = Y \sigma_{max} \sqrt{\pi a} \quad (16) \quad \Delta K = K_{max} - K_{min} \quad (18)$$

$$K_{min} = Y \sigma_{min} \sqrt{\pi a} \quad (17) \quad R = \frac{K_{min}}{K_{max}} \quad (19)$$

A intensificação do estudo da fadiga conduziu ao desenvolvimento de diversos modelos de propagação de fissuras. Segundo *Dowling* [13], para um determinado material e condições de teste, o crescimento de fissuras pode ser descrito através da relação entre a taxa de crescimento de fissuras da/dN e a variação do fator de intensidade de tensões ΔK . Com base em dados obtidos experimentalmente, modelaram-se várias leis de propagação de fissuras, sendo algumas abordadas nesta secção.

2.5.1 Lei de *Paris*

A Lei de *Paris* surge como um modelo simples de prever o crescimento de fissuras para cargas de amplitude constante, sendo descrita pela expressão 20, aplicável na região *II* da figura 13. Na referida expressão, C_P é uma constante e n_P representa o declive da região *II* da curva em escala logarítmica. Na figura 13 é ilustrado o *fitting* da expressão a um conjunto de dados obtidos experimentalmente.

$$\frac{da}{dN} = C_P (\Delta K)^{n_P} \quad (20)$$

O crescimento de fissuras é descrito por três fases distintas, denominadas por *I*, *II* e *III* na figura 13. A região *I* inclui a gama de valores de da/dN mais reduzidos, em que a curva tem um comportamento assintótico para um valor de ΔK denominado limite de não propagação, ΔK_{th} . Para valores do fator de intensidade de tensões inferiores ao mesmo, não existe propagação da fissura. A região *II* representa a zona intermédia de propagação da fenda, na qual se observa um crescimento estável da mesma e uma relação linear entre $\log da/dN$ e $\log \Delta K$ descrito pela Lei de *Paris*. Para elevados valores de da/dN , a curva apresenta novamente um comportamento assintótico devido ao rápido e instável crescimento da fissura até ocorrer a falha do componente, [13].

As limitações da Lei de *Paris* são o facto desta apenas descrever a propagação de fissuras na região central da curva $da/dN(\Delta K)$ e o facto de não considerar os efeitos do rácio de tensões R . À semelhança do comportamento observado nas curvas S-N com a variação do rácio R , o crescimento de fissuras é também afetado por este parâmetro, havendo um aumento da taxa de crescimento de fissuras da/dN com o aumento do rácio R , tal como ilustrado na figura 14.

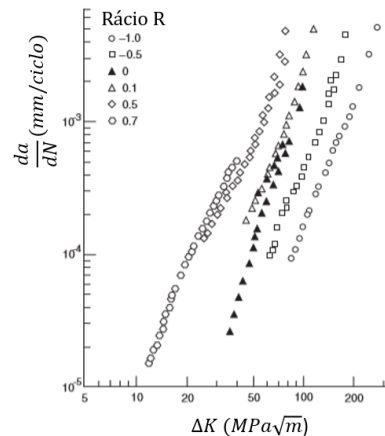
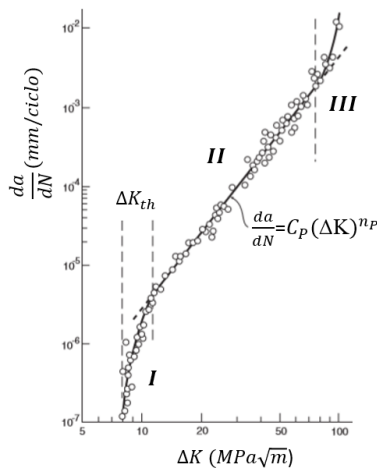


Figura 13: Lei de *Paris* (adaptado) [13] Figura 14: Efeito do rácio R (adaptado) [13]

2.5.2 Lei de *Walker*

Dadas as limitações da Lei de *Paris*, *Walker* propôs o parâmetro $\overline{\Delta K}$, definido na expressão 21, com o objetivo de modelar a propagação de fissuras incluindo a influência do rácio R . Assim, substituindo $\Delta K = \overline{\Delta K}$ na expressão 20, relativa à Lei de *Paris*, obtém-se a Lei de *Walker* apresentada na expressão 22.

$$\overline{\Delta K} = K_{max}(1 - R)^\gamma \quad (21) \quad \frac{da}{dN} = C_W(\overline{\Delta K})^{n_W} = C_W \left(\frac{\Delta K}{(1 - R)^{1-\gamma}} \right)^{n_W} \quad (22)$$

Na referida expressão, os parâmetros n_W e C_W representam, respetivamente, o declive da função da/dN e a ordenada na origem da função num referencial logarítmico. O parâmetro γ é uma constante do material que indica a forma como o rácio R afeta a taxa de crescimento de fissuras do material.

De acordo com *Dowling* [13], os metais apresentam um valor de γ próximo de 0.5 mas o valor pode variar entre 0.3 e 1. Na figura 15, são ilustradas três situações para $\gamma = 0$, $\gamma = 0.5$ e $\gamma = 0.8$, nas quais é visível a influência do parâmetro γ na propagação de fissuras. Observa-se que um aumento de γ conduz a uma atenuação do efeito do rácio R na taxa de crescimento de fissuras da/dN .

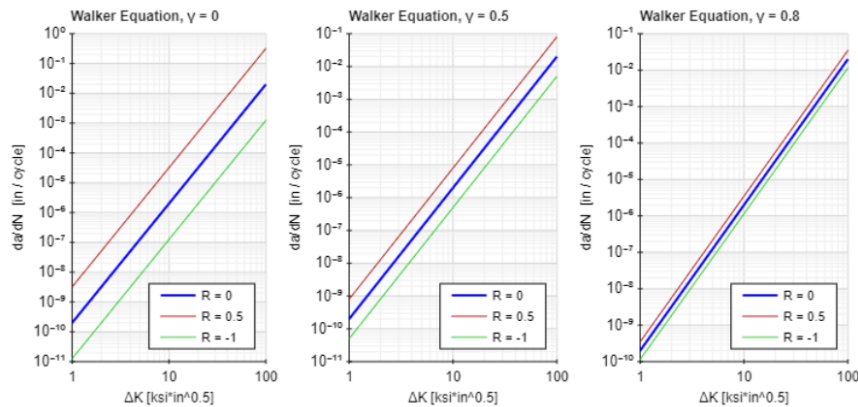


Figura 15: Efeito do parâmetro γ na propagação de fissuras [18]

Observa-se que a diminuição de γ conduz a uma maior variação de da/dN para os valores de R apresentados, sendo que o caso de $R < 0$ indica que existe uma fração do ciclo na qual é exercida compressão na fenda.

Em materiais frágeis, as cargas de compressão não contribuem significativamente para o crescimento de fissuras, apresentando um valor de γ aproximadamente nulo, que é responsável por desacelerar a propagação da fenda [18]. Assim, há um deslocamento da curva para a direita, de acordo com o primeiro caso da figura 15.

Deste modo, segundo a norma ASTM E647 [19], a propagação de uma fenda para as situações $R \geq 0$ e $R < 0$ pode ser modelada, assumindo que a variação do fator de intensidade de tensões é descrita pela expressão 23, sendo desprezados os efeitos

de fecho de fenda e de tensões residuais.

$$\begin{cases} \Delta K = (1 - R)K_{max} & R \geq 0 \\ \Delta K = K_{max} & R < 0 \end{cases} \quad (23)$$

Segundo *Dowling* [13], o caso de $R < 0$, relativo à existência de compressão durante uma fração do ciclo, é abordado em particular pelo facto de ser razoável assumir que não ocorre propagação de uma fissura quando esta é sujeita a uma carga de compressão. Assim, a fenda fecha logo que a tensão aplicada é nula e, para cargas negativas, não se volta a comportar como uma fenda. Esta hipótese é concretizada com a substituição de $\overline{\Delta K} = K_{max}$ na expressão 22, resultando numa taxa de crescimento de fissuras independente do rácio R .

Contrariamente aos materiais frágeis, nos materiais ductéis, as cargas de compressão tendem a contribuir para a propagação de fissuras, sendo que o valor de γ para $R < 0$ poderá ser similar ao valor de γ para $R \geq 0$ [13],[20]. Deste modo, surge a lei de *Walker* modificada que é descrita pela expressão 24.

$$\begin{cases} \frac{da}{dN} = C_W [\Delta K (1 - R)^{(\gamma-1)}]^{n_W} & R \geq 0 \\ \frac{da}{dN} = C_W [K_{max} (1 - R)^{1-\gamma}]^{n_W} & R < 0 \end{cases} \quad (24)$$

2.5.3 Equação de *NASGRO*

No âmbito de um programa de previsão de crescimento de fissuras, a NASA desenvolveu o modelo de propagação *NASGRO* que tem em conta o rácio R , efeitos de fecho de fenda e as três regiões que caracterizam uma curva da/dN , sendo descrita na expressão 25 [20],[21].

$$\frac{da}{dN} = C_N \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^{n_N} \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{max}}{K_{crit}} \right)^q} \quad (25)$$

Na referida expressão, f é a função de fecho de fenda de *Newman* e K_{crit} é o valor crítico do fator de intensidade de tensões. Num referencial logarítmico, as constantes n_N e C_N representam, respetivamente, o declive e a ordenada na origem para $R = 0$, sendo derivadas empiricamente. Os expoentes p e q controlam a forma das assíntotas

no limite de não propagação e na região crítica do fator de intensidade de tensões. A função de fecho de fenda de *Newman* é descrita pela expressão 26.

$$f = \frac{K_{op}}{K_{max}} = \begin{cases} \max(R, A_0 + A_1R + A_2R^2 + A_3R^3) & R \geq 0 \\ A_0 + A_1R & -2 \leq R < 0 \\ A_0 - 2A_1 & R < -2 \end{cases} \quad (26)$$

O fenómeno de fecho de fenda, formulado por *Elber*, refere que a fenda permanece fechada para valores de K inferiores a K_{op} , valor do fator de intensidade de tensões para o qual a fenda abre. De acordo com *Anderson* [15], a fração do ciclo em que a fenda está fechada não contribui para a propagação da mesma, tal como apresentado na figura 16.

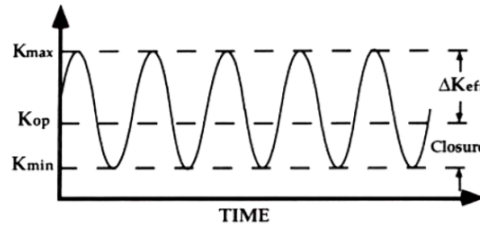


Figura 16: Fenómeno do fecho de fenda formulado por *Elber* [15]

Os coeficientes A_0 , A_1 , A_2 e A_3 são definidos na expressão 27, em que o coeficiente α é um fator de constrangimento do material que indica um estado plano de tensão ou de deformação e S_{max}/σ_0 é o rácio entre a tensão máxima aplicada e o *flow stress*.

$$\begin{aligned} A_0 &= (0.825 - 0.34\alpha + 0.05\alpha^2) \left[\cos \left(\frac{\pi}{2} S_{max}/\sigma_0 \right) \right]^{1/\alpha} \\ A_1 &= (0.415 - 0.071\alpha) S_{max}/\sigma_0 \\ A_2 &= 1 - A_0 - A_1 - A_3 \\ A_3 &= 2A_0 + A_1 - 1 \end{aligned} \quad (27)$$

O valor do limite de não propagação ΔK_{th} é definido segundo a expressão 28, na qual ΔK_0 é o limite de não propagação para $R = 0$, a é o tamanho da fenda, a_0 é o tamanho inicial da fenda ($3.81 \times 10^{-5}m$) e C_{th} é o coeficiente de iniciação.

$$\Delta K_{th} = \Delta K_0 \left(\frac{a}{a + a_0} \right)^{0.5} / \left(\frac{1 - f}{(1 - A_0)(1 - R)} \right)^{(1 + C_{th}R)} \quad (28)$$

O modelo de *NASGRO* tem em conta o efeito da espessura através do valor crítico do fator de intensidade de tensões. Assim, este é definido em função da espessura através da expressão 29, na qual K_{IC} é a tenacidade à fratura num estado plano de deformação para Modo I, A_k e B_k são dois parâmetros usados para o *fitting* da curva da/dN , t é a espessura do componente e t_0 é a espessura de referência relativa a um estado plano de deformação, caracterizado pela expressão 30.

$$\frac{K_{crit}}{K_{IC}} = 1 + B_k e^{-\left(A_k \frac{t}{t_0}\right)^2} \quad (29) \quad t_0 = 2.5 \left(\frac{K_{IC}}{\sigma_Y} \right)^2 \quad (30)$$

2.6 Contagem de ciclos

O processo de fadiga com amplitude constante permite uma fácil identificação dos ciclos de carga. Quando existe uma carga cíclica de amplitude variável, torna-se mais complexo determinar o que realmente constitui um ciclo e a respetiva amplitude. Para tal, desenvolveram-se várias técnicas de contagem de ciclos que permitem, a partir de um histórico de carga com amplitude variável, a contabilização de ciclos de amplitude constante, basendo-se em métodos de um e de dois parâmetros [13],[22].

Segundo Lee [22], os métodos de um parâmetro são o *level cross counting*, o *peak-valley counting* e o *range counting*. No método *level cross counting*, que fez parte da metodologia deste trabalho, a magnitude das cargas num intervalo de tempo é dividida em vários níveis. Assim, é contabilizada uma ocorrência quando uma parcela do histórico de carga com um declive positivo cruza o referido nível, apresentando um valor superior à carga de referência, ou quando uma parcela do histórico de carga com um declive negativo cruza o referido nível, apresentando um valor inferior à carga de referência. Este método é ilustrado nas figuras 17 (a) e (b), em que na primeira são apresentados os vários níveis de referência e na segunda a contabilização de ocorrências dos mesmos.

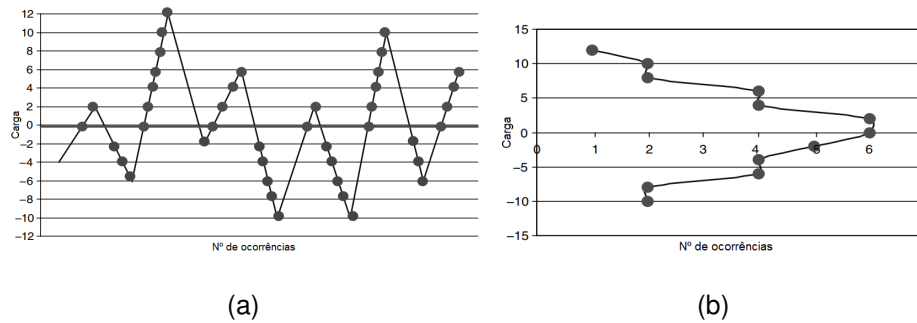


Figura 17: (a) *Level cross counting* e (b) respectivos resultados (adaptado) [22]

O método *peak-valley counting* contabiliza o número de picos e vales num histórico de carga. Considera-se a presença de um pico quando há uma transição de um segmento com declive positivo para um segmento com declive negativo. Seguidamente, os picos e vales são ordenados de forma decrescente relativamente à sua magnitude.

O método *range counting* contabiliza as ocorrências por *ranges*, ou seja, cada diferença entre o valor de um pico e de um vale traduz um evento a ser contabilizado. Os *ranges* positivos e negativos são definidos com base no sinal do declive da reversão. Cada *range* representa metade de um ciclo, correspondente a uma reversão.

O método de contagem de ciclos *rainflow* é um método de dois parâmetros e apresenta-se como uma abordagem mais fiável de representar os ciclos de carga com amplitude variável, tendo em conta a amplitude de tensão e a tensão média [23].

2.7 Cálculo do dano acumulado

Os ciclos de fadiga com amplitude variável são os mais frequentes em aplicações práticas de fadiga. Assim, torna-se importante estudar de que forma a variação irregular da amplitude de carga influencia o tempo de vida e o dano acumulado de um determinado componente.

Para a introdução deste fenómeno, *Dowling* [13] considera uma sequência de amplitudes de carga constituída por três blocos que se caracterizam por amplitudes de carga σ_1 , σ_2 e σ_3 aplicadas durante um número de ciclos N_1 , N_2 e N_3 , respetivamente, como se pode observar na figura 18.

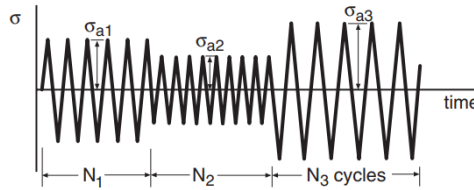


Figura 18: Sequência de ciclos com amplitude variável [13]

Para cada amplitude σ_a , através das curvas S-N do material, é possível obter o número de ciclos até à falha do componente N_f , permitindo o cálculo do rácio entre o número de ciclos realizados e o número de ciclos até à falha N/N_f para cada bloco apresentado. Desta forma, é seguidamente apresentada a metodologia para o cálculo do dano acumulado segundo a Regra de *Miner* e uma variante da mesma, implementada pelo fabricante da aeronave Epsilon TB-30.

2.7.1 Regra de Miner

O dano total acumulado é calculado através da soma dos rácios N/N_f para os vários blocos de ciclos constituintes do espectro. Assim, a Regra de *Miner* refere que a falha de um componente ocorre quando a referida soma é igual à unidade, de acordo com a expressão 31. No caso da tensão média de cada um dos blocos ser diferente de zero, é necessário ter em conta o efeito da mesma. A validade da Regra de *Miner* mantém-se, sendo necessário consultar a curva S-N relativa à tensão média em questão, ao invés de $\sigma_m = 0$.

$$D = \sum \frac{N_i}{N_{fi}} = 1 \quad (31)$$

No caso da curva S-N não ser conhecida para a tensão média pretendida, o valor N_f pode ser estimado a partir das correlações de *Goodman*, *Gerber* ou *Soderberg* [9].

2.7.2 Método do fabricante

O método de cálculo de dano acumulado implementado pelo fabricante da aeronave Epsilon TB-30 foi desenvolvido no CEAT para estudos de fadiga realizados nas aeronaves *Alpha Jet* das forças aéreas belga e francesa, sendo baseado na Regra de *Miner* [3]. O algoritmo para o cálculo do dano é apresentado nos passos seguintes.

1. Definição do espectro de carga acumulado para $1000HV$;
2. Ajuste do espectro pela adição dos patamares de fator de carga e o correspondente número de ocorrências $N(N_z = 6.7) = 1$, $N(N_z = -3.5) = 1$ e $N(N_z = 1) = 1 \times 10^5$;
3. Representação do número de ocorrências em escala logarítmica e determinação das equações das retas de interpolação linear entre os pontos conhecidos do espectro de carga $(N_z; \log_{10}N)$ para $N_z \geq 1$ e para $N_z \leq 1$ separadamente, de acordo com a figura 19;

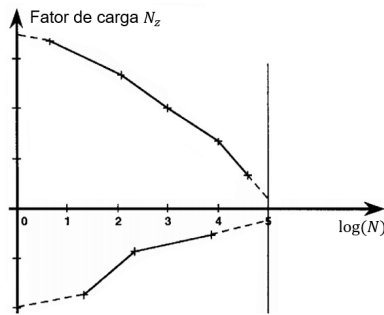


Figura 19: Espectro de carga [3]

4. Discretização em 20 intervalos iguais do eixo das abcissas do espectro de carga entre os valores $N = 1$ e $N = 10^5$. Como o eixo das abcissas se encontra em escala logarítmica, a discretização é realizada atribuindo valores inteiros de $i = [0; 20]$ à expressão $\log_{10}(N) = 0.25 \times i$;
5. Determinação, através das equações das retas determinadas no passo 3, dos níveis de fator de carga maiores (N_z^+) e menores (N_z^-) que 1 para os valores de N resultantes da discretização efetuada no passo 4.
6. Aplicação da função transferência (FT) adequada, que permite a conversão dos valores de fator de carga N_z^+ e N_z^- para tensão σ^+ e σ^- respectivamente;
7. Definição dos ciclos de carga associados aos ciclos de aceleração vertical, definidos por N_z^+ e N_z^- do passo 5, através do cálculo da tensão média e amplitude de tensão segundo as expressões 32 e 33;

$$\sigma_a = \frac{\sigma^+ - \sigma^-}{2} \quad (32)$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma^+ + \sigma^-}{2} \quad (33)$$

8. Determinação, através das curvas S-N para o material em estudo, do número de ciclos até à falha N_f para cada um dos ciclos de carga definidos em 7;
9. Cálculo do dano acumulado através da expressão 34. O cálculo do dano envolve os passos (a) a (c) seguidamente apresentados.

$$D_{Fabricante} = \int \frac{dN}{N_f} \quad (34)$$

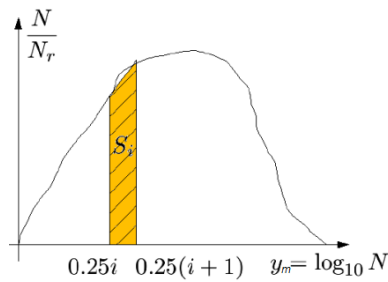
(a) Execução da mudança de variável apresentada na expressão 35

$$y_m = \log_{10} N = \frac{\ln(N)}{\ln(10)} = \frac{\ln(N)}{2.3} \Rightarrow dy_m = \frac{dN}{2.3N} \Rightarrow dN = 2.3N dy_m \quad (35)$$

(b) Reformulação da expressão 34 com base na mudança de variável 35, obtendo-se a expressão 36

$$D_{Fabricante} = 2.3 \int_0^5 \frac{N}{N_f} dy_m \quad (36)$$

(c) Cálculo do integral da expressão 36, utilizando o método de integração numérica denominado regra do trapézio. Segundo esta regra, a área correspondente ao valor do integral é discretizada nas áreas S_i de vários trapézios, de acordo com a figura 20. O valor da área para um trapézio i é dado pela expressão 37, em que b_{menor} e b_{maior} correspondem às dimensões das bases menor e maior do trapézio.



$$\begin{aligned} S_i &= \frac{b_{menor} + b_{maior}}{2} \times h \\ &= \left(\frac{N_i}{N_{f_i}} + \frac{N_{i+1}}{N_{f_{i+1}}} \right) \times \frac{0.25}{2} \end{aligned} \quad (37)$$

Figura 20: Regra do trapézio [7]

Após o cálculo das áreas dos trapézios, o dano é descrito pela expressão 38.

$$\begin{aligned}
 D_{Fabricante} &= 2.3 \int_0^5 \frac{N}{N_f} dy_m = 2.3 \sum S_i = 2.3 \sum \left(\frac{N_i}{N_{f_i}} + \frac{N_{i+1}}{N_{f_{i+1}}} \right) \times \frac{0.25}{2} \\
 &= \frac{2.3 \times 0.25}{2} \sum_{i=0}^{19} \left(\frac{10^{0.25i}}{N_{f_i}} + \frac{10^{0.25(i+1)}}{N_{f_{i+1}}} \right)
 \end{aligned} \tag{38}$$

2.8 Structural Health Monitoring

2.8.1 Enquadramento

Em 1954, a ocorrência de acidentes fatais envolvendo as aeronaves *de Havilland Comet* alertou para a importância da monitorização de cargas durante a operação. Anteriormente, a gestão das frotas era efetuada através da documentação do número de *HV* e do número de aterragens. Quando este número era excedido, a aeronave era retirada de serviço, independentemente do seu estado. Os sistemas de monitorização foram inicialmente desenvolvidos para se analisar a aceleração em torno do CG da aeronave. No entanto, a presença de cargas dinâmicas na operação conduziu a monitorização de cargas para o estudo da fadiga associada [24].

O conceito de *Structural Health Monitoring* surge como a integração de dispositivos de sensorização que permitem a recolha, monitorização e análise de cargas numa estrutura [25]. Os objetivos destes sistemas são os seguintes: o cumprimento dos requisitos de aeronavegabilidade, a determinação do estado de fadiga da frota através de espectros de carga, o registo do histórico de operação da frota, a obtenção de dados que permitam modificar os programas de manutenção e a definição de espectros de carga *standard* para aeronaves do mesmo tipo [24].

Os desenvolvimentos na monitorização, que incluem a integração de sensores, a transmissão de dados e a capacidade de processamento e armazenamento computacional, permitiram analisar o histórico de operação da estrutura e prever a evolução do dano acumulado e vida de fadiga. Adicionalmente, torna possível reconsiderar decisões tomadas na fase de projeto da estrutura e influenciar a gestão da frota [26].

Desta forma, o princípio de funcionamento de um sistema SHM baseia-se na existência de dois fenómenos físicos: o primeiro é monitorizado por um sensor e o segundo é utilizado pelo sensor para produzir um sinal (geralmente elétrico), a enviar

para um sistema de aquisição de dados. Reunindo informação proveniente da monitorização da integridade estrutural, informação da operação e conhecimentos de comportamento mecânico dos materiais, é possível calcular a vida de fadiga de uma estrutura, possibilitando uma melhor gestão da mesma, nomeadamente a organização e planeamento de inspeções e reparações [26].

2.8.2 Fases de um programa SHM

Segundo *Reed* [27], a monitorização de cargas em estruturas aeroespaciais inclui as fases seguidamente apresentadas. Em primeiro lugar, a obtenção do espectro de carga durante a fase de projeto de uma aeronave e a identificação do método mais apropriado para a sua monitorização, sendo assumidas hipóteses quanto à sua operação com base em dados de aeronaves semelhantes e de operadores de referência.

Em segundo lugar, surge a identificação de tensões locais na estrutura a partir da aplicação de cargas e da realização de simulações computacionais. Em terceiro lugar, a validação do sistema de monitorização de fadiga a utilizar para, se necessário, implementar sistemas de monitorização adicionais.

A fase seguinte é a obtenção de espectros de carga responsáveis pela ocorrência de fadiga, pois um dos principais objetivos da monitorização de cargas é gerar sequências de carga que permitam a realização de ensaios experimentais. Segue-se a identificação de manobras que provocam maior dano, sendo possível a introdução de limitações na operação da aeronave.

Numa fase final, providenciam-se dados que permitam explorar a possibilidade de extensão da vida operacional da aeronave.

3 Instrumentação da aeronave Epsilon TB-30

A instrumentação da aeronave Epsilon TB-30 incluiu a instalação e integração de cinco extensómetros, um acelerómetro e um sistema de aquisição de dados/*Data Acquisition Unit* (DAU), possibilitando a recolha e armazenamento de dados de extensão em algumas localizações críticas da aeronave e do fator de carga a que esta é sujeita durante o seu ciclo de operação.

