



## 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*

## 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 AFGROW* 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

# 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 a instrução de pilotagem. Na fase de projeto, o fabricante fundamentou o seu programa de manutenção com base em ensaios de fadiga à escala real efetuados no *Centre d'Essais Aeronautique de Toulouse* (CEAT) [1]. Torna-se fundamental perceber se os pressupostos de operação considerados, aquando da definição do plano de manutenção, são aplicáveis ao regime de operação da FAP. Com o objetivo de seguir um plano de manutenção mais adequado, é necessário fornecer informação de vida de fadiga da frota ao fabricante, para que este viabilize uma possível alteração do programa de manutenção em vigor, sendo obtida através da instrumentação das aeronaves. Deste modo, em 2017, a frota Epsilon TB-30 foi instrumentada com o equipamento MSR 165 que permitiu a obtenção de dados de aceleração relativos a  $1161.31HV$ , caracterizando a operação da frota.

## 1.2 Objetivos

O presente estudo enquadra-se no 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 na 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 do presente estudo é a caracterização da operação da frota Epsilon TB-30 da FAP através da recolha e tratamento de dados de voo. Para tal, 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 e 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 da comparação da severidade de operação, calculou-se o dano acumulado e realizou-se um estudo de propagação de fissuras com componentes teórica e 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 pressuposta 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 provenientes da presente dissertação poderão contribuir para uma possível alteração do programa de manutenção, fornecer informações pertinentes sobre os esforços existentes nas localizações críticas da aeronave e permitir um seguimento da vida de fadiga da frota

# 2 Revisão bibliográfica

## 2.1 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 dinâmi-

cas, num ponto ou em vários pontos, podendo culminar em fendas ou numa fratura completa, após um número suficiente de variações de carga"[2]. Este processo caracteriza-se por quatro fases principais: nucleação da fenda, crescimento microscópico da fenda, propagação da fenda e rotura final e pela presença de cargas dinâmicas que podem apresentar uma amplitude constante ou variável. No caso de amplitude constante, os ciclos são caracterizados por uma amplitude de tensão  $\sigma_a$ , uma tensão média  $\sigma_m$  e um rácio entre a tensão mínima e máxima  $R$ , de acordo com as expressões 1 a 3.

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

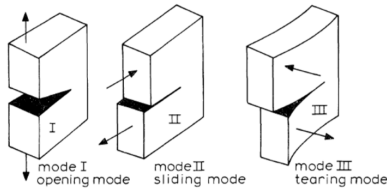
$$\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2} \quad (2)$$

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

## 2.2 Mecânica da Fratura

As condições de geometria e tensão na frente de uma fenda podem ser descritas, no âmbito da Mecânica da Fratura Linear Elástica (MFLE), através do parâmetro fator de intensidade de tensões  $K$  (equação 4), no qual  $\sigma$  representa a tensão nominal aplicada,  $Y$  é um fator de forma adimensional que é função das geometrias do componente e da fissura e  $a$  é o comprimento da fissura [3