A colagem dos extensómetros nas localizações críticas é uma fase do processo de instrumentação que segue o procedimento documentado no presente capítulo. Numa primeira fase, ensaiou-se o procedimento de colagem em ambiente laboratorial, utilizando um provete de uma liga de alumínio 2024-T351 e realizaram-se ensaios de tração uniaxial para validação e comparação dos resultados de extensão. Numa segunda fase, realizou-se o procedimento de colagem de extensómetros na aeronave Epsilon TB-30, bem como as ações necessárias para a instalação do acelerómetro.

3.1 Colagem de extensómetros em ambiente laboratorial

Este procedimento descreve em detalhe a instalação de extensómetros com o *part number* (P/N) DT3757-5, como o ilustrado na figura 21 (a), num provete de uma liga de alumínio 2024-T351 cuja geometria é apresentada na figura 21 (b). Os extensómetros utilizados foram desenvolvidos pela *Columbia Research Laboratories*, sendo certificados para a monitorização de aeronaves militares. O presente procedimento foi ensaiado no Instituto Superior Técnico (IST).

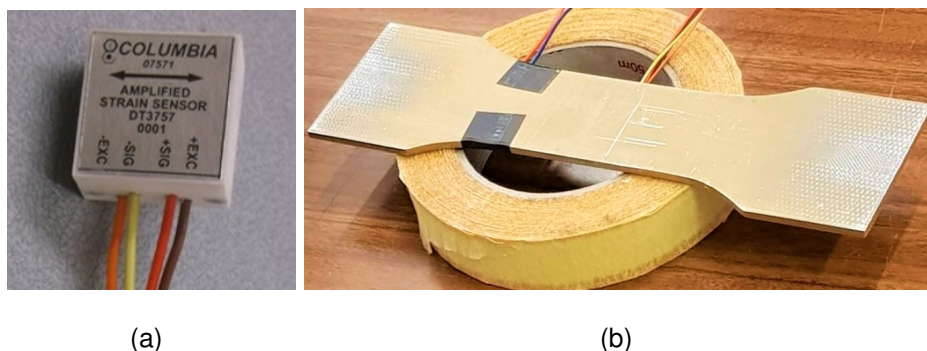


Figura 21: (a) Extensómetro DT3757-5; (b) Provete utilizado no ensaio laboratorial

3.1.1 Material

A realização do procedimento de colagem de extensómetros requiere o equipamento, materiais e equipamentos acessórios apresentados na tabela 2.

Tabela 2: Equipamento e consumíveis

Equipamento
Extensómetro P/N DT 3757-5
Sistema <i>Data Acquisition Unit</i> (DAU) e respetiva cablagem
Computador Portátil com o <i>software QuickLook</i> da <i>CurtissWright</i> disponível
Balança digital de precisão até 0.05 gramas
Ohmímetro com capacidade até $500k\Omega$ e precisão até 2%
Voltímetro digital de capacidade igual ou superior a $10mV$ e precisão até 2%
Fonte de alimentação com capacidade de fornecer $10VDC$
Grampo para aplicar pressão na zona de instalação do extensómetro
Provete numa liga de alumínio 2024-T351
Consumíveis
Adesivo EA 956A/B (<i>Epoxy Adhesive, Hysol</i>)
Álcool Isopropílico
Lixa de grau P400, resistente à água
Fita de <i>Tedlar</i>
Bloco de borracha de silicone com as seguintes características: <i>Silicone Rubber 45 to 55 shore A, 0.5 inch thick, ZZ-R-765, Class 2, Grade 50</i>
Gaze de limpeza
Fita adesiva industrial
Decapante REMOCAPE A20
Selante PR 1776 B2
Espátula de plástico
Luvas de látex

3.1.2 Descrição do procedimento

O procedimento efetuado incluiu as seguintes etapas: verificação de condições iniciais, tais como o estado da superfície do extensómetro, verificação da ligação elétrica do extensómetro ao DAU, realização de um teste elétrico para a medição de valores de *null offset* (tensão elétrica correspondente a uma extensão considerada nula) e respetiva monitorização. Seguidamente, iniciou-se a preparação da superfície de montagem, removendo-se a tinta e primário e efetuando-se uma limpeza da mesma.

Posteriormente, iniciou-se a colagem propriamente dita com a preparação e aplicação dos adesivos de ligação no extensómetro e na superfície de montagem. O tempo de cura foi de aproximadamente 5 a 7 dias para uma temperatura de 25°C [29]. Nesta fase, o *null offset* foi monitorizado durante os primeiros 15 minutos de cura [30]. Removeram-se todos os equipamentos acessórios, realizou-se uma nova verificação elétrica, e compararam-se os valores obtidos com os de referência. Finalmente, verificaram-se os valores de *null offset* e procedeu-se à selagem do sensor [31].

Desta forma, o procedimento compreendeu os seguintes pontos:

1. Montagem e verificação visual do sistema:

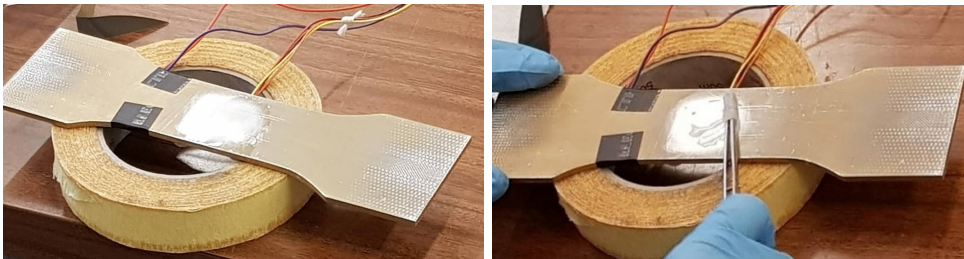
- (a) Verificou-se o estado do extensómetro DT3757-5 para ser instalado no provete apresentado na figura 21 (b), devendo apresentar uma película protetora.
- (b) Verificou-se o DAU e respetivas ligações, nomeadamente a ligação da fonte de alimentação de 230V à tomada a debitar uma tensão de 28V , a ligação do DAU à terra, à fonte de alimentação e ao extensómetro e a ligação *ethernet* entre o DAU e o computador.
- (c) Ligou-se o computador e iniciou-se o *software QuickLook*, sendo estabelecida uma conexão entre o *software* e o extensómetro.

2. Verificação elétrica inicial:

- (a) Verificou-se e registou-se o *null offset* através do *software QuickLook*, em que era expectável uma leitura entre $+100\text{mV}$ e -100mV [30]. O valor registado foi de 13mV .

3. Remoção da tinta do provete:

- (a) Removeu-se a tinta e primário da superfície do provete numa área de 25x25 mm, através de movimentos perpendiculares e utilizando uma lixa com tamanho de grão de P400 embebida em água. A remoção da tinta e primário permitiu que a instalação do extensómetro fosse efetuada numa superfície de uma liga de alumínio 2024-T351, sem vestígios de outros materiais que possam afetar a monitorização da extensão. Após a execução deste passo, a superfície apresentou-se de acordo com a figura 22 (a).
- (b) Removeram-se possíveis imperfeições, utilizando uma lixa P1200 [31].
- (c) Marcou-se a posição do extensómetro na superfície de montagem, utilizando um riscador.
- (d) Removeram-se resíduos com uma gaze humedecida em água destilada.
- (e) Limpou-se a superfície de colagem com álcool isopropílico e removeram-se resíduos de produto de limpeza com uma gaze humedecida em água destilada, como se pode observar na figura 22 (b).



(a)

(b)

Figura 22: Remoção (a) da tinta e (b) de impurezas

- (f) Verificou-se a inexistência de gotículas de água após se enxaguar a superfície com água destilada.

4. Preparação e aplicação de adesivos:

- (a) Pesaram-se as partes A e B nas proporções 100 e 58 partes por peso, respetivamente, do adesivo EA 956 [29]. Procedeu-se à mistura entre as mesmas a uma temperatura de 24°C até se atingir uma consistência uniforme, sem qualquer vestígio de substância não misturada.
- (b) Removeu-se a película protetora do extensómetro e aplicou-se uma camada fina uniforme de adesivo nas superfícies do extensómetro e de montagem

(provete), utilizando uma espátula de plástico. Aplicou-se o adesivo em toda a área da superfície de montagem que foi previamente decapada, tal como ilustrado na figura 23 (a).

- (c) Colocou-se o extensómetro na posição previamente definida, como ilustrado na figura 23 (b) e aplicou-se pressão manual ligeira sobre o mesmo durante 10 minutos, tal como apresentado na figura 24 (a). Removeu-se o excesso de adesivo ao longo do extensómetro, utilizando um cotonete. Garantiu-se o alinhamento do mesmo com a marcação e orientação definidas anteriormente e a imobilização dos cabos de ligação.

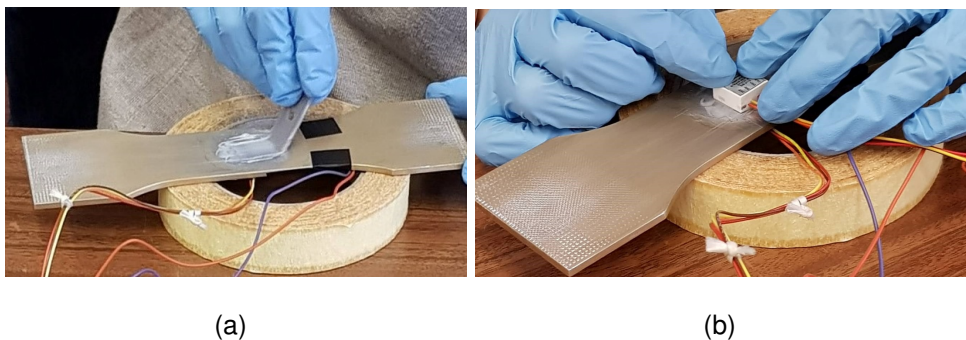


Figura 23: (a) Aplicação do adesivo na superfície de montagem; (b) Posicionamento do extensómetro no provete

- (d) Colocou-se fita *Tedlar*, um bloco de borracha de silicone de espessura igual a 13mm e uma placa de alumínio de aproximadamente $25 \times 25\text{mm}$ com uma espessura de 3mm , centrados sobre o extensómetro.
- (e) Aplicou-se um aperto mecânico sobre o conjunto mencionado no ponto anterior utilizando um grampo para pressionar a linha de colagem, como se pode observar na figura 24 (b). Era expectável que o valor de *null offset* se alterasse $\pm 15\text{mV}$ mas não mais do que $\pm 25\text{mV}$ relativamente à última leitura [30]. O valor registado foi de 30mV , apresentando uma variação admissível de 17mV em relação à última leitura.
- (f) Monitorizou-se o valor de *null offset* durante um período de 15 minutos, em que se incrementou a força exercida pelo grampo de 5 em 5 minutos. Durante o incremento gradual da força aplicada, este valor não excedeu $\pm 100\text{mV}$ relativamente à leitura efetuada antes da colagem e também se

verificou o alinhamento do extensómetro. Assim, leram-se valores de $42mV$, $80mV$, $92mV$ e $83mV$, encontrando-se dentro da gama expectável.

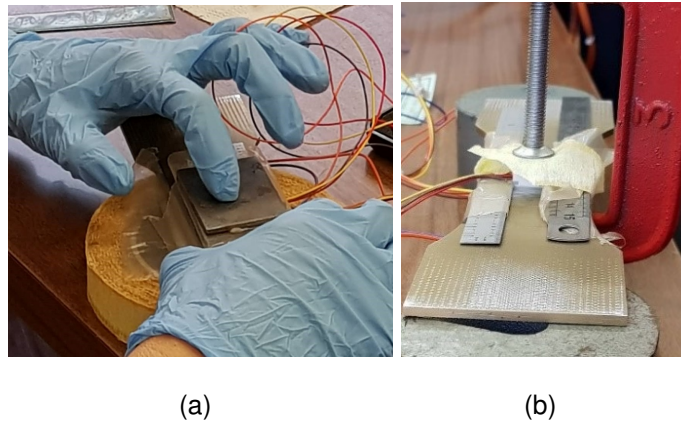


Figura 24: (a) Aplicação de pressão manual ligeira e (b) do aperto mecânico

- (g) Manteve-se a pressão no grampo durante um período mínimo de 6 horas a uma temperatura de $24^{\circ}C$ [31].
- (h) Removeu-se o grampo, a placa de alumínio, o bloco de borracha e a fita de *Tedlar*.
- (i) Efetuou-se um período de cura de 5 a 7 dias a uma temperatura de aproximadamente $25^{\circ}C$ [30].

5. Verificação elétrica pós colagem:

- (a) Verificou-se e registou-se o valor de *null offset* através do *software Quic-kLook*, sendo que a variação admissível deste valor é entre $\pm 100mV$ relativamente à leitura antes da instalação. Neste ponto, o valor registado manteve-se em $83mV$.

6. Selagem e acabamento:

- (a) Limpam-se as superfícies expostas do extensómetro, cabos e superfície de montagem, utilizando uma gaze embebida em álcool isopropílico. Seguidamente, as respetivas zonas secaram ao ar durante um período máximo de 30 minutos.
- (b) Preparou-se o selante, misturando as partes A e B do mesmo num recipiente limpo a uma temperatura de $24^{\circ}C$ [31].

- (c) Selou-se o extensómetro e os cabos de ligação do mesmo, através da aplicação de uma camada fina do selante sobre todas as superfícies expostas do extensómetro, com recurso a uma espátula de plástico limpa, como é ilustrado na figura 25 (a). O objetivo da selagem é conferir proteção aos sensores e à respetiva cablagem.
- (d) Efetuou-se a cura do selante de acordo com as especificações técnicas do mesmo, como se verifica na figura 25 (b).
- (e) Realizou-se uma verificação elétrica final, em que a variação admissível do valor era entre $\pm 100mV$ relativamente à leitura antes da instalação. O *null offset* registado foi de $83mV$.

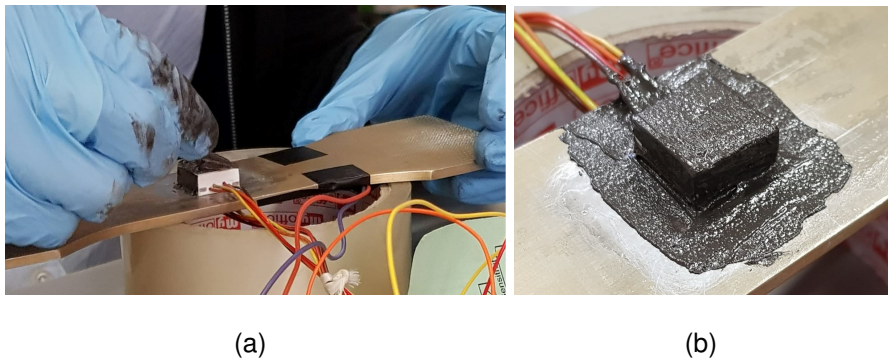


Figura 25: (a) Aplicação do selante; (b) Extensómetro depois de realizada a colagem

3.2 Ensaios laboratoriais de extensometria

Realizada a colagem do extensómetro DT3757-5 no provete de liga de alumínio 2024-T351, realizaram-se ensaios laboratoriais de tração uniaxial no laboratório de Ciências dos Materiais da Academia da Força Aérea (AFA), com o objetivo de validar os dados de extensão fornecidos por este sistema. A validação destes dados foi realizada através da comparação com os valores de extensão medidos pelos extensómetros DTD2684-1 e HMB 1-LY11-6/350 e por valores teóricos calculados analiticamente.

Em primeiro lugar, calcularam-se os valores teóricos de extensão na secção de teste do provete utilizado. Seguidamente, estabeleceu-se a metodologia utilizada na realização dos ensaios laboratoriais. Finalmente, obtiveram-se resultados de extensão em função da força aplicada, bem como o desvio percentual em relação aos valores teóricos.

3.2.1 Cálculo analítico da extensão do provete

O cálculo da extensão teórica na secção de teste do provete utilizado foi realizado assumindo que, na gama de cargas aplicadas, este se encontra no regime elástico [9]. Deste modo, aplicada uma carga axial P numa extremidade do provete, a tensão na secção de teste σ_{teste} é dada pela equação 39, em que A_{teste} diz respeito à área da secção transversal na secção de teste do provete [9]. Aplicando a Lei de Hooke na expressão 39, a extensão na secção de teste ε_{teste} é dada pela expressão 40.

$$\sigma_{teste} = \frac{P}{A_{teste}} \quad (39) \quad \varepsilon_{teste} = \frac{P}{E \times A_{teste}} \quad (40)$$

Substituindo os valores de carga aplicada P , obtiveram-se os valores teóricos de extensão na secção de teste do provete, sendo usados para comparação com os valores medidos.

3.2.2 Metodologia

A monitorização de extensão na secção de teste do provete realizou-se através de três sensores diferentes: DT3757-5, DTD2684-1 e HMB 1-LY11-6/350. Os extensómetros DT3757-5 e DTD2684-1 foram colados no centro do provete em superfícies opostas, enquanto o extensómetro HMB 1-LY11-6/350 se encontra ligeiramente desviado do centro do mesmo, como se pode observar nas figuras 26 (a) e (b).

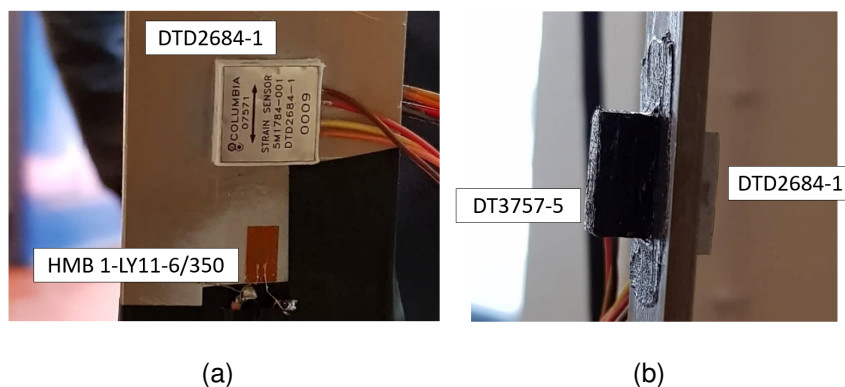


Figura 26: Extensómetros utilizados nos ensaios laboratoriais

Nos ensaios laboratoriais realizados na AFA utilizou-se uma máquina servo-hidráulica MTS 810, na qual a sequência de valores de força aplicada iniciou-se a 0 kN , com incrementos de 2 kN , até se atingir o valor de 10 kN .

3.2.3 Resultados

Os resultados de extensão em função da força aplicada, calculados de acordo com a secção 3.2.1 e monitorizados pelos três sensores, encontram-se apresentados na figura 27 (a). Na figura 27 (b), é apresentado o desvio percentual de cada extensómetro em relação ao valor calculado analiticamente.

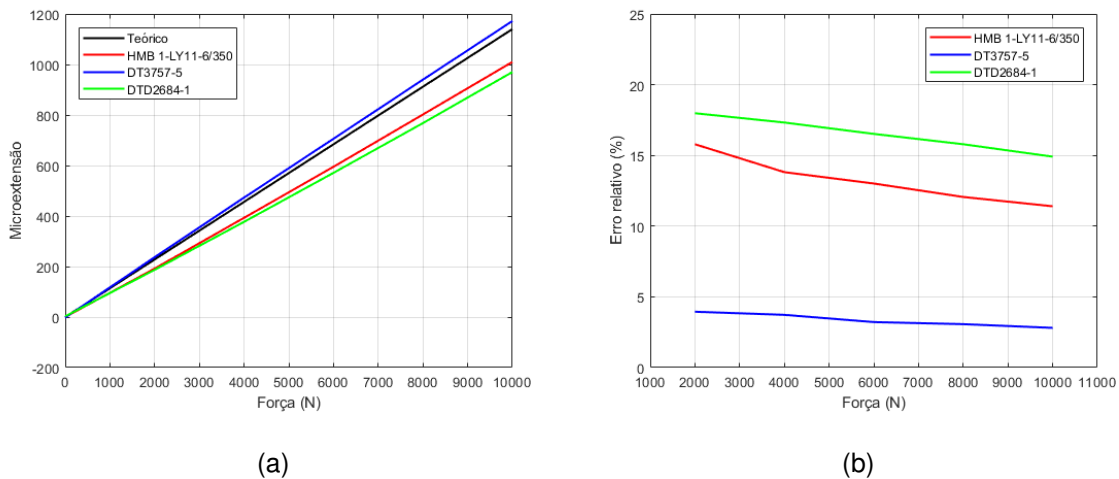


Figura 27: (a) Resultados de extensão em função da carga aplicada; (b) Desvio entre os valores obtidos e os valores teóricos

Na figura 27 (a), pode observar-se um comportamento linear com declive positivo nos valores de extensão medidos por todos os sensores, sendo visível que o extensómetro DT3757-5, instalado segundo o procedimento descrito na secção 3.1, apresenta resultados mais próximos dos valores teóricos. Na figura 27 (b), observa-se que o referido sensor apresenta um desvio percentual não superior a 5% relativamente ao valor teórico, enquanto os restantes sensores apresentam desvios de 10% a 20%.

Desta forma, o cálculo do Módulo de Elasticidade E para as medições efetuadas com os diferentes sensores permite uma comparação adicional com o valor teórico, sendo apresentada na tabela 3.

Tabela 3: Cálculo do Módulo de Elasticidade com base nas medições dos sensores

	DTD 3757-5	DTD 2864-1	HMB 1-LY-6/350	Teórico
E (GPa)	71.432	86.207	82.988	73.1
Desvio (%)	2.28	17.93	13.53	-

O reduzido valor do desvio indica que os valores de extensão obtidos se aproximam

dos valores teóricos, permitindo concluir que o extensómetro DT3757-5 executa uma correta monitorização da extensão do material e que a colagem foi bem sucedida.

3.3 Colagem de extensómetros na aeronave Epsilon TB-30

A colagem dos sensores em ambiente laboratorial e os ensaios de extensometria permitiram uma validação do sistema a ser instalado na aeronave. Na presente secção, é descrito em detalhe o procedimento de instalação de cinco extensómetros com o P/N DT 3757-5 nas localizações críticas de uma aeronave Epsilon TB-30, tendo sido executado na Esquadra de Manutenção da Base Aérea nº 1, em Sintra. A distribuição dos extensómetros incluiu quatro localizações críticas na longarina principal (denominadas *S1001*, *S1002*, *S1003* e *S1004*) e uma na travessa do quadro nº 2 (denominada *S1005*), tal como apresentado nas figuras 28 (a) e (b). Deste modo, atribuiu-se uma numeração aos extensómetros de acordo com a figura 28 (b) .

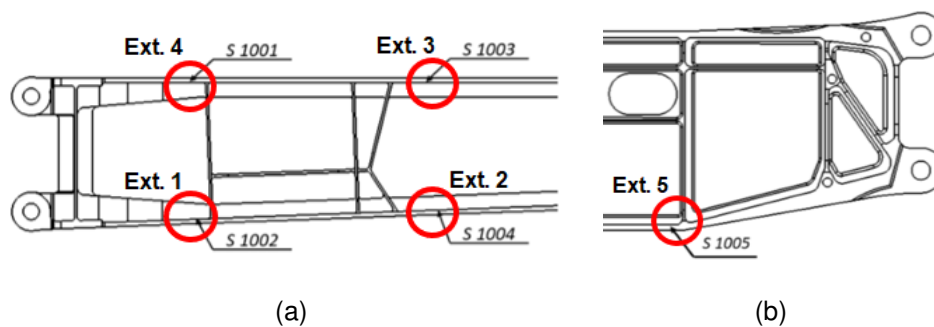


Figura 28: Localizações críticas (a) na longarina e (b) na travessa do quadro nº 2 [8]

3.3.1 Material

Adicionalmente ao material apresentado em 3.1.1, é necessária uma aeronave Epsilon TB-30 disponível, bem como o *routing* no interior da aeronave entre os extensómetros e o DAU efetuado. Dada a complexidade de instalação dos extensómetros nas localizações referidas, são também necessários gabaritos para auxiliar a posicionar e orientar os mesmos.

3.3.2 Descrição do procedimento

O procedimento de colagem de extensómetros na aeronave apresenta algumas diferenças em determinados pontos relativamente ao procedimento em ambiente laboratorial. Dada a extensão do mesmo, optou-se por apresentar unicamente as etapas que não constam no procedimento 3.1.2 e as que sofreram algumas alterações. À semelhança do procedimento 3.1.2, não só são apresentados os valores de *null offset* monitorizados, como também são apresentadas figuras ilustrativas da colagem dos extensómetros na aeronave.

Assim, após a montagem inicial e a verificação visual do sistema, registaram-se os valores de *null offset* apresentados na tabela 4, encontrando-se na gama expectável. Procedeu-se à remoção de tinta da estrutura da aeronave que foi efetuada como descrito no procedimento em laboratório. A superfície da aeronave, depois de realizada a remoção de tinta, encontra-se apresentada na figura 29.

Tabela 4: Leitura inicial de *null offset*

Ext. nº	Valor de <i>null offset</i>
1	32
2	23
3	39
4	14
5	35



Figura 29: Superfície de montagem

Alternativamente à marcação da posição do extensómetro referida no ponto 3c, recorreu-se ao desenvolvimento de gabaritos para posicionar corretamente os extensómetros durante a colagem. Os gabaritos foram desenvolvidos de modo a que exista um adequado encaixe dos sensores nas diferentes localizações.

Seguidamente, misturou-se as partes A e B do adesivo nas proporções referidas no ponto 4a da secção 3.1.2 e a aplicação do mesmo nas superfícies do extensómetro e da estrutura da aeronave, como se pode observar nas figuras 30 (a) e (b).



(a)

(b)

Figura 30: Aplicação do adesivo na superfície (a) da aeronave e (b) do extensômetro

Após a aplicação de uma camada fina e uniforme de adesivo nas superfícies do extensômetro e da aeronave referida no ponto 4b da secção 3.1.2, efetuou-se a fixação dos cabos do extensômetro na superfície de montagem a cerca de 10mm de distância do mesmo, com recurso a fita adesiva industrial. Nesta fase, o *routing* a cablagem estava finalizado.

Segundo o ponto 4c da secção 3.1.2, colocou-se o extensômetro na posição definida, a partir da qual é aplicada pressão manual ligeira de acordo com a figura 31 (a). De seguida, os pontos 4d e 4e da secção 3.1.2 preveem a utilização de elementos de fixação adicionais e a aplicação de um aperto mecânico, tal como ilustrado na figura 31 (b).



(a)

(b)

Figura 31: Aplicação de (a) pressão manual ligeira no extensômetro e (b) de um aperto mecânico com auxílio de um gabarito

Adicionalmente, são realizadas leituras de *null offset* durante um período de 15

minutos, em que a força exercida é incrementada de 5 em 5 minutos. Os valores lidos são apresentados na tabela 5, não devendo exceder $80mV$ face à leitura realizada antes da instalação. Deste modo, para cada extensómetro são estabelecidos valores mínimo e máximo, de acordo com os valores medidos antes da instalação que se encontram na tabela 4.

Tabela 5: Leitura de *null offset* nos instantes $t = 0$, $t = 5$, $t = 10$ e $t = 15 \text{ min}$

Ext. nº	Valor mínimo	$t = 0min$	$t = 5min$	$t = 10min$	$t = 15min$	Valor máximo
1	-48	61	71	85	97	112
2	-57	55	71	90	98	103
3	-41	85	105	118	139	119
4	-66	58	70	92	114	94
5	-45	66	71	86	93	115

Efetuuou-se o período de cura e remoção de equipamentos acessórios segundo os pontos 4g, 4h e 4i da secção 3.1.2. Terminado o período de cura do adesivo, efetuaram-se novas leituras de *null offset*, apresentadas na tabela 6.

Tabela 6: Leitura de *null offset* após a cura do adesivo

Ext. nº	Valor mínimo	Valor de <i>null offset</i>	Valor máximo
1	-68	100	132
2	-77	104	123
3	-61	141	139
4	-86	115	114
5	-65	95	135

Iniciou-se a fase de selagem e acabamento com a limpeza das superfícies expostas do extensómetro, a preparação do selante e a aplicação do mesmo, de acordo com os pontos 6a, 6b e 6c da secção 3.1.2. Assim, depois de realizada a cura mencionada no ponto 6d, procedeu-se à remoção da fita adesiva que fixa os cabos e à limpeza dos resíduos da fita adesiva com o auxílio de uma gaze de limpeza humedecida em água.

Seguidamente, aplicou-se pintura e primário de acordo com as especificações da aeronave, sendo excluídas as superfícies do extensómetro. Finalmente, registaram-se os valores de *null offset* nos vários extensómetros, sendo apresentados na tabela 7.

Tabela 7: Leitura de *null offset* após a selagem

Ext. nº	Valor mínimo	Valor de <i>null offset</i>	Valor máximo
1	-68	105	132
2	-77	114	123
3	-61	300	139
4	-86	102	114
5	-65	85	135

Como se pode observar na tabela 7, o extensómetro nº 3 apresenta um valor de *null offset* igual a $300mV$ que se encontra fora da gama expectável. Assim, os valores obtidos por este sensor serão considerados inválidos e não serão utilizados para cálculos futuros. Este facto não invalida a instrumentação realizada, pois os restantes quatro apresentam valores aceitáveis.

3.4 Verificação do sinal de saída dos sensores

Após a instalação dos cinco extensómetros na aeronave, é necessário definir os valores de tensão elétrica/*offset* correspondentes aos valores de extensão de referência. A definição destes valores é executada no hangar com o motor da aeronave desligado em dois cenários de interesse:

- O cenário 1 consistiu na verificação dos *offsets* dos extensómetros com a aeronave elevada em suportes, com a asa direita sem apoios no solo, apenas encastada na fuselagem e sem combustível.
- O cenário 2 consistiu na verificação dos *offsets* dos extensómetros com a aeronave na sua condição normal e com combustível nas asas.

Consideraram-se aceitáveis, os valores de *offset* em que uma variação de $\pm 100mV$ não exceda o *range* de medida do extensómetro [32], que no caso dos extensómetros DT 3757-5 é de $-300mV$ a $300mV$ [33]. Os valores de *offset* lidos para os dois cenários descritos encontram-se apresentados na tabela 8.

Tabela 8: Valores de *offset* lidos para os dois cenários

Ext. nº	Offset Cenário 1	$\pm 100mV$	Offset Cenário 2	$\pm 100mV$
1	94	-6 a 194	108	8 a 208
2	103	3 a 203	110	10 a 210
4	109	9 a 209	98	-2 a 198
5	70	-30 a 170	89	-11 a 189

Os valores obtidos para os dois cenários permitem concluir que o *range* de medida do extensómetro não é ultrapassado, sendo realizada uma validação dos mesmos no capítulo 4.2.

3.5 Instalação do acelerómetro

O acelerómetro de forças equilibradas SA-102MFTB é um modelo desenvolvido pela *Columbia Research Laboratories* com um *range* de medição de fator de carga de $\pm 1G$ a $\pm 50G$ unicamente num eixo. É um sensor apropriado para monitorizar acelerações em aeronaves, dado o regime severo de vibrações a que estas estão sujeitas.

A instalação deste equipamento foi efetuada o mais próximo possível do CG da aeronave, como se pode observar na figura 32 (a), a fim de monitorizar o fator de carga a que esta se encontra sujeita durante a operação. Para tal, procedeu-se à manufatura do suporte apresentado na figura 32 (b) utilizando uma liga de alumínio 2024-T351.

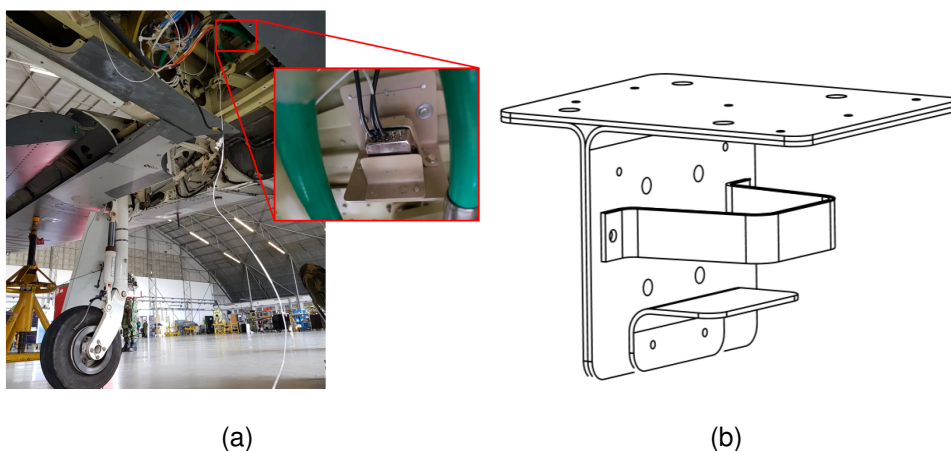


Figura 32: (a) Instalação do acelerómetro no CG da aeronave; (b) Geometria do suporte do acelerómetro

4 Recolha e tratamento de dados

No presente capítulo, é apresentada, numa primeira fase, a análise de dados de voo provenientes da instrumentação do sistema MSR efetuada em 2017. Assim, é descrita a metodologia utilizada para o tratamento de dados recolhidos em voo, da qual resulta o espectro de carga acumulado relativo a $1000HV$ de operação da frota.

Na segunda secção do presente capítulo, é apresentada a análise de dados provenientes da instrumentação do sistema SHM TB-30, descrita no capítulo 3. É apresentada a metodologia utilizada no tratamento destes dados com o objetivo de se obter as FT que relacionam o fator de carga no CG da aeronave com as tensões nas localizações críticas da mesma. Adicionalmente, é efetuada uma validação dos resultados de tensão obtidos para duas das localizações críticas da asa.

4.1 Dados MSR 165

A instrumentação das aeronaves Epsilon TB-30 com o equipamento MSR 165 em 2017, possibilitou a recolha e gravação de dados de fator de carga num total de $1161.31HV$, desde 6 de junho de 2017 até 21 de maio de 2019, considerando-se ser representativo do regime de operação da frota Epsilon TB-30 da FAP.

O tratamento de dados MSR foi realizado recorrendo ao *software* implementado em *Matlab* por Gameiro [7], descrito através do fluxograma apresentado na figura 33. O referido *software* recebe dados de voo no formato *.csv* relativos a data, hora, pressão, temperatura e fator de carga, sendo recolhidos a uma frequência de $25Hz$. Seguidamente, é realizada uma filtragem do espectro e a aplicação do parâmetro *range*. Posteriormente, são definidos os pontos que representam, os picos e vales do espectro e, finalmente, é aplicado o método *level cross counting* para a obtenção do espectro de carga acumulado.



Figura 33: Fluxograma do *software* implementado por Gameiro [7]

4.1.1 Espectro inicial

Em primeiro lugar, selecionou-se o segmento do espectro correspondente à fase de voo efetivo, sendo desprezadas as fases de *taxi* e procedimentos no solo através da variação da pressão atmosférica. Assim, considerou-se o início do voo logo que a pressão atmosférica apresenta uma variação de 1.7mbar em relação à pressão inicial. De modo semelhante, considerou-se o final de voo logo que a pressão atmosférica estabiliza, durante 100s , com uma variação inferior a 1.7mbar . Este intervalo de tempo é considerado para garantir que a aeronave se encontra no solo (pelo facto de não haver uma variação significativa de pressão) e ter a certeza que o instante relativo ao impacto da aeronave no solo é registado. Nas figuras 34 (a) e (b), é apresentado um voo típico monitorizado pelo sistema MSR, sendo possível observar a azul claro a variação da pressão atmosférica ao longo do voo, a azul escuro o espectro de fator de carga monitorizado e a vermelho os instantes considerados para início e fim da fase de voo efetivo.

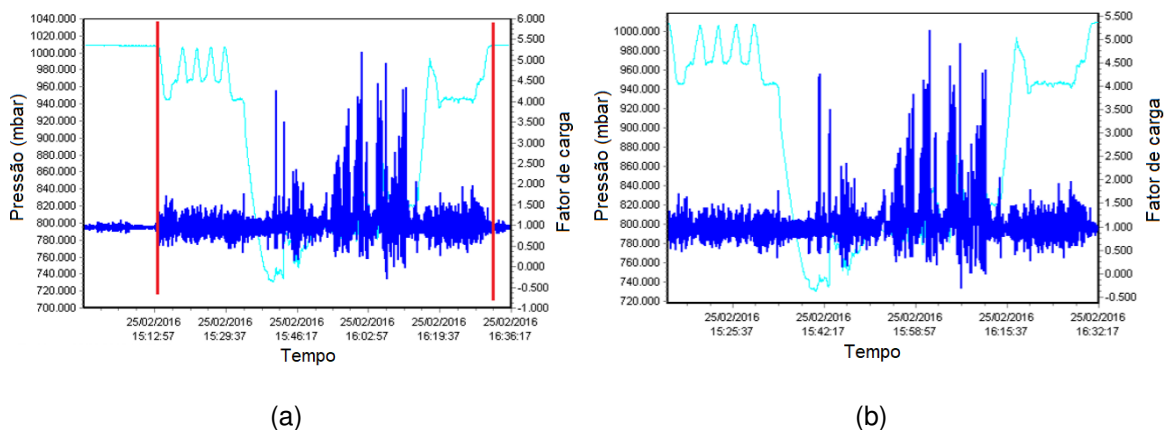


Figura 34: (a) Espectro inicial (b) Espectro selecionado para análise

Ainda nesta fase, averiguou-se se o equipamento MSR foi ligado ou desligado durante o voo através da verificação da pressão inicial e final (não devendo esta ser inferior a 990mbar), desprezando-se os referidos voos. O *output* desta fase é uma folha de cálculo em que, na primeira coluna, é apresentado o tempo em segundos e, na segunda coluna, o respetivo valor do fator de carga para cada instante.

4.1.2 Filtragem do espectro

O segundo passo consiste na aplicação de um filtro passa-baixo de nono grau com uma frequência de corte de $5Hz$, permitindo remover as oscilações de fator de carga com uma frequência inferior a este valor. Selecionando aleatoriamente um segmento temporal de um voo, é possível observar na figura 35 a aplicação deste filtro.

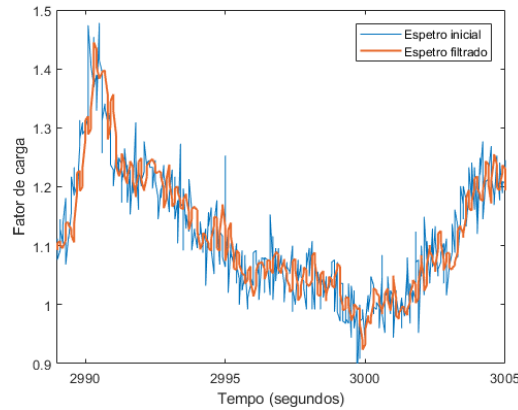


Figura 35: Aplicação do filtro passa-baixo com uma frequência de corte de $5Hz$

4.1.3 Filtro *Range*

Posteriormente, definiu-se o parâmetro *range*. Este parâmetro é frequentemente utilizado em análises de fadiga, pelo facto de permitir a remoção de ciclos com amplitudes reduzidas e desprezáveis para efeitos de fadiga. Assim, removeram-se pontos que se encontram a uma distância menor ou igual a metade do valor do *range*, condição apresentada na expressão 41. Para o presente estudo, atribuíram-se valores de *range* iguais a 0.1, 0.2, 0.3 e 0.4.

$$|N_{z_{i+1}} - N_{z_i}| \leq \frac{range}{2} \quad (41)$$

A aplicação deste parâmetro é ilustrada no caso geral na figura 36 (a), na qual se pode observar que dois pontos foram eliminados pelo facto de verificarem a condição 41, convertendo o sinal representado a preto no sinal representado com traço interrompido verde. Na figura 36 (b), é apresentado o segmento temporal de um voo com um valor de *range* igual a 0.1.

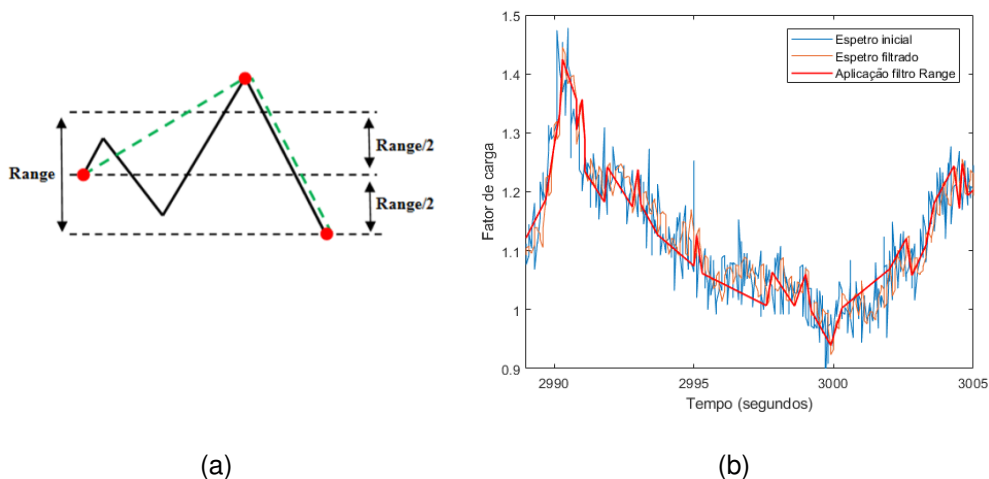


Figura 36: (a) Ilustração do filtro *range* [7]; (b) Aplicação do parâmetro *range* = 0.1

4.1.4 Picos e vales

Após a aplicação do parâmetro *range*, segue-se a determinação dos picos e vales do espectro. Este processo é efetuado com base na análise do sinal da variação entre três pontos consecutivos, ou seja, no declive dos dois segmentos de reta que unem os três pontos. Segundo Gameiro [7], considerando três pontos aleatórios de um espectro, existem três situações expectáveis, sendo ilustradas na figura 37.

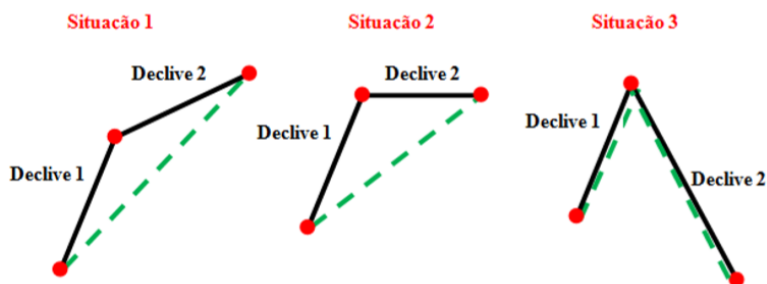


Figura 37: Situações expectáveis num espectro [7]

Na situação 1, o sinal da variação entre os dois primeiros pontos e os dois últimos pontos mantém-se, ou seja, o declive é sempre positivo ou sempre negativo. Neste caso, não é registado nenhum pico nem nenhum vale e realiza-se a correção ilustrada com o traço interrompido verde, passando a existir apenas um segmento de reta.

Na situação 2, uma das variações é nula e só um segmento de reta apresenta um declive não nulo, sendo realizada uma correção do espectro semelhante à situação 1.

Na situação 3, as variações de fator de carga têm sinal oposto, formando um pico ou um vale. Neste caso, não é realizada nenhuma correção, dado que o algoritmo automaticamente assume a existência de um extremo.

Seguidamente, removeram-se os pontos que apresentam uma variação entre pico e vale menor que o *range* previamente definido, de acordo com a expressão 42.

$$|N_{z_{i+1}} - N_{z_i}| \leq range \quad (42)$$

Após esta remoção, calcularam-se novos valores de declive entre pontos do espectro e desprezaram-se todos os pontos que apresentam um declive anterior e posterior com o mesmo sinal. A definição dos picos e vales do espectro para o segmento temporal estudado é ilustrada na figura 38.

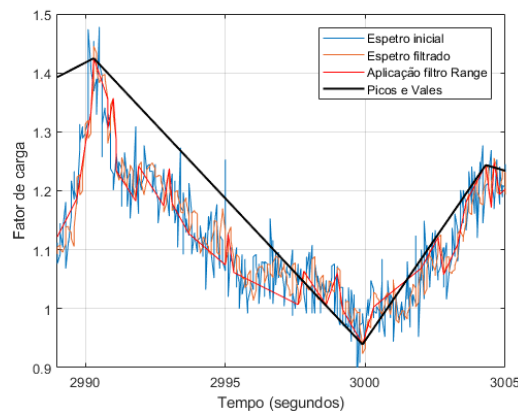


Figura 38: Definição dos picos e vales do espectro

4.1.5 *Level cross counting*

A contagem de ocorrências no espectro foi efetuada com recurso ao método *level cross counting*, descrito em 2.6. Para tal, utilizaram-se, como patamares de referência, os valores de fator de carga do espectro de referência considerado pelo fabricante nos ensaios realizados à escala real [2]. O resultado da contagem de ciclos proveniente deste método é o espectro de carga acumulado, um gráfico em que são apresentados o número de ocorrências para cada nível de fator de carga.

Dado que o espectro de carga estudado diz respeito a 1161HV, para que este possa ser diretamente comparado com o espectro de carga de referência, é necessário aplicar um fator de correção temporal ao número de ocorrências registadas para cada nível

de fator de carga. Este fator de correção é calculado através da expressão 43.

Desta forma, o número de ocorrências registradas para cada fator de carga é multiplicado pelo fator de correção. Efetuando o referido procedimento para valores do parâmetro *range* igual a 0.1, 0.2, 0.3 e 0.4, obtiveram-se os espectros de carga apresentados na figura 39.

$$Fator = \frac{1000HV}{1161.31HV} = 0.861 \quad (43)$$

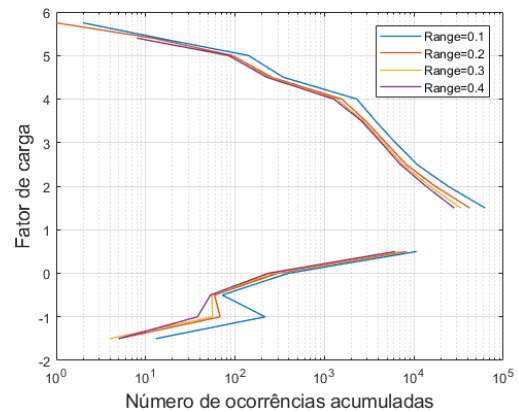


Figura 39: Influência do parâmetro *range*

4.1.6 Seleção do parâmetro *range*

No âmbito da comparação de severidade entre o regime de operação da FAP e o de referência do fabricante, surgiu a necessidade de selecionar um valor para o parâmetro *range*, que, conseqüentemente, permite a seleção de um dos espectros acumulados apresentados na figura 39.

A contabilização de ciclos utilizando o método *level cross counting* funciona de forma semelhante a um contador de G's analógico (*G meter*), sendo contabilizada uma ocorrência sempre que um determinado nível de fator de carga é cruzado. Uma vez que o método da figura 33 pretende obter os mesmos resultados que um contador de G's analógico, foi instalado um sistema MSR junto de um contador analógico na aeronave *Dassault Dornier Alpha Jet* da FAP, como se pode observar na figura 40 (a).

Assim, trataram-se os dados recolhidos em voo pelo sistema MSR nesta aeronave, com recurso à metodologia apresentada no presente capítulo. Simultaneamente, extraíram-se dados do contador de G's para o mesmo voo, permitindo uma comparação entre o número de ocorrências contabilizadas pelos dois métodos. Esta comparação é ilustrada na figura 40 (b) para uma missão de 1.5HV, em que foram recolhidos dados a uma frequência de 1Hz.

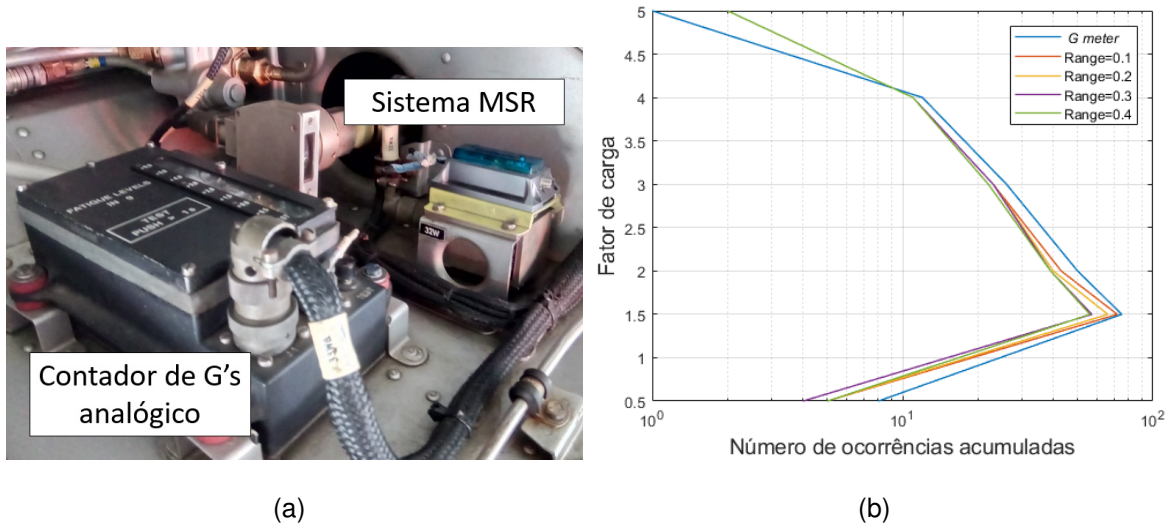


Figura 40: (a) Contador de G's analógico e sistema MSR na aeronave *Alpha Jet*; (b) Espectro de carga acumulado para um voo da aeronave *Alpha Jet* da FAP

A comparação ilustrada na figura 40 (b) permite concluir que o espectro de carga para um *range* de 0.1 é o que mais se aproxima dos resultados do contador de G's, utilizando-se o referido valor no presente estudo.

4.1.7 Espectro de carga acumulado

A aplicação de um *range* igual a 0.1 resulta num maior número de ocorrências acumuladas em todos os patamares, pelo facto deste definir um maior número de pontos no espectro. Assim, é possível comparar o espectro de carga acumulado da FAP com o espectro de referência considerado pelo fabricante através da figura 41.

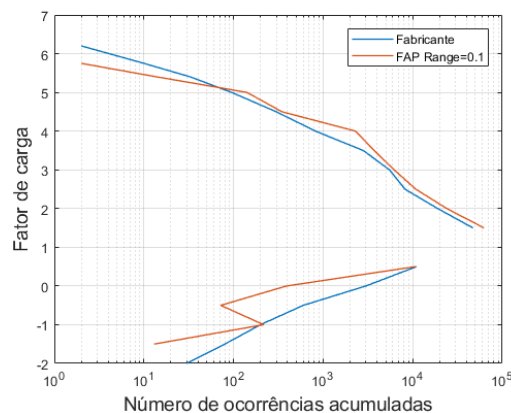


Figura 41: Espectros de carga FAP (*range* igual a 0.1) e fabricante para 1000HV

Adicionalmente, observa-se que existe uma gama de valores de fator de carga,

para o qual a FAP regista um maior número de ocorrências relativamente aos resultados provenientes do fabricante e uma gama de valores em que ocorre exatamente o contrário. Deste modo, apenas com os resultados obtidos através do *level cross counting*, não é possível concluir se a operação da frota Epsilon TB-30 na FAP é ou não mais severa que a considerada pelo fabricante. Por conseguinte, torna-se necessário efetuar um estudo complementar de cálculo de dano acumulado e de propagação de fissuras.

4.2 Dados SHM TB-30

Após a instrumentação da aeronave descrita no capítulo 3, procedeu-se à recolha e análise de dados provenientes do sistema SHM TB-30. Primeiramente, são apresentados dados obtidos com a aeronave no solo e posteriormente dados monitorizados em voo. Finalmente, é realizada uma validação dos resultados de tensão obtidos através de uma comparação com modelos teóricos.

Os sensores instalados permitem monitorizar extensão nas localizações críticas e aceleração no CG da aeronave, enviando os dados para o DAU através das ligações físicas que foram estabelecidas com o *routing* mencionado no capítulo 3. Por sua vez, o DAU armazena dados provenientes dos extensómetros e do acelerómetro em *counts*, sendo que cada pacote de dados lido a partir dos sensores tem capacidade para 65535 *counts*.

Para que sejam lidos valores nas grandezas físicas pretendidas e segundo informação fornecida pela Direção de Engenharia e Programas, aplicaram-se as expressões 44 e 45 de acordo com as especificações do extensómetro [33] e do acelerómetro [34], nas quais $V_{\epsilon=0}$ é o valor de tensão elétrica para uma extensão nula (tabela 8), relacionando *counts* com extensão e fator de carga, respetivamente.

$$\mu\epsilon = \frac{(0.6 \times \frac{\text{count}}{65535} - 0.3 - V_{\epsilon=0})}{102.5 \times 10^{-6}} \quad (44) \quad N_z = 14.016 \times \frac{\text{count}}{65535} - 3.996 \quad (45)$$

4.2.1 Dados no solo

A análise dos dados obtidos com a aeronave no solo permite uma validação do sistema antes de serem recolhidos dados em voo. Segundo a Lei de *Hooke*, no regime elástico a tensão depende linearmente da extensão num material. Assim,

multiplicaram-se dados de extensão pelo módulo de Young $E = 73.1GPa$ de uma liga de alumínio 2024-T351, a fim de se obter os valores de tensão existentes nas localizações críticas.

Os resultados da análise de dados recolhidos no solo para o extensômetro 1, instalado na localização $S1002$, ilustrada na figura 28, em que foi aplicado o valor do *offset* do cenário 1, apresentado na tabela 8, correspondem a um fator de carga unitário ($N_z = 1$) e a uma tensão nula na localização crítica ($\sigma = 0MPa$). Estes valores estão de acordo com o esperado para a condição de aeronave no solo, permitindo uma validação dos resultados provenientes do DAU.

4.2.2 Dados de voo

O principal objetivo da instrumentação descrita no capítulo 3 é a recolha e armazenamento de dados de voo. Após a realização de alguns voos com o sistema SHM TB-30 instalado na aeronave, a recolher dados com uma frequência de $512Hz$, procedeu-se à análise dos mesmos.

A sensibilidade do acelerómetro instalado no CG da aeronave permite a deteção de vibrações causadas pelo funcionamento de diversos componentes da aeronave, nomeadamente componentes do motor. Para se obter uma sequência de pontos que retratem verdadeiramente a variação temporal do fator de carga imposta pelo piloto da aeronave durante um voo, é necessário filtrar as referidas vibrações. Para tal, optou-se por aplicar um filtro passa-baixo com uma frequência de corte inferior às frequências detetadas pelo sistema para os vários componentes da aeronave.

Com o objetivo de perceber qual o valor de frequência de corte mais adequado a ser aplicado ao espectro proveniente do sistema SHM TB-30, realizou-se uma análise do sinal no domínio da frequência através da capacidade do *software Matlab* de calcular a Transformada de *Fourier* (FFT) de um espectro no domínio do tempo. Selecionando um segmento de sinal periódico de $100s$, em que a aeronave se encontra no solo com o motor em funcionamento, observou-se que as oscilações de fator de carga captadas pelo acelerómetro são de aproximadamente ± 0.3 em torno de $N_z = 1$.

Convertendo o sinal no domínio do tempo para o domínio da frequência, utilizando a FFT, obtiveram-se os resultados apresentados na figura 42, na qual são também indicados os valores típicos de frequência [35] do motor da aeronave.

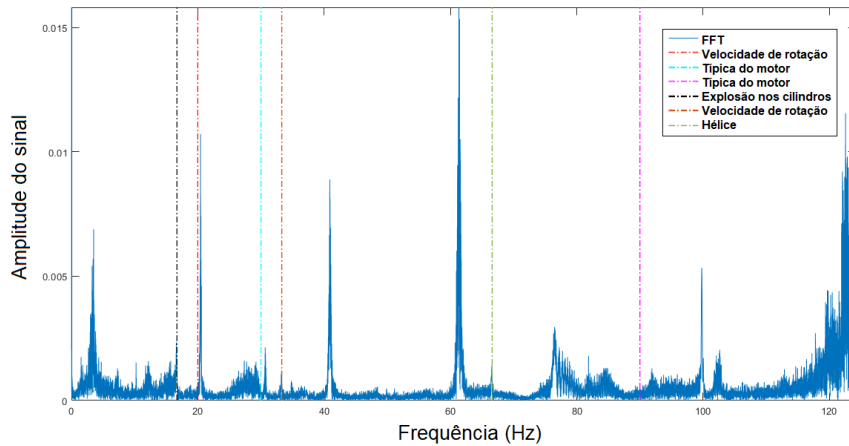


Figura 42: Fator de carga no domínio da frequência com a aeronave no solo

Pretende-se analisar o sinal produzido pela variação temporal do fator de carga imposta pelo piloto da aeronave, desprezando-se todas as frequências indicadas a traço interrompido na figura 42. Para tal, selecionou-se uma frequência de corte igual a $5Hz$, valor de frequência inferior aos indicados a traço interrompido na figura 42.

O resultado da aplicação do filtro passa-baixo de 2ª ordem com a frequência de corte indicada é apresentado nas figuras 43 (a) e (b), na qual se pode observar a azul o espectro original (extraído do DAU) e a laranja o espectro filtrado, sendo possível observar que as oscilações provocadas pelo funcionamento de diversos componentes na aeronave são significativamente atenuadas. Na figura 43 (b), é efetuada uma ampliação do segmento limitado a traço interrompido na figura 43 (a).

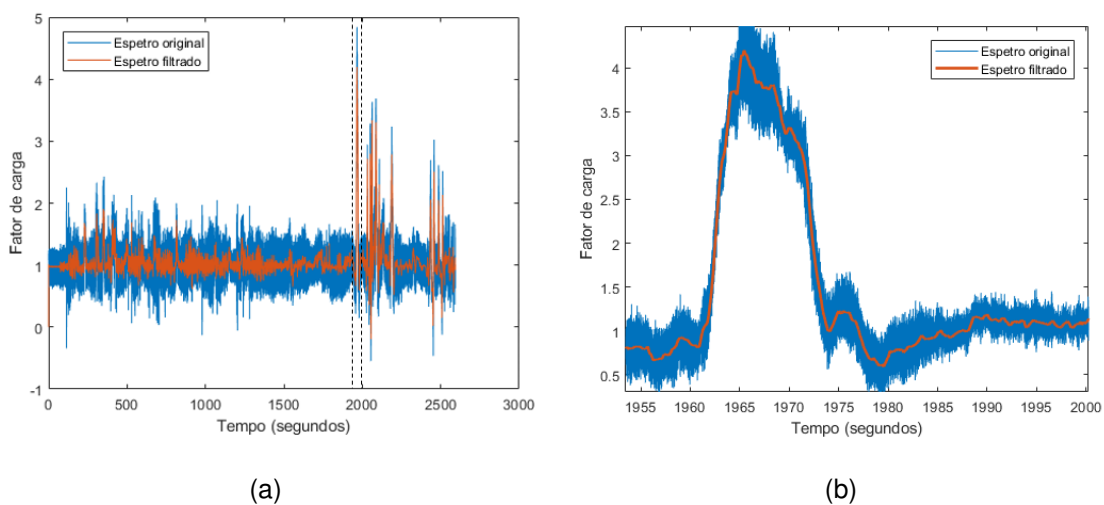


Figura 43: (a) Espectros de fator de carga original e filtrado; (b) Ampliação dos espectros

Após a obtenção dos valores de fator de carga do CG representativos da operação

da aeronave, procedeu-se à obtenção das FT que relacionam o fator de carga no CG da aeronave com as tensões nas localizações críticas da aeronave e à posterior comparação com as FT obtidas por Silva [3].

Na figura 44 (a), é apresentada a evolução temporal do fator de carga no CG da aeronave e a tensão na localização crítica $S1002$ (na qual está colocado o extensómetro nº1) ao longo de um voo. Através da figura 44 (b), em que é apresentada uma ampliação do segmento limitado a traço interrompido na figura 44 (a), observa-se um aumento da tensão na localização crítica quando há um aumento do fator de carga no CG.

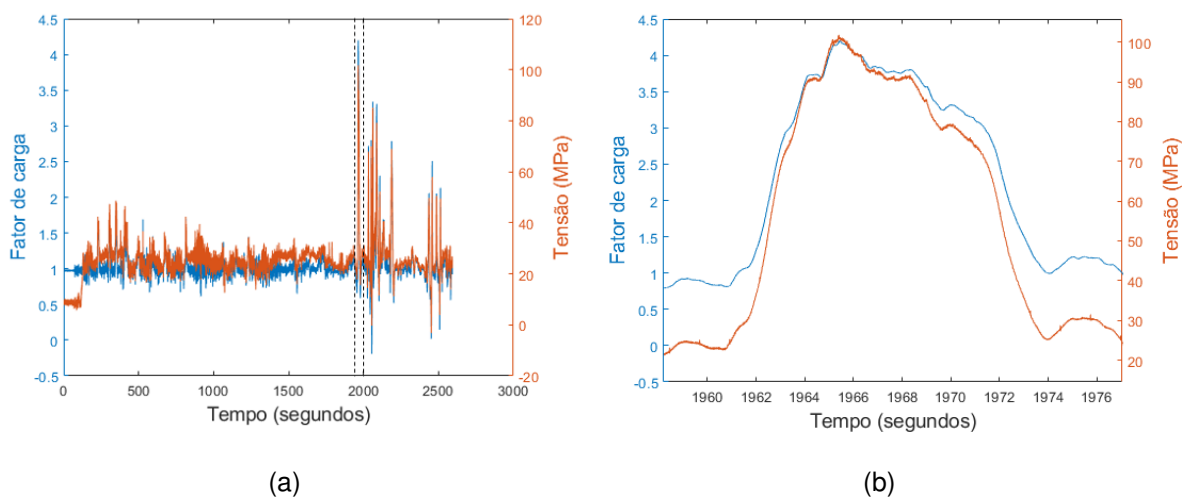


Figura 44: Fator de carga no CG e tensão na localização $S1002$

Nas figuras 45 (a), (b), (c) e (d) é possível observar a relação linear entre o fator de carga no CG e as tensões nas localizações $S1002$, $S1004$, $S1001$ e $S1005$ que permitiu a definição das FT apresentadas nas expressões 46 a 49.

$$\sigma_{S1002} = 24.98N_z - 1 \quad (46)$$

$$\sigma_{S1004} = 21.15N_z + 2.68 \quad (48)$$

$$\sigma_{S1001} = -21.55N_z - 4.65 \quad (47)$$

$$\sigma_{S1005} = 38.18N_z + 4.81 \quad (49)$$

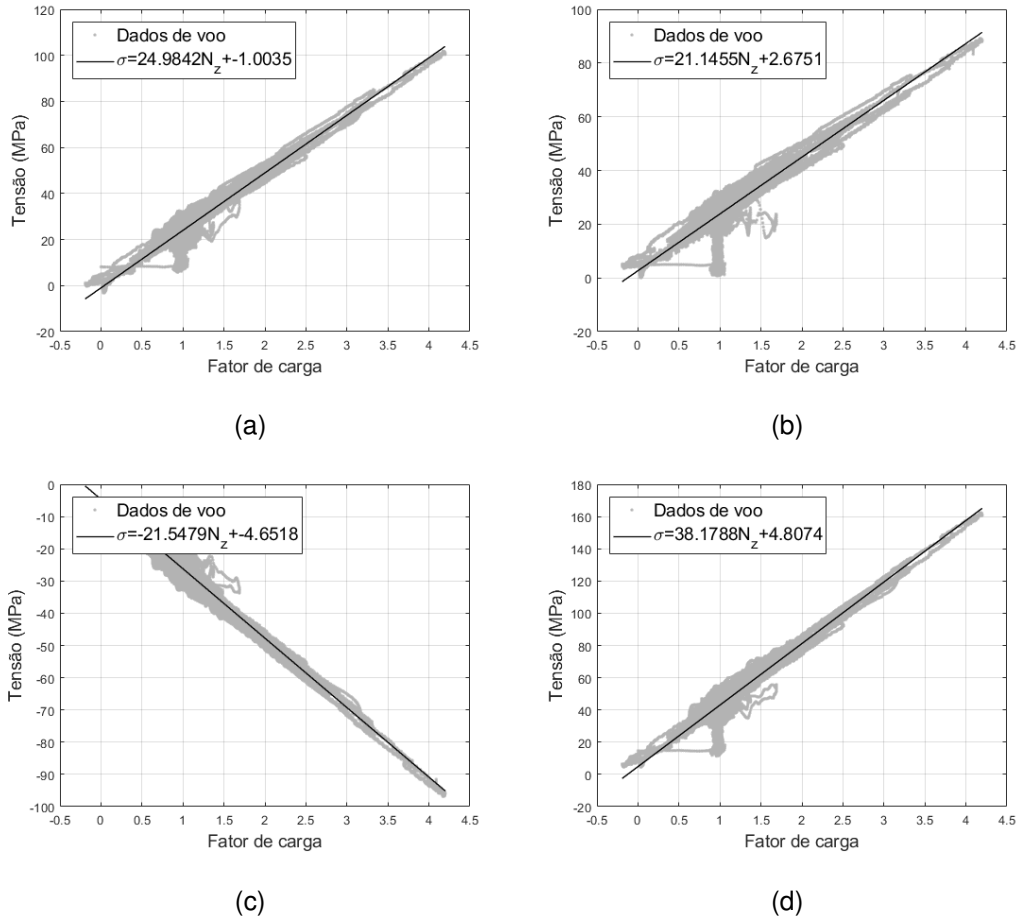


Figura 45: FT para as localizações *S1002* (a), *S1004* (b), *S1001* (c) e *S1005* (d)

Após a obtenção das FT, realizou-se uma comparação das mesmas com as funções transferência obtidas por Silva [3] em 2003, através da figura 46. Esta instrumentação compreendeu apenas a instalação de extensômetros em duas das localizações utilizadas no sistema SHM TB-30: *S1002* e *S1005*.

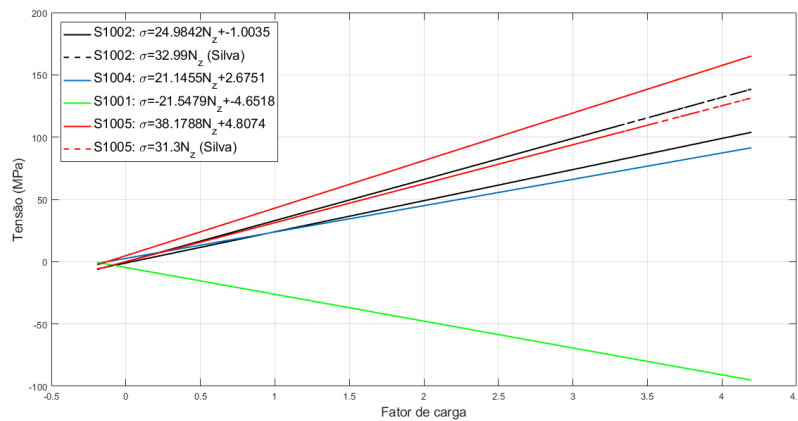


Figura 46: FT obtidas com o sistema SHM TB-30 e na instrumentação de Silva [3]

Na figura 46, pode observar-se, em primeiro lugar, que as funções transferência para as localizações $S1002$, $S1004$ e $S1005$ apresentam um declive positivo, pelo facto das respetivas localizações (travessa do quadro nº 2 e aba inferior da longarina) estarem sujeitas a tração, havendo um aumento da tensão com o aumento do fator de carga a que a aeronave está sujeita. Por outro lado, a localização $S1001$, referente à aba superior da longarina, está sujeita a compressão, apresentando um declive negativo que gera valores negativos de tensão com o aumento do fator de carga.

Em segundo lugar, relativamente à localização $S1005$, relativa ao quadro nº 2, a FT obtida por Silva apresenta um declive inferior à obtida no âmbito da presente instrumentação. O contrário ocorre na localização $S1002$, em que a FT de Silva apresenta um declive superior. Aplicando as referidas funções transferência à gama de valores de fator de carga estudada, é possível analisar as diferenças existentes nos valores de tensão. Assim, na figura 47, são apresentadas as diferenças percentuais dos valores de tensão calculados para as localizações $S1002$ e $S1005$, entre as FT obtidas no SHM e as de Silva [3].

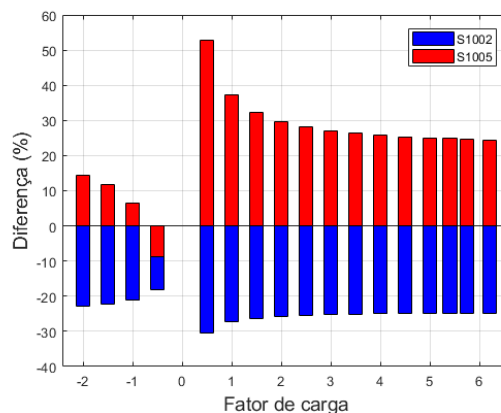


Figura 47: Diferença percentual das tensões nas localizações $S1002$ e $S1005$ entre as obtidas com o SHM e as de Silva

Verifica-se, para a localização $S1002$, uma diminuição entre 18% a 30% das tensões locais provenientes da presente instrumentação comparativamente à instrumentação de Silva. Para a localização $S1005$, observa-se uma diminuição de 8% para $N_z = -0.5$ e, para a restante gama de fatores de carga, um aumento da tensão entre 6% e 37% em relação à instrumentação de Silva.

As diferenças observadas nas funções transferência entre as duas instrumenta-

ções podem ser devidas ao facto de:

- Os extensómetros utilizados não serem iguais nas suas especificações, levando a discrepâncias nas medições realizadas;
- A instalação dos extensómetros não ter sido conduzida de igual forma, sendo desconhecido o procedimento de colagem utilizado. Adicionalmente, na instrumentação de Silva, não se realizaram ensaios laboratoriais, a fim de se analisar a exatidão de medição dos sensores utilizados;
- A recolha de dados em voo realizou-se com um registo periódico a cada 30s. Assim, a aquisição de dados, efetuada a uma frequência de $0.03Hz$, permite que sejam desprezadas ocorrências pertinentes para a obtenção das funções transferência.

4.2.3 Validação de resultados de tensão

Com o objetivo de validar os resultados de tensão obtidos através das FT para as diferentes localizações, realizou-se uma comparação dos mesmos com valores teóricos calculados analiticamente. Para tal, estudou-se o caso em que a aeronave se encontra em voo de nível, no qual é sujeita a um fator de carga unitário. Partiu-se do pressuposto que as forças verticais aplicadas na aeronave em voo de nível são as representadas na figura 48, na qual se pode observar a sustentação gerada pela asa (L_w) que é aplicada no centro aerodinâmico da mesma, a sustentação gerada pelo estabilizador horizontal (L_t), aplicada no centro aerodinâmico do mesmo, e o peso da aeronave W_a que atua no CG da mesma. As distâncias do centro aerodinâmico da asa e do centro aerodinâmico do estabilizador horizontal até ao CG da aeronave são, respetivamente, $l_{cgw} = 58mm$ e $l_{cgt} = 4464mm$ [36].

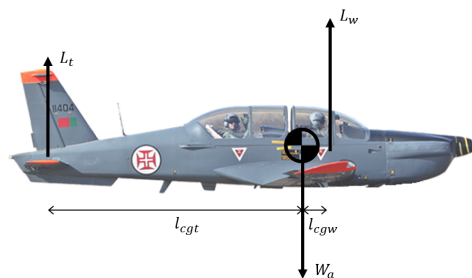
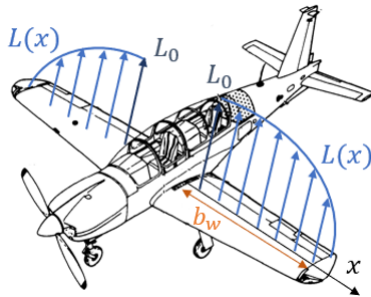


Figura 48: Forças verticais na aeronave em voo de nível e distâncias l_{cgw} e l_{cgt}

A validação dos valores de tensão obtidos é realizada, utilizando as tensões obtidas a partir dos extensómetros 1 (instalado na localização $S1002$) e 4 (instalado na localização $S1001$). As referidas localizações foram seleccionadas pelo facto de estarem situadas à mesma distância da fuselagem da aeronave, tal como se pode observar na figura 28 (a) do capítulo 3.

Para o cálculo da tensão nas duas localizações referidas, assumiu-se, em primeiro lugar, que a asa está sujeita a uma distribuição semi elíptica de sustentação $L(x)$ ilustrada na figura 49 e descrita pela expressão 50.



$$L(x) = L_0 \sqrt{1 - \left(\frac{x}{b_w}\right)^2} \quad (50)$$

Figura 49: Sustentação na asa $L(x)$

Numa viga, segundo *Beer e Johnston* [37], o esforço transversal $V(x)$ é dado pela integração da função que descreve a carga aplicada, de acordo com a equação 51.

$$\begin{aligned} V(x) &= \int_x^{b_w} L(x) dx = \int_x^{b_w} L_0 \sqrt{1 - \left(\frac{x}{b_w}\right)^2} dx = \\ &= \frac{-L_0(2b_w^2 \arcsin\left(\frac{x}{b_w}\right) + 2x\sqrt{b_w^2 - x^2} - b_w^2\pi)}{4b_w} \end{aligned} \quad (51)$$

Segundo os mesmos autores [37], o momento fletor $M(x)$ é dado pela integração da função que descreve o esforço transversal $V(x)$, dada pela expressão 52.

$$\begin{aligned} M(x) &= \int_x^{b_w} V(x) dx = \\ &= \frac{L_0(6b_w^2 x \arcsin\left(\frac{x}{b_w}\right) - 2(b_w^2 - x^2)^{1.5} + 6b_w^2 \sqrt{b_w^2 - x^2} - 3b_w^2 \pi x)}{12b_w} \end{aligned} \quad (52)$$

Para se obter o valor de sustentação na raiz das asas L_0 , apresentado na figura 49, procedeu-se ao equilíbrio de forças verticais aplicadas na aeronave e ao equilíbrio de momentos em torno do CG da aeronave para voo de nível (fator de carga $N_z = 1$). As

forças de sustentação no estabilizador horizontal e na asa são dadas respetivamente pelas expressões 53 e 54.

$$L_t = \frac{1}{2}\rho C_{L_t} S_t V_e^2 \quad (53) \quad L_w = \frac{1}{2}\rho C_{L_w} S_w V_e^2 \quad (54)$$

O equilíbrio de forças verticais na aeronave e o equilíbrio de momentos em torno do CG da aeronave é descrito pelo sistema de equações 55.

$$\begin{cases} W_a = L_w + L_t \\ L_w \times l_{cgw} - L_t \times l_{cgt} = 0 \end{cases} \quad (55)$$

Sabendo que a aeronave tem uma massa aproximada de $m = 1250 \text{ kg}$ e substituindo as expressões 53 e 54 no sistema de equações 55, obtiveram-se valores de força de sustentação gerada pela asa e pelo estabilizador horizontal de $L_w = 12105 \text{ N}$ e $L_t = 157 \text{ N}$, respetivamente. Posteriormente, calculou-se o valor da sustentação na raiz da asa L_0 , através da expressão 56, igualando o valor da sustentação total gerada na asa (que é traduzido pelo integral de $L(x)$ ao longo da envergadura asa) ao valor de L_w calculado anteriormente.

$$2 \times \int_0^{b_w} L(x) dx = L_w \Rightarrow L_0 = 2527 \text{ N} \quad (56)$$

Após a obtenção do valor de $L_0 = 2527 \text{ N}$ e, sabendo que a distância a que as localizações em estudo ($S1002$ e $S1001$) se encontram da ligação asa-fuselagem é $x = 0.243 \text{ m}$, calculou-se o momento fletor existente na secção transversal das referidas localizações. Para tal, substituíram-se na expressão 52 os valores $L_0 = 2527 \text{ N}$, $x = 0.243 \text{ m}$ e $b_w = 3.050 \text{ m}$, obtendo-se um valor de $M(x = 0.243 \text{ m}) = 6438 \text{ N.m}$.

Segundo *Megson* [38], a aplicação de um momento fletor M numa viga encastrada numa das suas extremidades provoca uma tensão axial nas diversas secções transversais da mesma. Adicionalmente, a tensão axial gerada num determinado ponto de uma determinada secção transversal é diretamente proporcional à distância y entre o mesmo e a linha neutra (LN) da secção transversal (conjunto de pontos da secção transversal em que a tensão axial é nula), apresentada na figura 50.

A tensão axial gerada é descrita pela expressão 57, na qual $I = 2.56 \times 10^7 \text{ mm}^4$ é o segundo momento de área da secção transversal apresentada na figura 50 e

$y = \pm 0.110m$ é a distância vertical da LN até à posição onde foram instalados os extensómetros.

$$\sigma = \frac{M \times y}{I} \quad (57)$$

A tensão axial nas duas localizações é calculada para os valores de $y = \pm 0.110m$, obtendo-se $\sigma_{S1002} = -27.6MPa$ e $\sigma_{S1001} = 27.6MPa$. De notar que o facto da secção transversal ser simétrica implica que a LN se situe exatamente no centro da mesma. Assim, no conjunto de pontos localizados acima da LN existe compressão (valores negativos de tensão) e no conjunto de pontos localizados abaixo da LN existe tração (valores positivos de tensão).

A comparação dos resultados obtidos analiticamente com os provenientes da instalação do sistema SHM TB-30 é apresentada na figura 51.

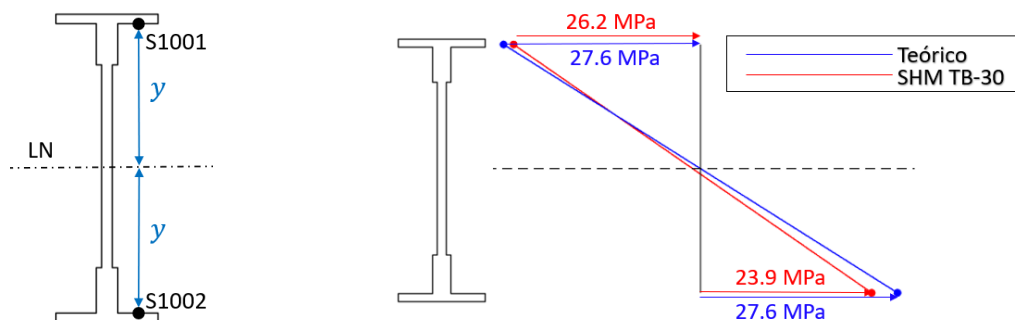


Figura 50: Secção transversal

Figura 51: Comparação de resultados

As tensões nas localizações $S1002$ e $S1001$ apresentam valores de erro relativo iguais a 13% e 5% respetivamente. A magnitude destes valores percentuais indica que, do ponto de vista das tensões locais, os dados recolhidos a partir da instrumentação realizada no âmbito do projeto SHM TB-30 e o posterior tratamento dos mesmos apresentam resultados coerentes com o estudo teórico realizado. Adicionalmente, possibilitam o conhecimento da distribuição de tensões nas localizações críticas da aeronave.

5 Projeto do provete representativo da localização crítica

O presente capítulo é relativo ao projeto do provete representativo da localização crítica da asa da aeronave Epsilon TB-30, considerada pelo fabricante *Daher*. Esta zona é delimitada pelas primeira e segunda nervuras da longarina principal da asa, encontrando-se ilustrada na figura 52(a). Este provete foi projetado para o estudo da propagação de fissuras, permitindo comparar a severidade dos regimes de operação.

Neste capítulo, é apresentada a metodologia para a representação da localização crítica. Numa primeira fase, modelou-se o componente, explicitando-se os aspetos a ter em conta para se obter uma representação fidedigna da localização real. Realizaram-se sucessivas simulações com o MEF e uma análise de convergência de tensões locais no provete. De seguida, validaram-se os resultados obtidos com o MEF através de casos de estudo apresentados na bibliografia.

Posteriormente, estudou-se a influência dos elementos de ligação e da *skin* nas tensões locais do provete. Para tal, recorreu-se à capacidade do *software* de realizar simulações de MEF com contacto entre superfícies e com ligações rebitadas. Por fim, introduziu-se um entalhe para garantir que a fissura propaga a partir do local desejado.

5.1 Modelação geométrica

Dada a ausência de normas para a modelação de provetes com as características desta estrutura, optou-se por modelar esta localização crítica à escala real, com base nos desenhos técnicos da aeronave [39] e apresentados na figura 52(b).

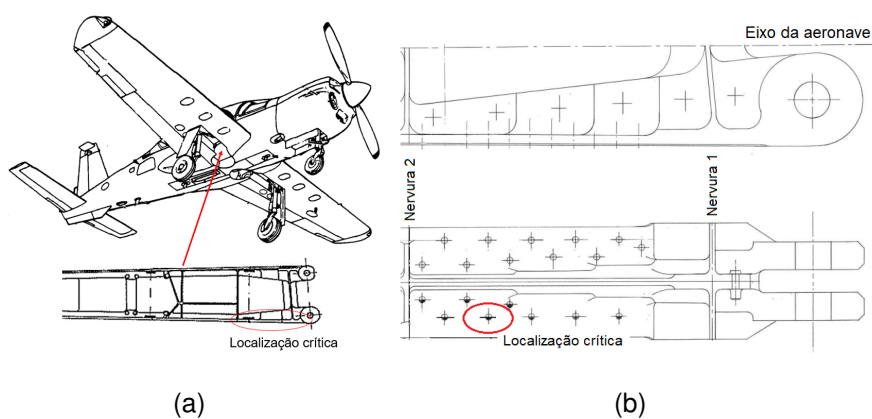


Figura 52: (a) Localização crítica; (b) Desenhos técnicos do fabricante *Daher* [39]

A modelação da estrutura foi realizada com recurso ao *software Siemens NX 12.0* que tem capacidade para modelação geométrica e realização de simulações utilizando o MEF. A longarina apresenta inúmeros furos, destinados à colocação de rebites, que são a causa da concentração de tensões e potenciam o aparecimento de fissuras no componente. Desta forma, os referidos furos foram incluídos no provete, sendo modelados de acordo com as suas dimensões e localização na longarina.

Segundo os testes realizados à escala real no CEAT, o aparecimento de fissuras nesta localização crítica deu-se no quinto furo a partir da primeira nervura da longarina principal, no lado do bordo de fuga da asa. Deste modo, durante a modelação do provete, inseriu-se um entalhe de canto com a forma de um quarto de círculo na base do mesmo com objetivo de forçar a propagação da fissura na localização pretendida.

A secção transversal da longarina apresenta a forma de uma viga em I. Segundo o fabricante, as fissuras e respetiva propagação encontram-se nas abas inferiores da longarina. Assim, inicialmente modelou-se a base da secção de teste com furos nas localizações correspondentes às posições dos rebites. Seguidamente, arbitrou-se uma altura de $13mm$ para a alma da estrutura, valor igual à largura da alma na secção do provete onde se situa o quinto furo.

As dimensões para as extremidades do provete foram seleccionadas de modo a evitar concentração de tensões nas mesmas. Assim, estas apresentam raios de curvatura elevados, bem como a espessura e furos compatíveis com as amarras da máquina servo-hidráulica INSTROM 8502 a utilizar nos ensaios de fadiga. Desta forma, a configuração do provete é a apresentada na figura 53.

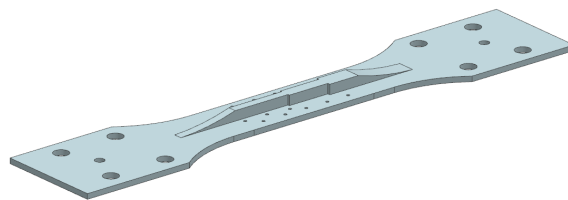


Figura 53: Provete com a modelação das extremidades e da alma

5.2 Aplicação do Método dos Elementos Finitos

Com o objetivo de estudar as tensões presentes no provete aquando da aplicação de uma carga axial, recorreu-se ao MEF através do *software Siemens NX 12.0*.

Modelado o componente, gerou-se uma malha e definiram-se condições de fronteira para as simulações necessárias. Para tal, optou-se por utilizar elementos hexaédricos de 20 nós que, segundo *Wang* [40], apresentam uma elevada robustez para análises estáticas, exigindo também maiores requisitos computacionais.

Selecionado o tipo de elemento e gerada a respetiva malha, o provete adquire graus de liberdade de translação e rotação. Atribuíram-se as seguintes propriedades mecânicas: Módulo de Elasticidade $E = 73.1GPa$ e coeficiente de Poisson $\nu = 0.33$ correspondentes a uma liga de alumínio 2024-T351 [41].

Como nos ensaios laboratoriais descritos no capítulo 6.3 se colocaram amarras nas extremidades do provete, em que uma das extremidades é encastrada e na outra é aplicada uma carga axial de tração com amplitude variável, aplicaram-se as referidas condições de fronteira ao provete modelado. Por conseguinte, com o objetivo de observar a distribuição de tensões num ensaio de tração uniaxial, optou-se por restringir totalmente os graus de liberdade da extremidade fixa e aplicar uma carga axial estática à extremidade do provete nas suas superfícies de maior área. Adicionalmente, tendo em conta que as amarras fixas às duas extremidades do provete se encontram alinhadas, optou-se por restringir os nós da extremidade móvel para que esta se mova unicamente no sentido de aplicação da força. O modelo de elementos finitos do provete, com as respetivas condições de fronteira, encontra-se ilustrado na figura 54 (a).

Torna-se pertinente analisar os valores de tensão nos furos dos rebites. É de esperar que a tensão máxima ocorra nestes locais pois, como referido, promovem a concentração de tensões devido às mudanças bruscas de geometria que apresentam. Realizando simulações com as condições de fronteira impostas, concluiu-se que, ao refinar globalmente a malha do provete, o ponto que apresentava tensão máxima variava. Tal acontece pelo facto de todos os furos promoverem a concentração de tensões de igual forma, devido ao igual valor do seu diâmetro.

Com isto, optou-se por analisar a tensão apenas no quinto furo a partir da primeira nervura. Após vários refinamentos locais da malha em redor do mesmo, obtiveram-se valores da tensão local nos lados interior e exterior do respetivo furo. A distribuição de tensões no provete, as localizações estudadas nos refinamentos locais da malha e a análise de convergência das tensões locais encontram-se apresentados nas figuras

54 (b) e 55.

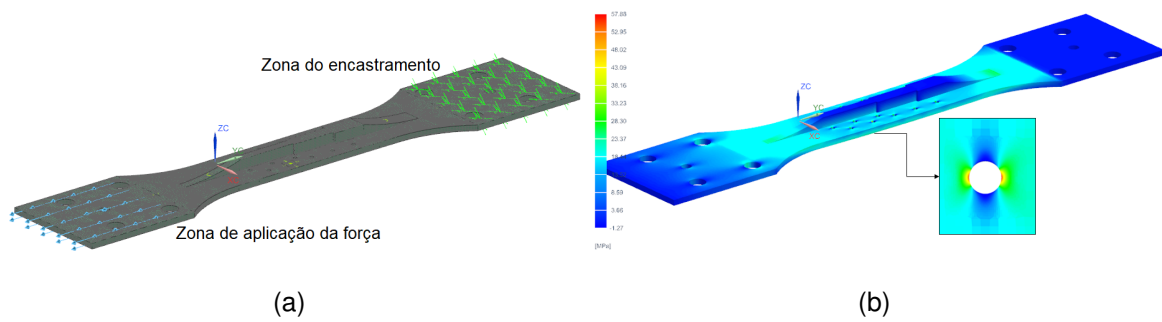


Figura 54: (a) Modelo de elementos finitos e (b) distribuição de tensões no provete

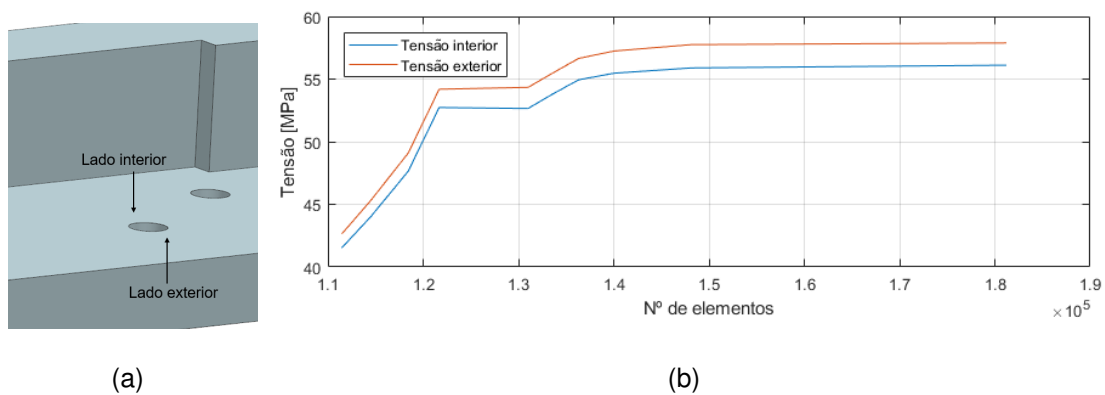


Figura 55: (a) Lados interior e exterior do furo; (b) Convergência da tensão local

Devido a limitações computacionais e ao facto do valor da tensão local não variar significativamente, como se pode observar na figura 55(b), optou-se por finalizar a análise da convergência de malha com aproximadamente 180000 elementos. Desta forma, observa-se que a tensão no lado exterior do furo é superior à do lado interior do mesmo, convergindo para um valor máximo de aproximadamente $58MPa$.

5.3 Validação dos resultados do Método dos Elementos Finitos

A validação de resultados, através da comparação com modelos teóricos, permite obter confiança nos resultados provenientes do MEF implementado no *software Siemens NX 12.0*. Para tal, compararam-se os resultados obtidos com o MEF com dois casos de estudo abordados por *Peterson* [12]. Esta comparação foi realizada através do cálculo do desvio percentual entre o fator de concentração de tensões K_T obtido pelo MEF e o calculado com base na referida bibliografia.

O primeiro caso retrata uma placa sujeita a tração uniaxial com um furo a uma determinada distância da aresta lateral. Para efeitos deste estudo, denominou-se esta situação como Caso 1, sendo apresentada na figura 56 (a). O segundo caso, denominado Caso 2, contempla uma placa sujeita a tração uniaxial com uma sequência de três furos formando um triângulo equilátero, ilustrado na figura 56 (b). Em ambas as situações, procedeu-se à comparação e cálculo do desvio percentual do fator de concentração de tensões K_T , considerando como valor de referência o valor estipulado por *Peterson* [12].

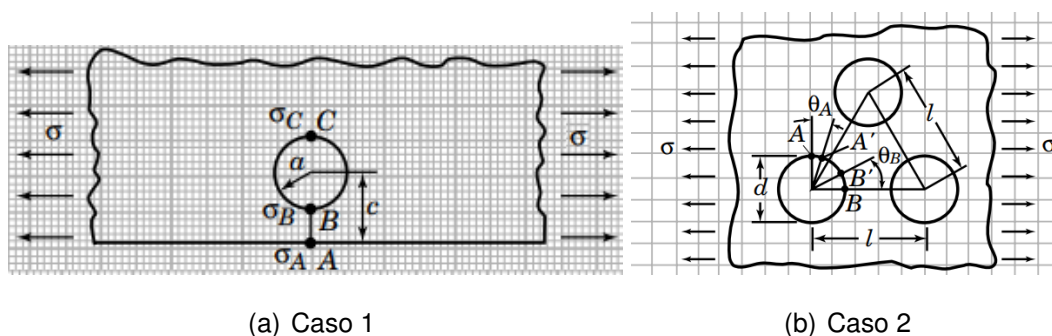


Figura 56: Casos de estudo abordados por *Peterson* [12]

É de notar que nenhum dos casos apresentados retrata a situação real. No entanto, na ausência de valores teóricos que melhor se aproximem da situação em estudo, optou-se por validar os resultados obtidos com base nos dois casos apresentados. No caso 2, em que os furos estão igualmente distanciados formando um triângulo equilátero, optou-se por estudar duas situações distintas. Tendo em conta que os furos existentes no provete formam um triângulo isósceles e não equilátero, estudou-se o caso em que estes estariam separados pela maior e menor distâncias do triângulo isósceles, denominando-se Casos 2 (a) e 2 (b), respetivamente.

Realizando sucessivas simulações com o MEF e efetuando os cálculos apresentados em [12] para os lados exterior e interior do furo estudado, obtiveram-se os resultados apresentados nas tabelas 9 e 10.

Tabela 9: Resultados de K_T nas localizações B e C do Caso 1 aplicado ao provete

	K_T <i>Peterson</i>	K_T MEF	Desvio (%)
Localização B	5.42	5.67	4.74
Localização C	5.34	5.5	6.18

Tabela 10: Resultados de K_T do Caso 2 (a) e (b) aplicado ao provete

	K_T Peterson	K_T MEF	Desvio (%)
Caso 2 (a)	5.78	5.5	4.98
Caso 2 (b)	6.41	5.5	10.41

O valor dos desvios apresentados é justificado pelo facto da comparação ter sido realizada utilizando casos que não correspondem ao presente caso de estudo. No entanto, estes são uma referência que permite avaliar a ordem de grandeza do valor esperado para a tensão local e validar os resultados obtidos com o MEF.

5.4 Influência dos elementos de ligação e da *skin*

O elemento estrutural em estudo encontra-se acoplado a um painel designado por *skin*, produzido numa liga de alumínio 2024-T351, que permite a passagem de um escoamento de ar na sua superfície exterior e, conseqüentemente, a existência de forças aerodinâmicas essenciais para o voo. A ligação da *skin* à longarina é feita através de rebites produzidos numa liga de alumínio 2017 com $4mm$ de diâmetro.

Dado que se optou por representar a localização crítica à escala real, torna-se pertinente estudar de que forma a *skin* e os rebites influenciam as tensões locais nos furos. Para o efeito, realizaram-se simulações de tração uniaxial, semelhantes aos efetuados na secção 5.2, incluindo-se uma *skin* com $1mm$ de espessura e elementos de ligação posicionados nos furos do provete. A *skin* é acoplada à base da secção de teste do provete através dos referidos elementos de ligação que permitem a passagem de tensões para a mesma, não existindo cargas externas aplicadas diretamente na *skin*. A configuração estudada é ilustrada na figura 57.

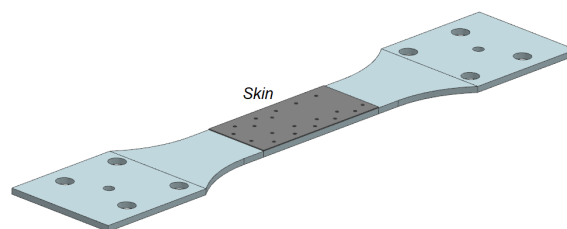


Figura 57: Configuração do provete com a *skin* e elementos de ligação

Para um determinado refinamento global da malha, obtiveram-se resultados da

tensão local no furo estudado na secção 5.2, permitindo observar a variação da tensão local provocada pela presença da *skin* e dos rebites.

As simulações com a *skin* e os elementos de ligação efetuaram-se, admitindo que as propriedades mecânicas dos elementos de ligação são compatíveis com uma liga de alumínio 2017, sendo o módulo de Young $E = 72.4GPa$ e o coeficiente de Poisson $\nu = 0.33$ [42]. Como os referidos componentes se destinam à ligação de duas superfícies, é necessário definir a tensão de compressão criada pelo mesmo quando é inserido e pressionado no local da ligação. A carga exercida garante a ligação da *skin* à longarina e é designada *clamp force*. Para as simulações realizadas assumiu-se um valor de *clamp force* igual a $978kN$, correspondente ao valor da tensão última σ_{UTS} do elemento de ligação. Como a superfície da base da secção de teste está em contacto com a superfície da *skin*, é necessário definir um coeficiente de atrito entre as mesmas, sendo $\mu_s = 1.35$ para duas superfícies de alumínio [43].

As condições de fronteira do modelo são as mesmas das simulações realizadas na secção 5.2 em que uma das extremidades do provete está encastrada, sendo aplicada uma carga axial na extremidade oposta. As malhas utilizadas nos modelos deste estudo não foram refinadas ao nível das anteriores devido ao facto das simulações com contacto entre superfícies exigirem um elevado esforço computacional. Para cada refinamento realizado, observaram-se as tensões locais no quinto furo, a partir da primeira nervura no lado exterior do provete, permitindo o cálculo da diferença percentual de tensão entre os casos da presença e ausência da *skin*. Os resultados encontram-se apresentados na figura 58.

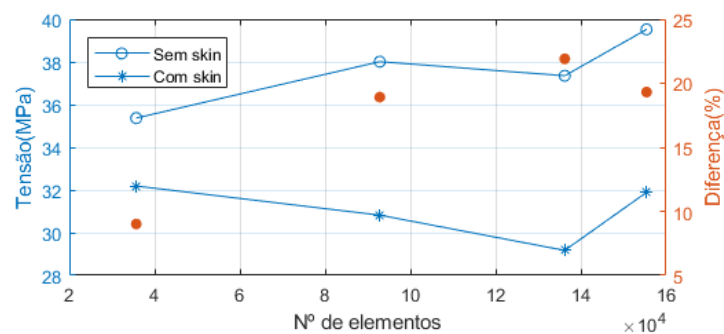


Figura 58: Tensões locais no provete com e sem *skin* e diferença percentual

As simulações de elementos finitos com *skin* e elementos de ligação permitem concluir que existe uma redução das tensões locais no provete de aproximadamente

20% para os lados exterior e interior do mesmo. A redução da tensão local no furo no provete deve-se ao facto de haver uma passagem de carga para a *skin* devido à presença do elemento de ligação. Para os ensaios laboratoriais de fadiga descritos no capítulo 6.3, a propagação de fissuras é acelerada quanto maior for a tensão na localização crítica. Por este motivo, o provete representativo utilizado nos ensaios de fadiga não contempla a existência dos referidos componentes.

5.5 Introdução do entalhe e geometria final do provete

No âmbito dos ensaios de fadiga, é importante ter a certeza que a propagação da fenda ocorre no furo desejado. Sabendo que o aparecimento de fissuras ocorreu no quinto furo, de acordo com a figura 59 (a), introduziu-se, por eletroerosão, um entalhe com a forma de um quarto de círculo e $0.5mm$ de raio na base do provete e orientado para o lado exterior do mesmo. Para além da propagação da fissura se iniciar neste furo, a duração dos ensaios de fadiga é significativamente reduzida, comparativamente ao caso de não existir um entalhe, sendo benéfico para a realização da componente experimental deste estudo.

Finalizou-se o projeto do provete representativo da localização crítica com a introdução de melhorias geométricas no mesmo, de modo a garantir a inexistência de concentração de tensões nos raios de concordância do provete. Assim, arredondaram-se as arestas perpendiculares à aplicação da carga de tração, tal como acontece na estrutura real da longarina. A configuração final é apresentada na figura 59 (b).

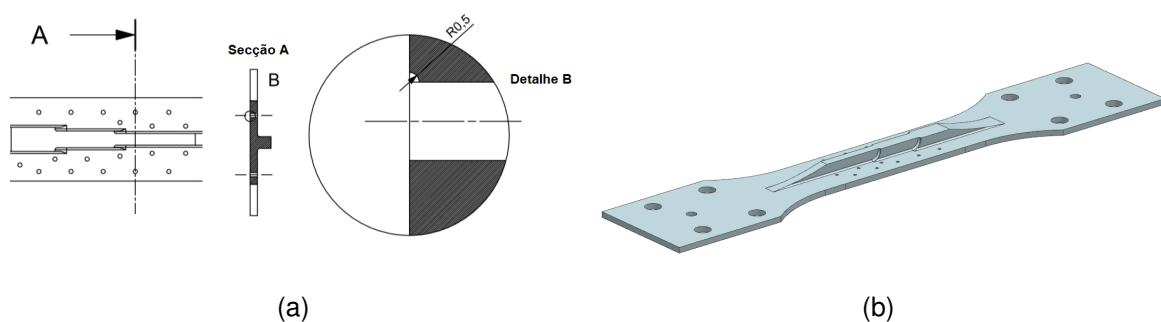


Figura 59: (a) Entalhe introduzido no provete; (b) Provete representativo da localização crítica

6 Comparação da severidade

No presente capítulo é apresentado o estudo relativo à comparação da severidade entre operação da frota da FAP e a operação considerada pelo fabricante na fase de projeto da aeronave. Este capítulo encontra-se dividido em três secções: a geração de sequências de carga aleatórias, o cálculo do dano acumulado e a propagação de fissuras. Na secção relativa à geração de sequências de carga aleatórias, é descrita a metodologia utilizada para, a partir do espectro de carga acumulado de $1000HV$ proveniente da secção 4.1, se obter duas sequências de carga aleatórias, sendo representativas de cada um dos regimes de operação.

Na secção seguinte, é apresentado o estudo relativo ao cálculo do dano acumulado baseado na Regra de *Miner*. Este foi efetuado de duas formas distintas: a partir das sequências de carga aleatórias e a partir dos espectros de carga acumulados. Assim, na primeira abordagem, calculou-se o rácio entre número de ciclos realizados e o número de ciclos até à falha, tal como descrito na secção 2.7.1. A segunda abordagem foi implementada pelo fabricante da aeronave e utiliza os espectros de carga acumulados relativos a $1000HV$, tal como apresentado na secção 2.7.2.

O estudo da propagação de fissuras inclui uma abordagem numérica, através de simulações realizadas no *software* de propagação de fissuras *AFGROW*® e de um modelo de elementos finitos desenvolvido no *software* *ABAQUS*® e uma abordagem experimental, através da realização de ensaios de fadiga. Ambas as abordagens utilizam as sequências de carga aleatórias descritas na primeira secção do presente capítulo e o provete ilustrado no capítulo 5.

6.1 Geração de sequências de carga aleatórias

A metodologia para geração de sequências de carga aleatórias foi utilizada em estudos anteriores de fadiga por Silva [3] e Serrano [5]. Através do *software* *Matlab*, implementou-se a referida metodologia de acordo com as regras seguintes:

1. Calcularam-se as ocorrências efetivas a partir das ocorrências acumuladas, subtraindo ao número de ocorrências de um determinado patamar de fator de carga o número de ocorrências contabilizado no patamar seguinte;

2. Consideraram-se as ocorrências dos patamares de fator de carga superiores a 1, atribuindo-se aos picos os valores 1.5, 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5, 5, 5.4, 5.75 e 6.2;
3. Ordenaram-se os picos referidos numa sequência aleatória;
4. Colocou-se um vale igual a 0.5 a seguir aos picos de 1.5, 2, 2.5, 3 e 3.5;
5. Colocou-se um vale igual a -0.5 a seguir aos picos de 4, 4.5, 5, 5.4, 5.75 e 6.2.

Deste modo, os espectros aleatórios incluem ciclos cujos vales apresentam um valor mínimo $N_{z_{min}}$ e os picos apresentam um valor máximo $N_{z_{max}}$ e um rácio R entre os mesmos, sendo apresentados na tabela 11.

Tabela 11: Valores de referência para os ciclos dos espectros aleatórios gerados

$N_{z_{max}}$	1.5	2	2.5	3	3.5	4	4.5	5	5.4	5.75	6.2
$N_{z_{min}}$	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5	-0.5
R	0.33	0.25	0.20	0.17	0.14	-0.13	-0.11	-0.1	-0.09	-0.09	-0.08

O *output* da geração de sequências de carga aleatórias implementada no *software Matlab* consiste numa sequência de valores de fator de carga relativos aos picos e vales dos diferentes ciclos.

6.2 Cálculo do dano acumulado

A primeira abordagem utilizada para a comparação da severidade de operação da FAP com a operação de referência considerada pelo fabricante foi o cálculo do dano acumulado. Este cálculo foi efetuado de duas formas: a primeira é baseada nas sequências de carga aleatórias geradas na secção 6.1 e o segundo método, descrito na secção 2.7.2, parte do espectro acumulado da FAP (obtido na secção 4.1.7) e do espectro de referência considerado pelo fabricante [2]. Para ambos os casos, foram implementados algoritmos no *software Matlab*, permitindo quantificar o dano acumulado.

6.2.1 Sequências de carga aleatórias

No caso das sequências de carga aleatórias, o cálculo do dano acumulado compreende, tal como referido na secção 2.7, a soma dos rácios entre o número de ciclos

realizados N e o número de ciclos até à falha N_f , de acordo com a expressão 31. Deste modo, aplicou-se o cálculo linear do dano às sequências de carga aleatórias descritas no capítulo 6.1, nas quais o número de ciclos até à falha é obtido através das curvas S-N relativas ao material em estudo, devendo-se ter em conta a amplitude de tensão e a tensão média aplicadas.

Assim, o algoritmo implementado para calcular o dano acumulado com as sequências aleatórias de carga inclui as seguintes etapas:

1. Carregamento do ficheiro *excel* com a sequência de carga aleatória, no qual constam os valores de fator de carga mínimo $N_{z_{min}}$, máximo $N_{z_{max}}$ e o rácio R entre os mesmos. As possibilidades de valores presentes nas sequências de carga aleatórias são as apresentados na tabela 6.2.1 do capítulo 6.1;
2. Cálculo dos valores de tensão mínimos e máximos correspondentes aos valores de fator de carga, através da FT apresentada na expressão 46, referente à localização *S1002*;
3. Cálculo do número de ciclos até à falha N_f para cada ciclo caracterizado por um valor de tensão mínima σ_{min} , tensão máxima σ_{max} e o rácio R entre os mesmos, através das curvas S-N para uma liga de alumínio 2024-T351 [44]. Dado que os fatores de concentração de tensões apresentados na tabela 9 do capítulo 5 apresentam valores de 5.5 e 5.67 (lados exterior e interior do furo), optou-se por utilizar as curvas S-N para $K_T = 5$ descritas pela expressão 58.

$$\log N_f = 8.9 - 3.73 \times \log[(0.145 \times \sigma_{max} \times (1 - R)^{0.56}) - 3.9] \quad (58)$$

Os valores de $N_{z_{max}}$, R e σ_{max} que constituem os espetros aleatórios gerados no capítulo 6.1 são apresentados na tabela 6.2.1, para os quais se calculou o número de ciclos até à falha de acordo com a expressão 58.

Tabela 12: Características das sequências de carga aleatórias

$N_{z_{max}}$	R	$\sigma_{max}(MPa)$	N_f
1.5	0.33	36.5	5.665×10^{10}
2	0.25	49	4.576×10^7
2.5	0.20	61.5	4.631×10^6
3	0.17	74	1.135×10^6

3.5	0.14	86.5	410036
4	-0.13	99	184531
4.5	-0.11	111.5	51710
5	-0.1	124	32031
5.4	-0.09	134	22726
5.75	-0.09	142.75	17238
6.2	-0.08	154	12423

Para as duas sequências de carga geradas (relativas à FAP e ao fabricante), em que cada uma apresenta um total de 62431 ciclos, incluindo os diversos valores de R , é calculado o dano acumulado através da expressão 31.

Dado que este método calcula o valor do dano acumulado, com base no número de ciclos constituintes das sequências de cargas arbitrárias, os valores absolutos obtidos para os casos FAP e fabricante não têm significado se forem analisados individualmente. No âmbito da comparação da severidade entre os regimes de operação, torna-se necessário calcular a diferença percentual entre os mesmos, para se averiguar qual o espectro que promove um maior valor de dano acumulado. Os resultados obtidos e o respetivo desvio percentual encontram-se na tabela 13.

Tabela 13: Resultados do dano acumulado através das sequências de carga

FAP	Fabricante	Desvio (%)
0.0261	0.0243	7.4

Analisadas as sequências de cargas aleatórias compostas por um igual número de ciclos (para que os pressupostos da comparação sejam válidos), observam-se valores de dano acumulado entre 0 e 1, coerentes com a Regra de *Miner*. Assim, o dano acumulado para a operação da FAP é 7.4% mais elevado, relativamente ao caso de referência, representando um regime de operação mais severo.

6.2.2 Espectros de carga acumulados

A segunda metodologia utilizada para o cálculo do dano acumulado é o método implementado pelo fabricante da aeronave descrito na secção 2.7.2.

Seguindo os passos 1 a 5 apresentados na secção 2.7.2, obtém-se, separadamente, a discretização de valores de fator de carga N_z superiores e inferiores a 1. Estes valores são apresentados nas figuras 60 para os casos FAP (a) e fabricante (b). É de notar que, para o caso FAP e sabendo que este método procede a uma discretização do número de ocorrências acumuladas, optou-se por não contabilizar a inversão do espectro de carga observável nos valores de fator de carga -0.5 e -1 , gerando uma transição mais abrupta nos valores de N_z^+ .

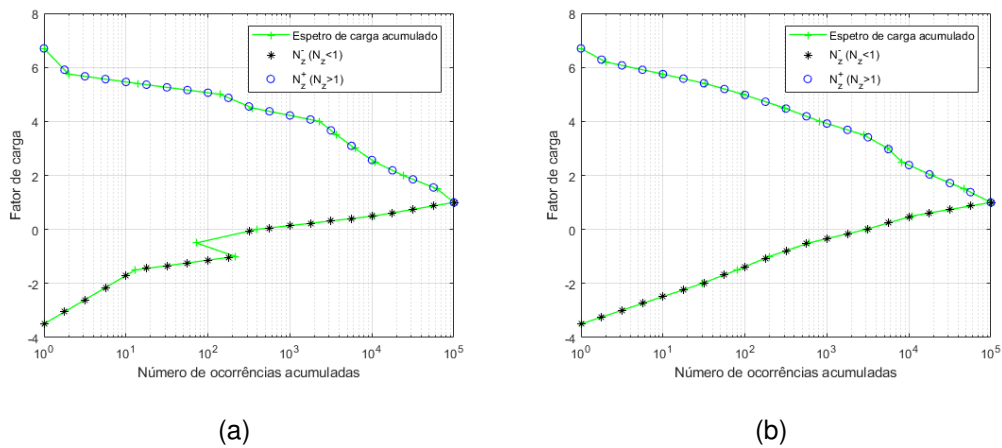


Figura 60: Discretização dos espectros de carga acumulados FAP (a) e fabricante (b)

De acordo com o passo 6, aplicou-se a FT relativa à localização $S1002$ apresentada na expressão 46, obtendo-se os espectros de tensões ilustrados nas figuras 61 (a) para o caso FAP e (b) para o caso fabricante. Adicionalmente, são também apresentados os valores de tensão média e amplitude de tensão para os ciclos de carga definidos pelos valores de tensão σ^+ e σ^- , descritos no passo 7 da mesma secção.

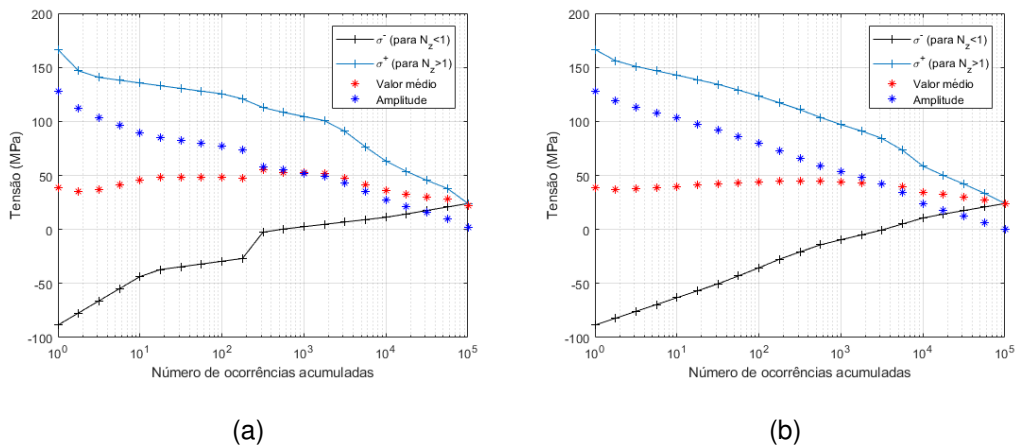


Figura 61: Espectro de tensões FAP (a) e fabricante (b)

Para os ciclos de carga gerados, através da expressão 58, calcularam-se os números de ciclos até à falha N_f para cada conjunto de ciclos. Posteriormente à obtenção dos valores de número de ciclos até à falha para cada um dos ciclos de carga e, de acordo com o ponto 9 apresentado na secção 2.7.2, utilizando a Regra do Trapézio ilustrada na figura 62, obtiveram-se os valores de dano acumulado para cada um dos ciclos de carga. Efetuando o somatório descrito pela Regra de *Miner*, obteve-se o dano acumulado total da tabela 14.

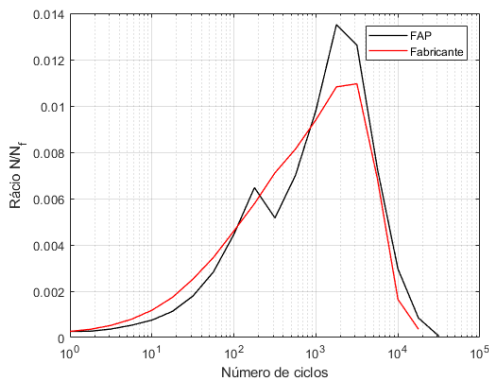


Tabela 14: Dano acumulado

FAP	Fabricante	Desvio (%)
0.0448	0.0439	2.1

Figura 62: Aplicação da regra do trapézio

O cálculo do dano acumulado, realizado segundo o método implementado pelo fabricante, revela que o regime de operação da FAP é cerca de 2.1% mais severo que o regime de referência considerado pelo fabricante. Sendo baseado na Regra de *Miner*, é expectável que a diferença percentual entre os dois regimes de operação fosse semelhante à obtida com a Regra de *Miner* na secção 6.2.1.

A razão para esta discrepância pode ser o facto do método do fabricante, ao discretizar o eixo relativo ao número de ocorrências acumuladas, não ter em conta a inversão no espectro de carga verificada para $N_z < 1$ no caso FAP. Assim, após a obtenção dos valores de tensão apresentados nas figuras 61 (a) e (b), esta metodologia assume a existência de um espectro em que o número de ocorrências acumuladas aumenta continuamente até que se verifique um fator de carga unitário. Tal facto não corresponde à realidade do espectro FAP. Desta forma, a transição observada do 10º para o 11º pontos que discretizam as ocorrências acumuladas na figura 61 (a), gera uma variação de N_f de 27470 para 61253 ciclos, em que o incremento de N é apenas de 178 para 316 ciclos. Assim, no caso FAP, o rácio N/N_f apresenta um máximo relativo de 0.0065 na figura 14, que não acontece no espectro do fabricante.

Tendo em conta as limitações do método do fabricante relativamente à inversão do espectro de carga, a diferença percentual no dano acumulado é coerente com a observada segundo a primeira abordagem, confirmando um regime de operação mais severo por parte da FAP.

6.3 Propagação de fissuras

Alternativamente ao cálculo do dano acumulado, na presente secção é apresentada a propagação de fissuras no provete ilustrado no capítulo 5. A referida metodologia inclui uma componente numérica através dos *softwares AFGROW®* e *ABAQUS®* e uma componente experimental através de ensaios de fadiga realizados no IST.

6.3.1 Simulações *AFGROW®*

A metodologia utilizada nas simulações numéricas compreende, em primeiro lugar, a seleção das geometrias do componente e entalhe. De seguida, a seleção das propriedades mecânicas e de propagação de fissuras de uma liga de alumínio 2024-T351. Finalmente, definiram-se os modelos de propagação de fissuras a utilizar e obtiveram-se resultados relativos ao tamanho da fissura em função do número de ciclos realizados. As simulações numéricas de propagação de fissuras com o *software AFGROW®* realizaram-se com as sequências de carga aleatórias provenientes do capítulo 6.1.

Geometria do componente e entalhe

As geometrias do componente e do entalhe em estudo foram definidas com base na geometria do provete descrito no capítulo 5. O *software AFGROW®* apresenta geometrias predefinidas que possibilitam a escolha da que mais se aproxima do caso de estudo. Assim, analisou-se a secção transversal do provete correspondente à localização crítica na qual se inseriu o entalhe, registando-se as dimensões relativas ao diâmetro do furo D , a espessura do provete T e a distância B do centro do furo à extremidade lateral do provete, tal como ilustrado na figura 63.

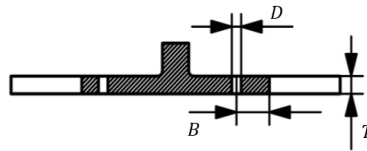


Figura 63: Secção transversal do provete referente à localização crítica

Com base nesta geometria e nas referidas dimensões, selecionou-se a geometria disponibilizada pelo *software AFGROW*® que mais se aproxima do caso de estudo. A opção selecionada representa a base do provete, incluindo o furo com um entalhe de canto inserido na base do mesmo (figura 64) e as dimensões da tabela 15.

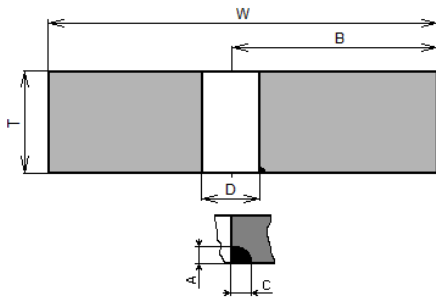


Figura 64: Dimensões utilizadas para o modelo no *software AFGROW*®

Tabela 15: Dimensões do modelo

Dimensão	Valor (mm)
W	26.4
T	7
B	14
D	4
A	0.5
C	0.5

Propriedades mecânicas

Após a definição da geometria a estudar, definiram-se as propriedades mecânicas do material. Para o provete produzido numa liga de alumínio 2024-T351, utilizaram-se as propriedades apresentadas na tabela 16.

Tabela 16: Propriedades mecânicas utilizadas no *software AFGROW*® [41]

Propriedade	Valor	Unidades
Resistência à tração (σ_{UTS})	469	MPa
Módulo de Young (E)	73100	MPa
Coefficiente de Poisson (ν)	0.33	-
Tenacidade à fratura - estado plano de tensões (K_C)	84.611	MPa \sqrt{m}
Tenacidade à fratura - estado plano de deformações (K_{IC})	37.361	MPa \sqrt{m}
Tensão de cedência (σ_Y)	324	MPa

Modelos de propagação de fissuras

Seguidamente, procedeu-se à definição dos modelos de propagação de fissuras. O *software AFGROW*® disponibiliza os modelos de *Walker* e *NASGRO*, apresentados no capítulo 2 e descritos pelas equações 24 e 25, respetivamente. Estes modelos de propagação de fissuras requerem, tal como verificado no capítulo 2, parâmetros obtidos através de ensaios experimentais, nomeadamente os parâmetros C_W , γ e n_W relativos à equação 24 e p , q , C_N e n_N relativos à equação 25.

Dada a inexistência dos referidos parâmetros para o caso do provete em estudo, optou-se por selecionar os parâmetros relativos a uma liga de alumínio 2024-T351 para os modelos de *Walker* e *NASGRO*. Relativamente à fonte dos parâmetros de propagação, realizaram-se duas abordagens distintas:

1. Parâmetros dos modelos de propagação provenientes da base de dados *Fracture Mechanics Database (AFMAT)* do *software AFGROW*®;
2. Parâmetros dos modelos de propagação da base de dados *NASGRO*® do documento *Fatigue Crack Growth Database for Damage Tolerance Analysis* [45].

Aplicação de cargas e critério de paragem

A aplicação de cargas, para que ocorra a propagação da fissura, realizou-se através das sequências de carga aleatórias geradas no capítulo 6.1. Para tal, o *software* refere a definição de um fator de multiplicação que converta os valores de fator de carga para tensão na localização crítica.

Dado que o furo em estudo apresentado na figura 63 se encontra próximo da localização crítica $S1002$, na qual foi instalado o extensómetro 1, considerou-se que a tensão remota a aplicar nas simulações numéricas corresponde à tensão existente na localização do referido extensómetro. Assim, para converter os valores de fator de carga dos espetros aleatórios para tensão, recorreu-se à FT apresentada na expressão 46, permitindo obter duas sequências aleatórias de tensão a aplicar ao provete: uma para o espetro de carga acumulado da FAP e outra para o espetro de carga acumulado de referência do fabricante.

Por fim, é estabelecido o critério de paragem para a propagação da fissura. Para tal, optou-se por estabelecer que a propagação da fissura termina quando se atinge o valor de tenacidade à fratura K_C , apresentado na tabela 16, que corresponde à

falha do componente. Caso o referido valor não seja atingido, a propagação da fissura termina quando o seu comprimento atingir a dimensão $B - D/2$ ilustrada na figura 64, ou seja, a fissura atingir a extremidade exterior da base do provete.

Modelo de propagação de Walker

O modelo de propagação de Walker, descrito na secção 2.5, analisa a região II da curva da/dN e tem em conta o valor da tensão média de cada ciclo. Deste modo, para a primeira abordagem, utilizaram-se dados experimentais de propagação de fissuras para uma liga de alumínio 2024-T351 provenientes da base de dados AFMAT, nomeadamente as curvas $da/dN(\Delta K)$ ilustradas na figura 65.

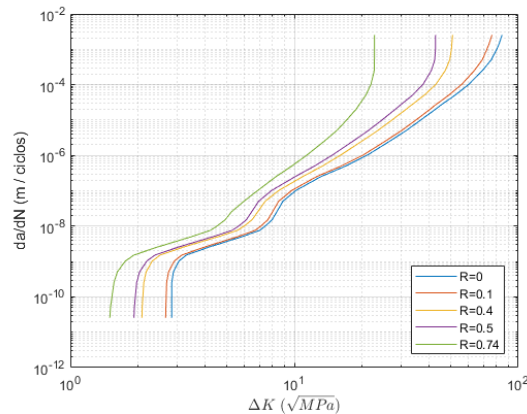


Figura 65: Curvas $da/dN(\Delta K)$ da AFMAT

Com base nas curvas da figura 65, o *software* AFGROW utiliza o método Harter T que permite a realização de interpolações e extrapolações de pontos no referencial $[\Delta K; da/dN]$ entre dois valores de R adjacentes, de acordo com o rácio R do ciclo a aplicar. Deste modo, o *software* AFGROW calcula o valor do parâmetro γ da expressão 24 para a curva da/dN correspondente ao valor de R do ciclo em estudo, com base nas duas curvas mais próximas. Após a obtenção do parâmetro γ para a curva pretendida, é calculado o novo comprimento da fissura. Este procedimento é efetuado sequencialmente até se verificar o critério de paragem definido no *software*.

As curvas da figura 65 são a base para as interpolações e extrapolações incluídas no método Harter T executado pelo *software*. Com base nas curvas de propagação de fissuras disponibilizadas pela AFMAT e nos valores de R existentes nos espectros aleatórios gerados, são definidos os parâmetros limite apresentados na tabela 17.

Tabela 17: Parâmetros para o modelo de propagação de *Walker*

Parâmetro	Valor	Unidades
Limites de da/dN	$[2.54 \times 10^{-11}; 2.54 \times 10^{-3}]$	$m/ciclo$
Limite de não propagação $\Delta K_{thR=0}$	2.835	$MPa\sqrt{m}$
Valores limite de R	$[-0.33; 0.74]$	-

Para o modelo de propagação de *Walker*, segundo a primeira abordagem, a evolução da fissura de canto pode ser observada na figura 66 para (a) $c_1 = 4.5mm$ e (b) $c_2 = 7mm$, observando-se a transição da fissura de canto para uma fissura passante.

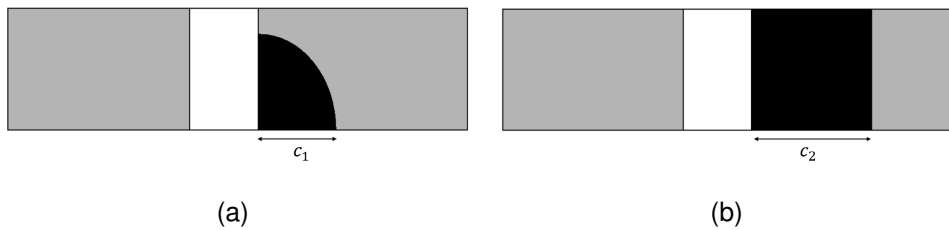


Figura 66: Fissura para (a) $c_1 = 4.5mm$ (b) $c_2 = 7mm$

Na sequência da segunda abordagem para o modelo de *Walker*, recorreu-se à base de dados *NASGRO*® [45], através dos parâmetros da tabela 18.

Tabela 18: Parâmetros para o modelo de propagação de *Walker* [45]

Parâmetro	Valor	Unidades
C_W	1.1824×10^{-11}	$(m/ciclo)/(\sqrt{m}^{n_W}/MPa^{n_W})$
n_W	3.815	-
γ	0.691	-

Os resultados da propagação de fissuras segundo o modelo de *Walker* para as duas abordagens, encontram-se apresentados na figura 67 e na tabela 19.

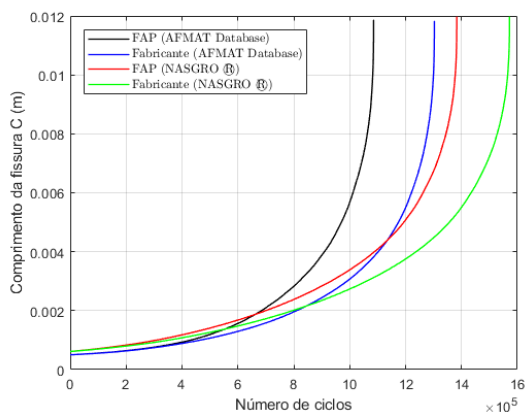


Figura 67: Propagação da fissura

As simulações com o modelo de *Walker* permitem concluir que uma fissura de canto propaga, segundo o regime de operação da FAP, com uma velocidade cerca de 12.1% a 16.7% superior, comparativamente ao regime de referência do fabricante.

Modelo de propagação de *NASGRO*

Relativamente ao modelo de propagação de *NASGRO*, são disponibilizados, para o material em estudo, valores obtidos experimentalmente para os parâmetros que descrevem este modelo de propagação. Na tabela 20, encontram-se os parâmetros utilizados para as duas abordagens realizadas.

Utilizando as mesmas sequências de carga aleatórias e o mesmo critério de paragem do modelo de *Walker*, os resultados da propagação de fissuras, segundo o modelo de *NASGRO*, para as duas abordagens, encontram-se apresentados na figura 68 e na tabela 21.

Tabela 19: N_f para o modelo de *Walker*

	Abordagem	
	1.	2.
FAP	1085472	1383072
Fabricante	1302982	1571894
Desvio (%)	16.7	12.1

Tabela 20: Parâmetros para o modelo de propagação de *NASGRO*

Parâmetro	<i>AFMAT</i>	<i>NASGRO</i> ®	Unidades
Constante C_N	1.7×10^{-10}	7.23×10^{-11}	$(m/ciclo)/(\sqrt{m^{n_N}}/MPa^{n_N})$
Expoente n_N	3.353	3.6	-
Expoente p	0.5	0.5	-
Expoente q	1	1	-
Limite de não propagação $\Delta K_{thR=0}$	2.857	0.879	$MPa\sqrt{m}$
Coefficiente de iniciação C_{th}	1.5	2.2	-
Fator de constrangimento α	1.5	2	-
Rácio S_{max}/σ_0	0.3	0.3	-
Valores limite de R	$[-0.3; 0.7]$	$[-0.3; 0.7]$	-
Parâmetro de <i>fitting</i> A	1	1	-
Parâmetro de <i>fitting</i> B	1	2	-

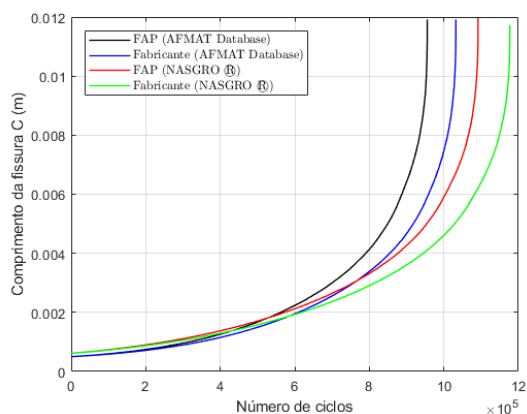


Figura 68: Propagação da fissura

Utilizando o modelo de propagação de *NASGRO*, observa-se que a mesma fissura de canto propaga, segundo o regime de operação da frota da FAP, com uma velocidade cerca de 7% superior comparativamente ao regime de referência do fabricante. Representando as curvas dos modelos de propagação de *Walker* e *NASGRO*, segundo as duas abordagens, é possível ter uma visão geral das diferentes velocidades de propagação.

Tabela 21: N_f para o modelo de *NASGRO*

	Abordagem	
	1.	2.
FAP	955533	1091813
Fabricante	1032218	1177185
Desvio (%)	7.4	7.3

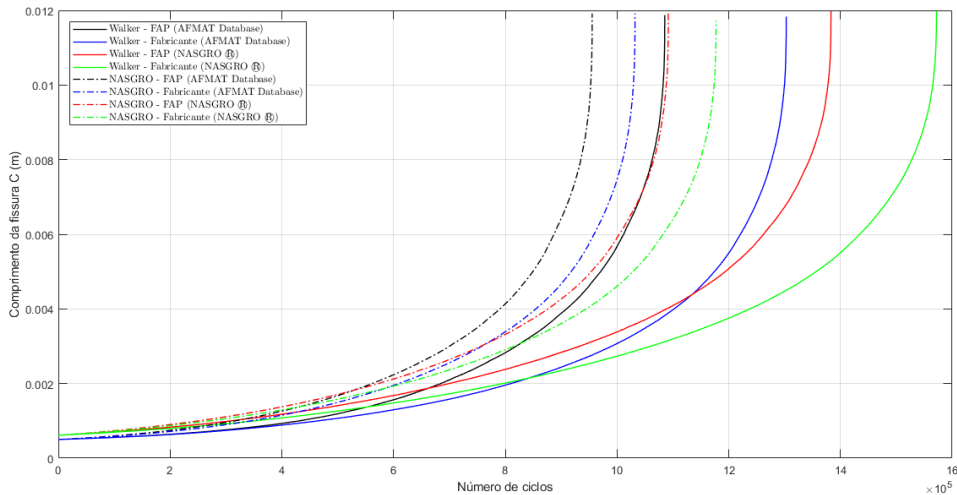


Figura 69: Propagação da fissura de canto com os modelos de *Walker* e *NASGRO*

Deste modo, observa-se que a propagação da fissura, de acordo com a segunda abordagem (curvas representadas a vermelho e verde), ou seja utilizando os parâmetros da base de dados *NASGRO*®, ocorre sempre para um maior número de ciclos, comparativamente à primeira abordagem, que utiliza os parâmetros provenientes da base de dados do *AFGROW*® (curvas representadas a preto e azul). A razão para a referida discrepância poderá estar relacionada com as condições dos ensaios experimentais que permitiram o cálculo dos parâmetros de propagação numa liga de alumínio 2024-T351.

Comparando o modelo de propagação de *Walker* com o de *NASGRO*, para uma determinada abordagem, observa-se que o modelo de *NASGRO* apresenta sempre uma propagação de fenda mais rápida do que o de *Walker*. Esta discrepância poderá estar relacionada com o facto do modelo de *NASGRO* ter em conta, não só o efeito da tensão média descrito pelo rácio R , como também as regiões de propagação inicial e final que, por apresentarem o comportamento assintótico da figura 20, são responsáveis por uma aceleração da propagação da fenda. Considerar as fases inicial e final da propagação, constitui uma metodologia mais realista e mais conservativa do ponto de vista da previsão do crescimento da fissura.

Independentemente do modelo de propagação utilizado e da abordagem seleccionada, a fissura apresenta, em todos os casos, um crescimento mais rápido para a sequência de carga representativa do regime de operação da FAP comparativamente

ao regime de operação de referência, apresentando um máximo de 16.7% para o modelo de *Walker*, com a primeira abordagem, e um mínimo de 7.3% para o modelo de *NASGRO*, recorrendo à segunda abordagem.

Deste modo, o estudo numérico da propagação de fissuras, com recurso ao *software AFGROW*®, é coerente com o cálculo do dano acumulado, permitindo afirmar que a operação da frota da FAP é mais severa que a operação pressuposta pelo fabricante na fase de projeto da aeronave.

6.3.2 Método dos Elementos Finitos

As simulações de propagação de fenda no *AFGROW*® estão limitadas às geometrias disponibilizadas pelo referido *software*, representando de maneira aproximada a geometria da localização considerada crítica no provete. Deste modo, optou-se por estudar a propagação a fenda no provete com recurso a elementos finitos através do *software ABAQUS*®. Para tal, calculou-se o fator de intensidade de tensões K para vários comprimentos de fenda, permitindo a obtenção da expressão que descreve o fator geométrico Y (presente na equação 6) em função do comprimento da fenda.

Posteriormente, implementaram-se no *software MATLAB* os modelos de propagação de *Walker* e *NASGRO*, utilizando o parâmetro geométrico Y do provete e os parâmetros da segunda abordagem da secção 6.3.1. Finalmente, analisaram-se os resultados da propagação de fenda segundo os espetros FAP e Fabricante, complementando a comparação da severidade entre os regimes de operação.

Fator de intensidade de tensões

O cálculo do fator de intensidade de tensões foi realizado através de simulações numéricas de elementos finitos no *software ABAQUS*®, utilizando as condições de fronteira descritas na secção 5.2 com uma carga aplicada de 1 MPa . À semelhança das simulações realizadas com o *software AFGROW*®, inseriu-se, no furo considerado crítico, uma fissura de canto na base do provete orientada para o lado exterior do mesmo, à semelhança do entalhe ilustrado na figura 59 (a).

De modo a cumprir os requisitos apresentados na secção 2.4.5, relativamente aos elementos na frente da fenda e tendo em conta as geometrias do provete e da fissura, optou-se por criar um *offset* circular de 0.4 mm em torno da frente da fenda. Assim, gerou-se uma malha para esta região com elementos hexaédricos de 20 nós e uma

malha de elementos tetraédricos de 10 nós para as restantes regiões. Nas figuras 70 (a) e (b) é possível observar as malhas geradas no plano da fenda e em torno da frente da fenda, respetivamente. Adicionalmente, são ilustradas as coordenadas angulares utilizadas para discretizar a frente da fenda: o ângulo ϕ e o comprimento de fenda a .

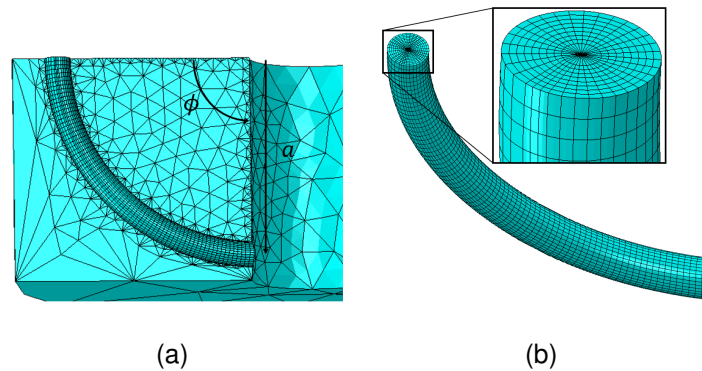


Figura 70: Malha de elementos finitos (a) no plano da fenda (b) na frente da fenda

O *offset* em torno da frente da fenda inclui cinco contornos que permitem a obtenção de cinco estimativas para os valores de fator de intensidade de tensões relativos aos três modos de rotura K_I, K_{II} e K_{III} apresentados na secção 2.4. Definiu-se também uma gama de comprimentos de fenda entre $0.5mm$ e $6mm$ com incrementos de $0.5mm$, incluindo um total de doze comprimentos de fenda. Desta forma, assumiu-se que a forma da fenda se mantém constante ao longo da propagação, formando uma fissura com a forma de um quarto de círculo, em que o ângulo ϕ varia entre $0 rad$ e $\pi/2 rad$.

Na figura 71, são apresentados os resultados de fator de intensidade de tensões em função da posição angular ϕ para um comprimento de fenda igual a $3mm$. Assim, observa-se a dominância do modo I face aos modos II e III, sendo que para os dois últimos, o fator de intensidade de tensões é aproximadamente nulo. Este é um comportamento expectável, dado que a carga de tração é aplicada perpendicularmente ao plano da fenda, contribuindo para abertura das superfícies da mesma que é característica do modo I.

Após a obtenção de valores de fator de intensidade de tensões para os diferentes comprimentos de fenda, procedeu-se a uma comparação dos mesmos com o modelo teórico desenvolvido por *Newman* [46], ilustrado na figura 72, para uma fenda de canto introduzida num furo e sujeita a uma carga de tração. Assumiu-se que $c = a$ para manter a fissura com uma forma de um quarto de círculo.

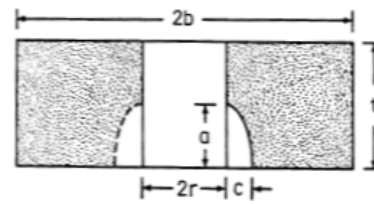
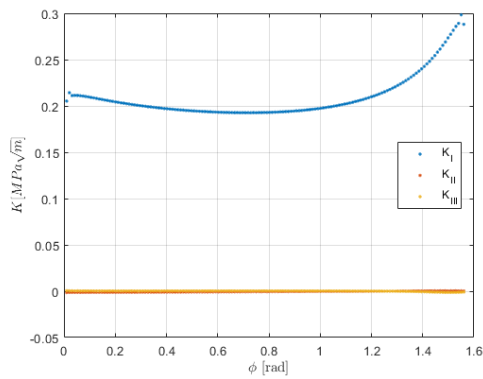


Figura 72: Modelo de Newman [46]

Figura 71: K para os modos I, II e III para $a = 3\text{mm}$, sujeito a uma carga de 1MPa

Os resultados apresentados na figura 73 comprovam o aumento expectável do valor de K com o aumento do tamanho da fenda. Observa-se também que a curva referente ao valores de K_I para o modelo de Newman é simétrica em relação a $\phi = \pi/4\text{ rad}$ pelo facto de se ter assumido que a forma da fenda se mantém constante. Tal não acontece nos resultados provenientes do ABAQUS®, no qual se observa que os valores de K são sempre mais elevados para $\phi = \pi/2\text{ rad}$ do que para $\phi = 0\text{ rad}$, pelo facto da secção transversal do provete ser mais complexa.

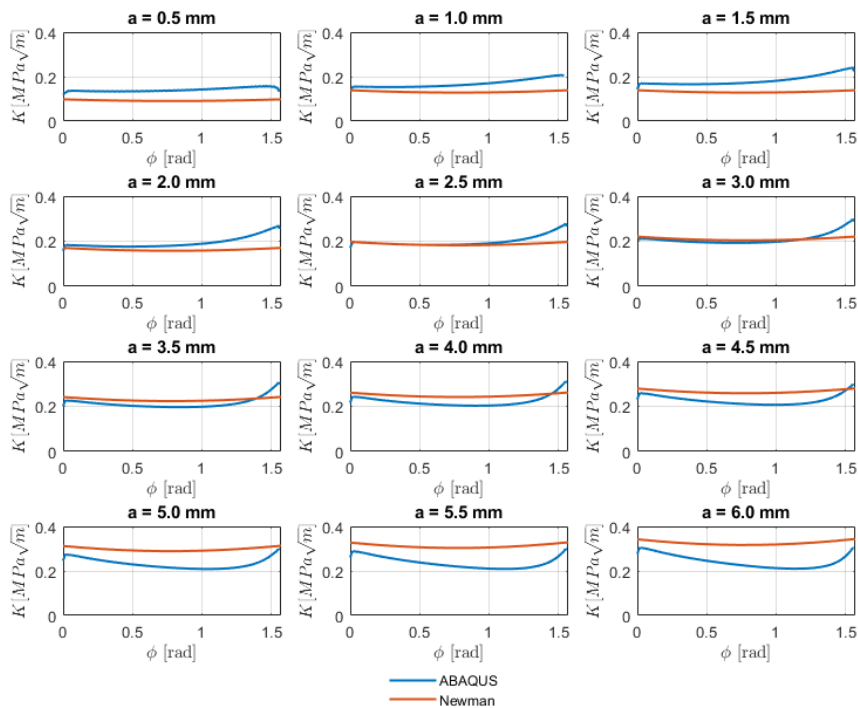


Figura 73: Comparação do valor de K com o modelo de Newman

Comparando os valores de fator de intensidade de tensões para valores de $\phi = 0$ rad e $\phi = \pi/2$ rad ilustrados nas figuras 74 (a) e (b) respectivamente, calculou-se o desvio entre os resultados do MEF e do modelo de *Newman*, sendo apresentado na tabela 22. Desta forma, para $\phi = 0$ rad o desvio varia entre 5.3% e 23.6% e para $\phi = \pi/2$ varia entre 1.2% e 47.1%. Na generalidade os desvios obtidos são significativos, devendo-se ao facto do modelo de *Newman* ter sido desenvolvido para ser aplicado num provete paralelepédico com um furo centrado na largura do mesmo. O provete representativo da longarina, ao apresentar vários furos e um reforço central, não se enquadra nas referidas especificações, originando as discrepâncias observadas.

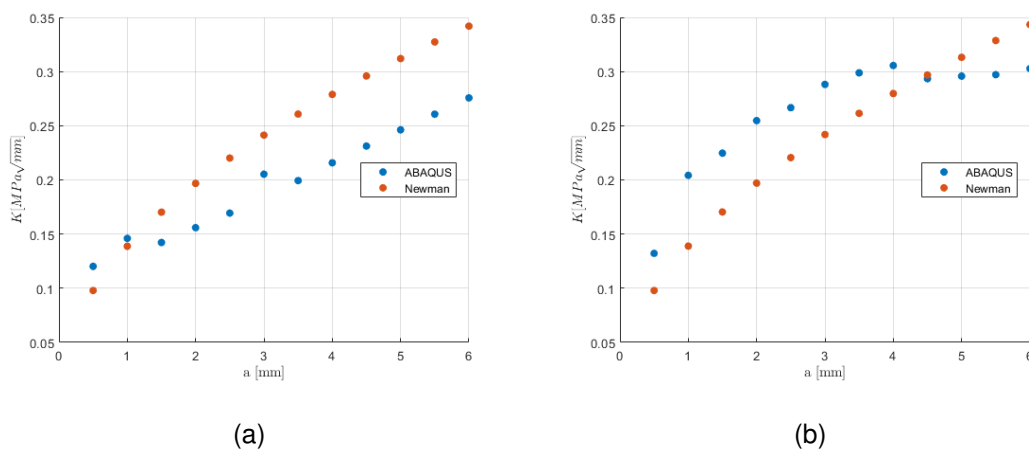


Figura 74: Comparação de K_I para (a) $\phi = 0$ rad (b) $\phi = \pi/2$ rad

Tabela 22: Desvio (%) de K face ao modelo de *Newman* para $\phi = 0$ rad e $\phi = \pi/2$ rad

$a(mm)$	0.5	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0	4.5	5.0	5.5	6.0
$\phi = 0$ rad	22.7	5.3	16.5	20.8	23.1	14.9	23.6	22.6	21.9	21.1	20.4	19.4
$\phi = \pi/2$ rad	35	47.1	31.9	29.3	20.9	19.1	14.3	9.3	1.2	5.5	9.6	11.8

Parâmetro geométrico Y

Após a obtenção de valores de fator de intensidade de tensões que caracterizam as condições de geometria e tensão na frente da fenda, procedeu-se para a determinação do parâmetro geométrico Y . Assumindo que a forma da fenda se mantém constante, apresentando um comprimento de fenda independente da posição angular ϕ , optou-se por calcular o valor médio do fator de intensidade de tensões K_I para cada comprimento de fenda. Para a determinação do parâmetro geométrico Y , adimensionalizou-se os valores do fator de intensidade de tensões para os vários comprimentos de

fenda de acordo com a expressão 59. Através do *software MATLAB*, efetuou-se uma regressão polinomial de 4º grau, ilustrada na figura 75.

$$Y = \frac{K}{\sigma\sqrt{\pi a}} \quad (59)$$

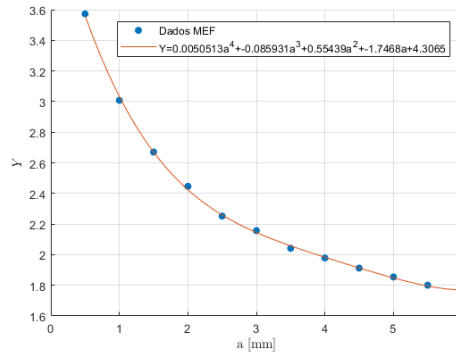


Figura 75: Parâmetro geométrico Y

Assim, obteve-se a expressão 60 que descreve o parâmetro geométrico Y em função do comprimento da fenda, sendo válida para comprimentos de fenda compreendidos entre 0.5mm e 6mm .

$$Y(a) = 0.0050513a^4 - 0.085931a^3 + 0.55439a^2 - 1.7468a + 4.3065 \quad (60)$$

Implementação computacional da propagação da fenda

O estudo da propagação da fenda utilizando o parâmetro geométrico Y do provete foi realizado através dos modelos de *Walker* e *NASGRO* utilizando os parâmetros de propagação da segunda abordagem da secção 6.3.1, relativos à base de dados *NASGRO®* para uma liga de alumínio 2024-T351.

O algoritmo implementado para a propagação de fenda é semelhante ao utilizado por Serrano [5] e inclui a seguinte metodologia:

1. Definição do comprimento inicial da fenda igual a 0.5mm ;
2. Leitura da sequência de valores de força máxima e mínima a aplicar ao provete (representando os picos e vales dos vários ciclos), dos parâmetros de propagação para os modelos de *Walker* e *NASGRO* e da expressão de $Y(a)$;
3. Cálculo dos respetivos valores de tensão mínima e máxima e do rácio R ;

4. Cálculo do valor de K_{min} e K_{max} (utilizando o fator geométrico do provete) e da respectiva variação ΔK para cada ciclo;
5. Verificação se o valor de ΔK é superior ao limite de não propagação ΔK_{th} , para que ocorra propagação da fenda. Caso não se verifique esta condição, o comprimento da fenda é incrementado em 5% até se obter $\Delta K > \Delta K_{th}$;
6. Cálculo do novo comprimento de fenda através das expressões 22 e 25. Sabendo que após a realização de um ciclo, $dN = 1$, o novo comprimento de fenda a_{seg} é obtido, por exemplo para o modelo de *Walker*, através da expressão 61, na qual a_{ant} representa o comprimento anterior da fenda.

$$\frac{da}{dN} = C_W \left(\frac{\Delta K}{(1-R)^{1-\gamma}} \right)^{n_W} \Rightarrow a_{seg} = C_W \left(\frac{\Delta K}{(1-R)^{1-\gamma}} \right)^{n_W} + a_{ant} \quad (61)$$

Este procedimento é efetuado com a sequência de cargas aleatória proveniente da secção 6.1 para os espectros FAP e Fabricante até se atingir um valor de comprimento de fenda igual a $6mm$, representando um valor limite para o qual a expressão de $Y(a)$ é válida. Desta forma, os resultados da propagação de fissuras implementada computacionalmente com o parâmetro geométrico Y do provete e os parâmetros de propagação da base de dados *NASGRO*® são apresentados na figura 76 e na tabela 23.

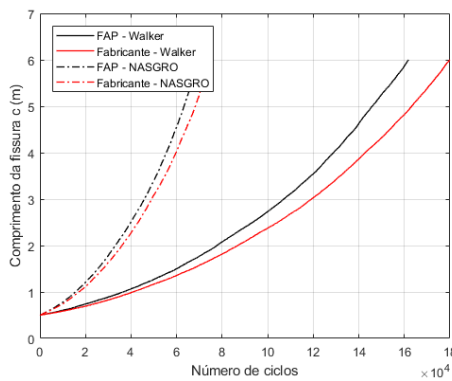


Figura 76: Propagação da fenda

Considerando que a falha do provete ocorre quando o comprimento da fenda atinge o valor de $6mm$, verifica-se que, para ambos os modelos de propagação, o regime de operação da FAP é mais severo que o regime considerado pelo fabricante. Assim, o modelo de *Walker* apresenta uma diferença de 10% e o de *NASGRO* uma diferença de 7%, sendo coerente com o estudo realizado no *software AFGROW*.

Tabela 23: N_f para os modelos de *Walker* e *NASGRO*

	<i>Walker</i>	<i>NASGRO</i>
FAP	161901	69934
Fabricante	179946	75215
Desvio (%)	10	7

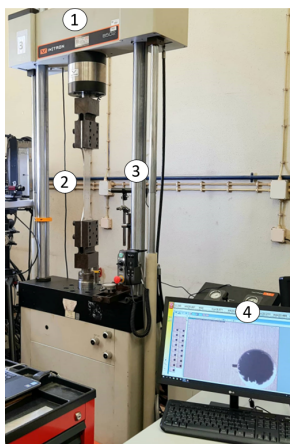
6.3.3 Ensaios experimentais de fadiga

A realização de ensaios experimentais de fadiga com amplitude variável permitiu estudar a propagação de fissuras no provete ilustrado no capítulo 5, utilizando as sequências de carga aleatórias geradas na secção 6.1. Deste modo, é seguidamente apresentada a metodologia utilizada, bem como os resultados obtidos.

Equipamento utilizado

Os ensaios de fadiga foram realizados numa máquina servo-hidráulica INSTRON 8502 com uma célula de carga de $250kN$, na qual se instalaram umas amarras mecânicas com capacidade de operação de $250kN$. A sequência de carga a aplicar no provete foi inserida no *software WaveMatrix™*, pelo facto deste permitir a definição de espectros com amplitude variável.

A visualização da propagação da fenda efetuou-se com uma câmara microscópica *Dino-Eye P/N 23BIM40* e com o *software Dino Capture 2.0*. A montagem do equipamento utilizado nos ensaios experimentais é ilustrada na figura 77.



1. Máquina INSTRON 8502
2. Provete
3. Câmera *Dino-Eye*
4. Computador com os *softwares WaveMatrix™* e *Dino Capture*

Figura 77: Montagem do equipamento

Aplicação de cargas

Um dos principais pontos no ensaio experimental é a definição das cargas a aplicar no provete. O objetivo é simular as cargas de voo, de modo a obter os valores de extensão monitorizados na longarina. Neste âmbito, na figura 78, são ilustradas as cargas e localizações de interesse que permitiram correlacionar a força a exercer no provete, $F_{provete}$, com o fator de carga, N_z , e a tensão na localização $S1002$, σ_{S1002} .

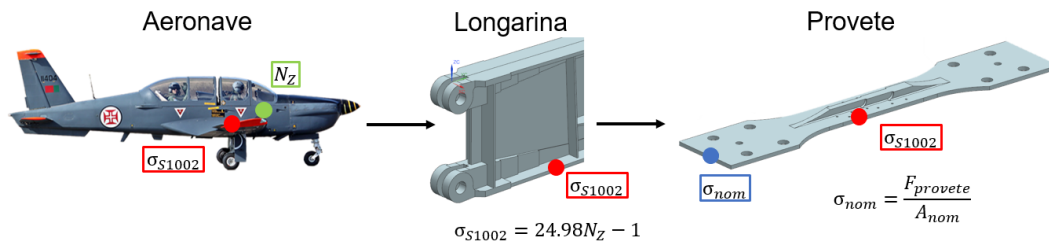


Figura 78: Esquema ilustrativo da aplicação de cargas no provete

As análises com o MEF no capítulo 5 permitiram estabelecer que, devido à concentração de tensões, a tensão na localização $S1002$ do provete é 1.25 vezes superior à tensão aplicada na extremidade do mesmo, σ_{nom} . Relembrando a FT da expressão 46 para a localização $S1002$, obteve-se, segundo o MEF, a relação entre a força a aplicar na extremidade do provete e o fator de carga no CG da aeronave, descrita na expressão 62.

$$F_{provete} = \sigma_{nom} A_{nom} = \frac{\sigma_{S1002} A_{nom}}{1.25} = 19.6 N_z - 0.784 \quad (kN) \quad (62)$$

Com o objetivo de se validar a expressão 62, mediu-se a extensão na localização $S1002$ de duas formas: através da instalação de um extensômetro HMB 1-LY-6/350 e recorrendo a um sistema de *Digital Image Correlation* com o *software Vic 2D*.

Primeiramente, no caso do extensômetro HMB 1-LY-6/350 apresentado na figura 79 (a), aplicou-se uma sequência de cargas de $0kN$ a $30kN$, com incrementos de $2kN$. Os resultados obtidos permitiram a regressão linear apresentada na figura 79 (b).

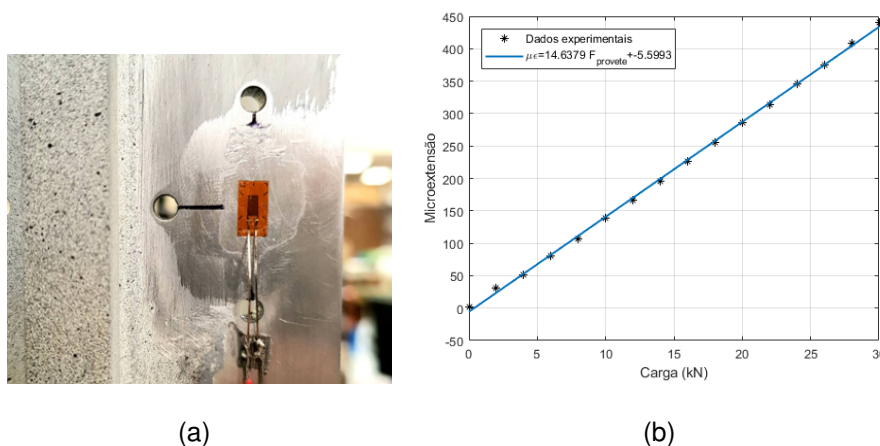


Figura 79: (a) Extensômetro HMB 1-LY-6/350 e (b) resultados da validação

Deste modo, obteve-se a expressão 63 que relaciona o valor de força aplicada na

extremidade com a extensão na localização $S1002$ do provete.

$$\mu\varepsilon = 14.64 \times F_{\text{provetete}} - 5.6 \quad (63)$$

Considerando novamente a FT da expressão 46 e a hipótese de regime elástico, obteve-se a expressão 64 que relaciona a força a aplicar na extremidade do provete e o fator de carga no CG da aeronave. Seguidamente, calculou-se o valor de extensão para uma carga de $29.4kN$ (correspondente a $N_z = 1.5$ segundo a expressão 62), obtendo-se um valor de $\mu\varepsilon = 424$.

$$F_{\text{provetete}} = 23.35N_z - 0.552 \quad (kN) \quad (64)$$

Alternativamente, no caso do *software Vic 2D* e para uma correta utilização do mesmo, tornou-se necessário aplicar tinta branca e preta na superfície a ser monitorizada, de modo a obter a dispersão de pontos da figura 80 (a). Posteriormente, aplicou-se uma carga de $29.4kN$ e obteve-se o campo de extensões da figura 80 (b), em que a região de interesse é delimitada pelo quadrado representado a preto.

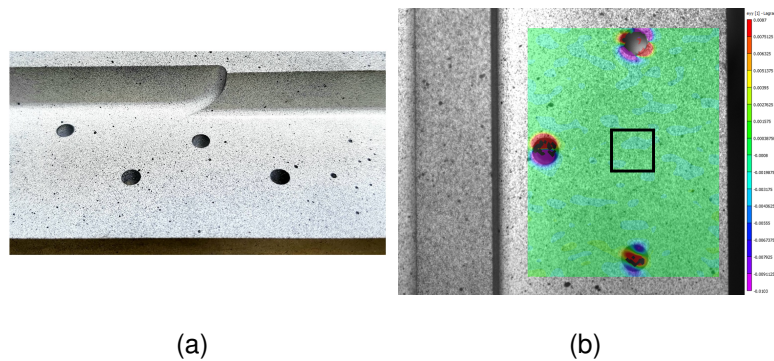


Figura 80: (a) Pintura do provete (b) Resultados do *Vic 2D*

Os resultados do *software Vic 2D* indicaram uma extensão $\mu\varepsilon = 438$ na referida localização. Os desvios das duas abordagens em relação aos resultados do MEF, no qual se obteve uma extensão $\mu\varepsilon = 501$, são apresentados na tabela 24.

Tabela 24: Resultados de extensão para uma carga de $29.4kN$ e respetivo desvio

	HMB 1-LY-6/350	<i>Vic 2D</i>	MEF
Extensão	424	438	501
Desvio (%)	15.37	12.57	-

Os resultados obtidos permitem concluir que, para uma determinada carga, o MEF apresenta-se como uma abordagem mais conservativa, pelo facto do valor de extensão ser superior aos das restantes metodologias.

Procedimento experimental

Posteriormente à montagem do equipamento e obtenção das cargas a aplicar ao provete, definiram-se as etapas do procedimento experimental, sendo as seguintes:

1. Definição de uma frequência de $4Hz$ para os pontos que definem a sequência de carga aleatória;
2. Introdução de pontos intermédios entre os picos e vales da sequência de carga, de modo a que as variações temporais de carga solicitadas não excedam o valor de $150kN/s$. A sequência de carga passa a ser uma onda triangular definida por picos, vales e pontos intermédios entre os mesmos;
3. Carregamento da sequência aleatória de carga num ficheiro *.csv* para o *software WaveMatrix™* e definição de controlo por carga;
4. Limpeza da superfície da base do provete com acetona, de modo a facilitar a visualização da fenda;
5. Colocação do provete nas amarras e calibração da máquina INSTRON 8502 nas condições iniciais do ensaio em que é exercida uma carga de $0kN$;
6. Ajuste automático dos parâmetros do controlador da máquina INSTRON 8502: $P = 15.250\text{ dB}$, $I = 0.498\text{ s}^{-1}$, $D = 1.05\text{ ms}$ e $LAG = 0.80\text{ ms}$;
7. Ajuste da câmara microscópica para que se obtenha uma adequada visualização do comprimento da fenda e calibração das dimensões do provete no *software Dino Capture 2.0*;
8. Registo fotográfico das condições iniciais do ensaio, correspondentes à existência de um entalhe com $0.5mm$ de raio;
9. Definição dos limites inferior e superior de posição e carga da máquina INSTRON 8502 por motivos de segurança;
10. Início da aplicação da sequência de carga aleatória;

11. Registo do comprimento da fenda consoante a velocidade de propagação da mesma. A medição do comprimento da fenda é realizada aplicando a carga estática correspondente a um fator de carga $N_z = 1.5$.
12. Análise da superfície de fratura aquando da fratura final do provete.

Resultados

Em primeiro lugar, optou-se por utilizar os valores de carga provenientes da expressão 62 (resultante das análises com o MEF), pelo facto destes serem inferiores aos da expressão 64 (proveniente da instalação do extensómetro), possibilitando uma abordagem mais conservativa do ponto de vista da fadiga. Desta forma, a fenda não se propagou durante cerca de 800000 ciclos, considerando-se que o ensaio estava a decorrer em condições que permitiam uma vida infinita do provete, ou seja, a magnitude das cargas e a geometria do entalhe não permitiam a propagação da fenda.

Face a esta situação, optou-se por alterar a carga exercida para os valores provenientes da expressão 64, resultante da instalação do extensómetro, induzindo um aumento de 20% no valor absoluto de todas as cargas do espectro FAP. Após a referida alteração, a fenda propagou-se de acordo com a figura 81.

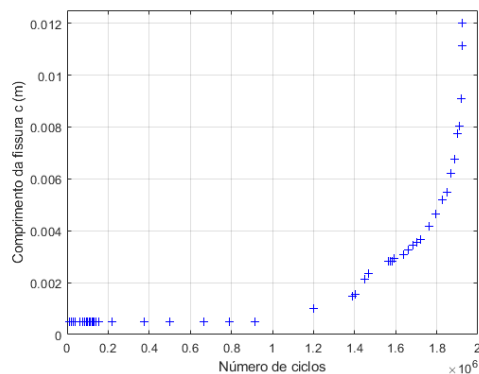


Figura 81: Resultados experimentais de propagação da fenda

A propagação da fenda realizou-se segundo o Modo I (perpendicularmente à aplicação da carga), tal como apresentado nas figuras 82 (a) a (f).

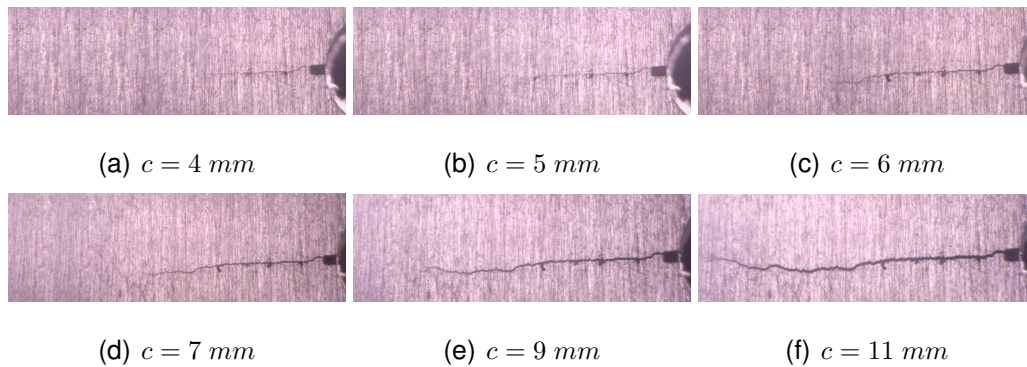


Figura 82: Propagação experimental da fissura (*Software Dino Capture 2.0*)

Face à impossibilidade de ensaiar a sequência de carga do fabricante durante o período de tempo estipulado para a realização da tese de mestrado, optou-se por comparar os resultados experimentais de propagação da fenda com as metodologias dos capítulos anteriores. Deste modo, na figura 83 são apresentadas as curvas de propagação de fenda relativas à aplicação da sequência de carga aleatória do espectro FAP. De modo a possibilitar uma comparação direta com as restantes metodologias, a curva experimental inclui apenas a fase de propagação, excluindo a fase de nucleação da fenda.

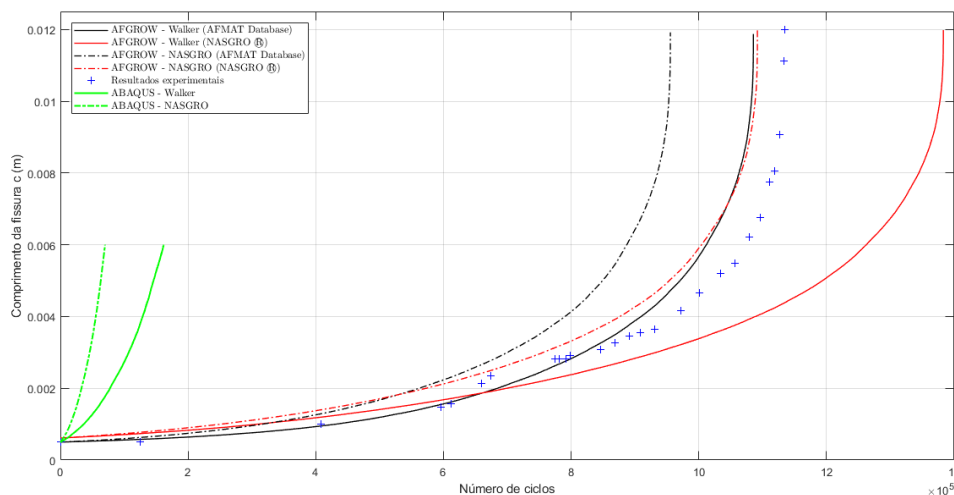


Figura 83: Propagação de fenda segundo as várias metodologias para o caso FAP

Em primeiro lugar, observa-se que os resultados experimentais estão de acordo com o esperado, apresentando um comportamento exponencial até se atingir o comprimento crítico de 12 mm . Pelo facto da fenda ter atingido o seu comprimento crítico, conclui-se que o valor do fator de intensidade de tensões não atingiu a tenacidade à

fratura do material, permitindo a propagação ao longo de toda a secção do provete.

A alteração efetuada às cargas aplicadas no provete depois de terem decorrido 800000 ciclos poderá ter influência no número de ciclos total até à falha do provete, levando a uma redução do mesmo pelo facto de se terem aumentado as cargas em valor absoluto. Deste modo, apenas a realização de um novo ensaio, utilizando, desde o início, as cargas provenientes da expressão 64 poderá fornecer uma diferença percentual mais exata relativamente aos modelos teóricos.

Observa-se uma grande discrepância entre o número de ciclos até à falha para o caso das análises com o MEF em relação aos resultados experimentais. Esta discrepância poderá ser devida a uma das seguintes razões:

- O parâmetro geométrico Y apenas ser válido para uma fenda com uma geometria de um quarto de círculo, implicando que quando esta atinge o valor de 6 mm este parâmetro deixa de ser válido. Assim, não é possível simular a transição para uma fissura passante que ocorreu nas restantes metodologias. Seria necessário obter o parâmetro geométrico Y para uma fenda passante e estabelecer a sua validade até se atingir o comprimento crítico de 12 mm ;
- Os parâmetros das leis de propagação de *Walker* e *NASGRO* não serem ajustados à complexa geometria do provete. Tendo em conta que se usaram os mesmos parâmetros para o *software AFGROW* e para a implementação computacional de propagação da fenda e que as geometrias disponíveis no *AFGROW* são bastante mais simples, é possível que os resultados sejam afetados.

Análise da superfície de fratura

A análise da superfície de fratura foi realizada através de observação visual e com recurso ao MEV Hitachi S2400 do MicroLab no IST, permitindo uma caracterização mais detalhada da mesma. Em primeiro lugar, analisou-se a superfície de fratura apresentada na figura 84, sendo possível observar o entalhe de canto propositadamente inserido. Este permitiu, numa fase inicial, a nucleação da fenda e a sua propagação na região A. Na figura 85 (a), é possível observar, através do MEV e com uma ampliação de 1000x, a presença de estrias na região A da superfície de fratura. Se o ensaio realizado fosse de amplitude constante, era expectável que as estrias estivessem igualmente espaçadas. Neste caso, a sua disposição é coerente com um espetro

de amplitude variável, pois a distância entre duas estrias consecutivas varia constantemente pelo facto da sequência de cargas aplicadas não ser regular. Tal indica que a velocidade de propagação variou de ciclo para ciclo, sendo mais elevada quanto menor é a distância entre duas estrias.

A região B é caracterizada pela existência de linhas de paragem visíveis a "olho nu" e por uma velocidade de propagação superior à da região A. Entre duas linhas de paragens é expectável a existência de estrias, sendo apenas visíveis na figura 85 (b).

Finalmente, a região C diz respeito à falha do componente por rotura instável, não apresentando sinais de fadiga. Face às cargas aplicadas, a área de secção transversal remanescente do provete mostrou-se insuficiente para evitar a falha do mesmo. Na figura 85 (c), observa-se uma superfície bastante irregular com cavidades representadas pelas zonas mais escuras, sendo coerente com a rotura instável de um material dúctil.

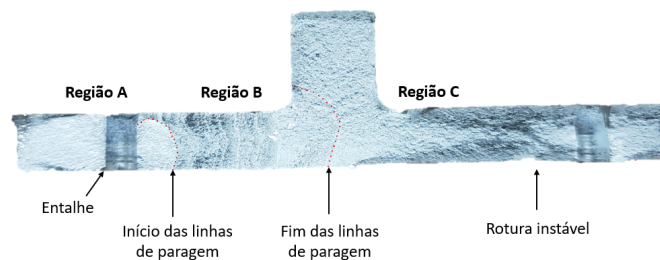


Figura 84: Superfície de fratura

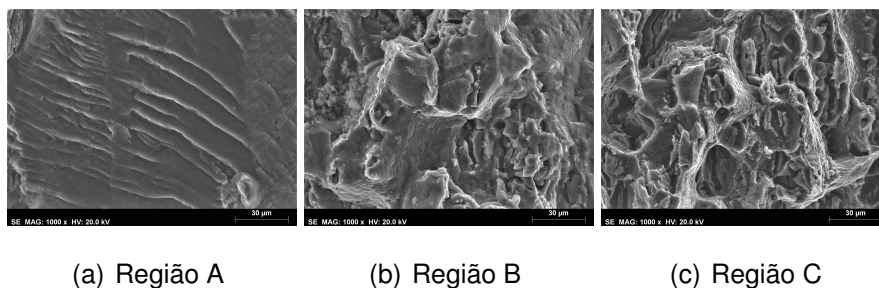


Figura 85: Regiões da superfície de fratura observadas no MEV

6.3.4 Discussão de resultados da comparação de severidade

Os desvios percentuais provenientes das abordagens de comparação da severidade relativas ao dano acumulado e propagação de fissuras são resumidamente apresentados na tabela 25.

Tabela 25: Resultados da comparação de severidade

Comparação da severidade	Metodologias/modelos utilizados		Desvio percentual	
Dano acumulado	Sequências de carga aleatórias		7.4	
	Espetros acumulados		2.1	
Propagação de fissuras	AFGROW®	Base de dados Walker	16.7	
		AFMAT NASGRO	7.4	
		Base de dados Walker	12.1	
		NASGRO® NASGRO	7.3	
	ABAQUS®	Walker		10
		NASGRO		7

Para todas as metodologias, a operação da FAP apresentou-se como mais severa em relação à referência considerada pelo fabricante. O dano acumulado, segundo a Regra de *Miner* a partir dos espetros acumulados para $1000HV$, apresentou o menor desvio percentual devido às limitações da discretização do espectro acumulado.

Observou-se que, na propagação de fissuras, o modelo de *NASGRO* apresenta um desvio percentual mais preciso relativamente aos restantes, traduzindo uma operação cerca de 7% mais severa. O modelo de *Walker* com os parâmetros da base de dados *AFMAT* apresentou o desvio mais elevado de 16.7% devido ao facto de, neste modelo, o *software AFGROW®* utilizar o método *Harter T* para interpolar e extrapolar pontos no referencial $[\Delta K; da/dN]$, de acordo com as cargas do ciclo a aplicar. Assim, o incremento do comprimento da fenda, a cada ciclo, é efetuado de forma mais realista.

O fabricante da aeronave considerou, de uma forma conservativa, em coordenação com a *Direction Générale de L'armement*, um tempo de vida para a célula de $10000HV$. Face ao exposto e tendo em conta que a severidade de operação da frota se apresenta 2.1% a 16.7% mais severa que a operação de referência, o tempo de vida de fadiga para a célula será, conseqüentemente, entre $9800HV$ e $8330HV$. O sistema SHM implementado permitirá avaliar, com mais detalhe, a operação da frota, possibilitando a extensão destes valores, uma vez que o valor de $10000HV$ foi definido de uma forma conservativa.

7 Considerações finais

Neste capítulo, são apresentadas as conclusões do presente estudo e feitas recomendações para tarefas futuras no âmbito da monitorização estrutural da frota Epsilon TB-30 e de outras frotas da FAP.

7.1 Conclusões

7.1.1 Instrumentação da aeronave e dados recolhidos em voo

A instrumentação da aeronave revelou-se um passo importante no presente trabalho, pois permitiu a definição de FT que relacionam o fator de carga no CG com as tensões nas localizações críticas e o conhecimento dos valores de tensão existentes na estrutura. Concluiu-se que a seleção dos extensómetros foi adequada pelo facto das medições realizadas apresentarem o menor desvio comparativamente aos valores teóricos, demonstrando-se um sensor robusto com aplicação no setor aeronáutico.

As FT adquiridas indicam que a travessa do quadro nº 2 é, dos componentes monitorizados, aquele que se encontra sujeito a tensões mais elevadas, possivelmente por suportar as forças de reação provenientes das longarinas principais esquerda e direita. Tal facto é coerente com os ensaios de fadiga à escala real, permitindo concluir que as inspeções estruturais a este componente deverão ser efetuadas com maior frequência comparativamente aos restantes.

7.1.2 Comparação da severidade

Dado o principal objetivo da presente dissertação, esta secção adquire especial importância pelo facto de quantificar a diferença percentual de severidade entre os referidos regimes de operação. Verificou-se, em todos os casos, que a frota da FAP apresenta um regime de operação mais severo do que o regime de referência. Estes valores variam de 2.1% a 7.4% para o dano acumulado e de 7% a 16.7% para a propagação de fissuras, o que se traduz num tempo de operação entre 9800HV e 8330HV.

O estudo da propagação de fissuras incluiu, nas vertentes numéricas realizadas através dos *softwares* AFGROW® e ABAQUS®, a utilização dos modelos de propagação de fissuras de Walker e NASGRO que, conseqüentemente, apresentam limita-

ções relativamente aos parâmetros das respetivas leis de propagação. A inexistência de parâmetros de propagação de fissuras para o provete estudado induziu a utilização de parâmetros relativos a uma liga de alumínio 2024-T351. O facto destes parâmetros não serem apropriados à geometria do provete, influenciou os resultados da propagação da fissura e, conseqüentemente, a diferença percentual na comparação da severidade, representando uma limitação deste estudo.

O parâmetro geométrico Y do provete pode ser descrito através de uma função de 4ª ordem, sendo que, para uma análise mais detalhada, em que se assuma que a forma da fenda varia ao longo da sua propagação, deverá realizar-se uma regressão do fator de intensidade de tensões em função do ângulo ϕ , implicando uma maior complexidade do modelo e um maior esforço computacional.

Face à impossibilidade de ensaiar experimentalmente a sequência de carga aleatória proveniente do espectro de carga acumulado considerado pelo fabricante, a componente experimental deste estudo não contribuiu para a comparação de severidade propriamente dita. No entanto, o comportamento observado enquadra-se com os modelos teóricos, apresentando uma maior aproximação com o modelo de *Walker* utilizando os parâmetros da *AFMAT*. A realização do ensaio com a sequência de carga do fabricante permitirá uma verificação dos resultados obtidos. Não obstante, torna-se pertinente repetir os ensaios com ambas as sequências de carga, utilizando, desde o início do ensaio, os valores de carga da expressão proveniente da instalação do extensómetro HMB 1-LY-6/350.

Comparativamente aos anteriores estudos de fadiga realizados na frota Epsilon TB-30, em que, devido à falta de dados de voo, se extrapolaram os espectros de carga acumulados para $1000HV$, o volume de dados analisados no presente trabalho apresentou-se como uma amostra mais representativa da operação da frota, englobando todos os módulos de instrução de um curso de pilotagem: contacto inicial e básico, instrumentos básicos, navegação visual e por instrumentos, acrobacia e formação. Este é um aspeto importante a ter em conta, uma vez que as sequências de carga aleatórias são geradas com base no espectro acumulado para $1000HV$, sendo pertinente que o número de ocorrências registado para cada patamar de fator de carga seja o mais realista possível.

A conclusão do presente trabalho, referente ao facto de que o regime de operação

da FAP é mais severo do que o regime de referência, não implica que todos os voos ou todos os tipos de missão efetuados sejam mais severos do que o espectro de referência considerado pelo fabricante, mas que, na globalidade das missões de instrução realizadas, existe uma discrepância percentual significativa em termos de severidade. Neste âmbito, torna-se pertinente perceber quais são os tipos de missão que mais contribuem para a discrepância verificada.

Uma diferença percentual na severidade do regime de operação pode ter consequências significativas no programa de manutenção da aeronave. Deste modo, pretende-se que o fabricante analise os resultados do presente estudo e defina um programa de manutenção mais adequado ao regime de operação da frota da FAP. Estas modificações podem incluir a realização de inspeções com uma maior ou menor regularidade, tendo impacto nos custos inerentes às mesmas. Ao existir um programa de manutenção ajustado às necessidades da operação e um seguimento da vida de fadiga da frota, promove-se, a longo prazo, uma operação mais segura e uma possível extensão do tempo de serviço da mesma.

7.1.3 Recomendações

Neste âmbito, a frequência de aquisição de dados a que o sistema SHM operou, durante a realização do presente trabalho, mostrou-se elevada, captando, inevitavelmente, frequências de funcionamento de diversos componentes da aeronave. Assim, recomenda-se o ajuste deste parâmetro para um valor de $25Hz$ (frequência de aquisição do sistema MSR), simplificando o processo de aquisição e tratamento de dados e reduzindo a memória necessária para o armazenamento dos mesmos.

Adicionalmente, recomenda-se também a realização de um tratamento estatístico dos coeficientes que definem as FT, através da recolha e análise de dados de voo relativos a um ciclo de instrução de pilotagem. Desta forma, será possível adquirir, a partir de uma amostra mais representativa, os coeficientes que melhor traduzem a dependência linear verificada.

Para um futuro objetivo de monitorizar a operação de todas as aeronaves da frota com o sistema SHM, recomenda-se uma instrumentação, em pelo menos mais uma das aeronaves da frota, exatamente igual à efetuada no âmbito da presente dissertação. Assim, seriam instalados cinco extensómetros, um acelerómetro e um DAU

nas mesmas localizações e condições, permitindo verificar se as FT sofrem ou não uma alteração significativa aquando da instalação do sistema SHM numa aeronave diferente. Posteriormente, no caso de não se verificar uma alteração significativa nas referidas FT, a instrumentação das restantes aeronaves seria efetuada numa versão mais simplificada: apenas com a instalação do acelerómetro no CG e de um DAU. Por conseguinte, o cálculo das tensões locais seria efetuado com as FT previamente definidas, simplificando todo o processo de instrumentação e reduzindo os custos inerentes à aquisição e instalação de equipamento.

Na sequência da recomendação relativa à monitorização total da frota com o sistema SHM ou uma versão simplificada do mesmo, é provável que o sistema MSR seja retirado de serviço. Deste modo, o tratamento de dados de voo relativos ao fator de carga passaria a ser realizado exclusivamente com o sistema SHM, sendo necessário o desenvolvimento de um *software* que permita a contabilização de ciclos e a obtenção do espectro de carga acumulado para este sistema. Neste âmbito, recomenda-se, com base na aquisição de dados de voo a uma frequência de $25Hz$ com o sistema MSR, que se utilize um *range* igual a 0.1, permitindo que a monitorização do fator de carga seja efetuada de maneira semelhante a um contador de G's analógico. Adicionalmente, este valor permite que sejam apenas monitorizadas ocorrências significativas do ponto de vista da fadiga, desprezando o ruído existente.

Dada a limitação deste estudo referente aos parâmetros das leis de propagação de *Walker* e *NASGRO*, recomenda-se a realização de ensaios de fadiga com amplitude constante com pelo menos dois valores diferentes de tensão média, a fim de se obter as curvas da/dN em função de ΔK para o material e geometria do provete estudado. Deste modo, é possível obter-se os parâmetros de propagação de fissuras para os diferentes modelos de propagação e resultados mais realistas.

A implementação do sistema SHM numa aeronave Epsilon TB-30 e os consequentes benefícios que apresentou no âmbito deste trabalho poderão ser empregues na monitorização de outras frotas da FAP. Um possível exemplo é aplicação na frota P-3C CUP+, em que, face às capacidades desta aeronave de busca e salvamento, guerra anti-submarina e anti-superfície, vigilância e reconhecimento e às recentes modernizações efetuadas nos seus sistemas, é do interesse da FAP manter a integridade estrutural destas aeronaves através da monitorização de cargas de voo.

Referências

- [1] Força Aérea Portuguesa. (2019). consultado a 3 de julho de 2019, em <https://www.emfa.pt>
- [2] CEAT. Epsilon - *Documents de Synthèse suite a la campagne D'Essai de Fatigue*. SOCATA, Groupe Aeroespatiale, 1996.
- [3] Silva, J. (2003). Relatório do Tirocínio ENGAER. Força Aérea Portuguesa
- [4] Milharadas, M. (2004). Relatório do Tirocínio ENGAER. Força Aérea Portuguesa
- [5] Serrano, B. (2009). Previsão do tempo de vida de fadiga da aeronave Epsilon TB-30 da FAP (Grau de Mestre). Instituto Superior Técnico, Academia da Força Aérea.
- [6] Força Aérea Portuguesa. (abril 2017). *Modular Signal Recorder Installation Epsilon TB 30*
- [7] Gameiro, P. (2016). Desenvolvimento e Implementação de uma Metodologia de Seguimento de Vida de Fadiga da Aeronave Epsilon TB 30 da Força Aérea Portuguesa (Grau de Mestre). Instituto Superior Técnico, Academia da Força Aérea.
- [8] Martins, T. (2019). *Mechanical Study of an Aircraft's Structural Condition* (Grau de Mestre). Instituto Superior Técnico.
- [9] Branco, C.M. (1998) *Mecânica dos Materiais*. Lisboa: Fundação Calouste Gulbenkian.
- [10] Schutz, W. (1996). A history of fatigue. In *Engineering Fracture Mechanics* Vol. 54 (1st ed., pp. 263-286). Great Britain: Elsevier.
- [11] Ribeiro, A., Correia, J., Silva, A., Jesus, A. (2019). *Evolution of fatigue history em 21st Brazilian Conference of Mechanical*. Natal, Brasil: ABCM.
- [12] Pilkey, W. D., Pilkey, D. F. (2008). *Peterson's Stress Concentration Factor*. Hoboken, NJ: John Wiley Sons, Inc.
- [13] Dowling, N. E. (2013). *Mechanical behavior of materials: engineering methods for deformation, fracture, and fatigue*. Boston: Pearson.

- [14] D. Broek. Elementary Engineering Fracture Mechanics. Sijthoff Noordhoff International Publishers B.V., 1978
- [15] Anderson, T.L. (1995) *Fracture Mechanics: Fundamentals and Applications*. FL, Boca Raton: CRC Press LLC.
- [16] Fracture Toughness. Consultado a 11 de setembro em <https://www.nde-ed.org>
- [17] SIMULIA. (2011). Abaqus/CAE User's Manual. RI: SIMULIA Worldwide Headquarters
- [18] Fatigue Crack Growth. (2019). Consultado a 6 de agosto em <https://mechanicalc.com>
- [19] ASTM International. (2014). ASTM E647-13a: Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. West Conshohocken, PA: American Society for Testing and Materials
- [20] LexTech. (2019). AFGROW Users guide and technical manual
- [21] Beden, S., Abdullah, S., Ariffin, A. (2009) *Review of Fatigue Crack Propagation Models for Metallic Components*. European Journal of Scientific Research, p. 364–397.
- [22] Lee, Y., Pan, J., Hathaway, R., Barkey, M. (2005). *Fatigue Testing and Analysis: Theory and Practice*. Londres: Elsevier.
- [23] Lee, Y., Barkey, M., Kang, H. (2012). *Metal fatigue analysis handbook*. Waltham, MA: Butterworth-Heinemann.
- [24] Buderath, M., Boller, C., Chang, F., Fujino, Y. (2009). Fatigue Monitoring in Military Fixed-wing Aircraft. *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*. (Capítulo 97). Wiley
- [25] Boller, C., Meyendorf, N. (2008) *State of the Art in Structural Health Monitoring for Aeronautics* em Symposium on NDT in Aerospace, Furth, 3 a 5 de dezembro de 2008 em Furth, Alemanha.
- [26] Balageas, D., Fritzen, C., Guemes, A. (2006). *Structural Health Monitoring*. Londres: Wiley-ISTE.

- [27] Reed, S., Boller, C., Chang, F., Fujino, Y. (2009). Loads Monitoring in Aerospace Structures. *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*. (Capítulo 85). Wiley
- [28] Len Meadows, Steve Reed and Mike Duffield - Operational Loads Monitoring in Military Transport Aircraft and Military Derivatives of Civil Aircraft
- [29] *Columbia. Loctite EA 934NA Aero Epoxy Paste Adhesive*. CA: Henkel Corporation Aerospace
- [30] General Strain Sensor Mounting Guide . (2018). General Strain Sensor Mounting Guide .
- [31] Força Aérea Portuguesa. (2019). Colagem de extensómetros *full bridge* em ambiente laboratorial. Direção de Engenharia e Programas.
- [32] Força Aérea Portuguesa. (2019). Colagem de extensómetros *full bridge*. Direção de Engenharia e Programas.
- [33] *Columbia. Strain Sensors, Model DT3757 Series*. PA: Columbia Research Laboratories
- [34] *Columbia. Linear Accelerometers SA-102MFTB, SA-302MFTA*. PA: Columbia Research Laboratories
- [35] Silva, J., Nunes, Nuno . *Vibration monitoring of aircraft reciprocating engines*, Part 1: Dynamic Characterisation of the engine. Lisboa
- [36] EADS. *Epsilon Aircraft - Crew Operating Manual*. (1983).
- [37] Beer, F.P., Johnston, E.R., Dewolf, J.T. (2006). *Mechanics of Materials*, NY: McGraw-Hill
- [38] Megson, T.H.G. (2007). *Aircraft Structures for Engineering Students*. UK, Oxford: Elsevier
- [39] Daher. *Left and right spar repair*. Desenhos técnicos da longarina da aeronave Epsilon TB-30
- [40] Erke Wang, Thomas Nelson, Rainer Rauch CAD-FEM GmbH, Munich, Germany - Back to Elements - Tetrahedra vs. Hexahedra

- [41] MatWeb - The Online Materials Information Resource. (2019). Consultado a 8 de maio de 2019, em <http://www.matweb.com>
- [42] MatWeb - The Online Materials Information Resource. (2019). Consultado a 7 de junho de 2019, em <http://www.matweb.com>
- [43] *Friction and Friction Coefficients for various Materials*. (2019). Consultado a 16 de julho de 2019, em <https://www.engineeringtoolbox.com/>
- [44] Rice, R. C., Jackson, J. L., Backuckas, J., Thompson, S. Metallic materials properties development and standardization (MMPDS) scientific report. (2003). Springfield, VA: National Technical Information Service.
- [45] Federal Aviation Administration. Fatigue Crack Growth Database for Damage Tolerance Analysis. (2005). VA: National Technical Information Service.
- [46] Newman, J. C., Raju, I. S. Stress intensity factor equations for cracks in three-dimensional finite bodies subjected to tension and bending loads. (1984) VA: Langley Research Center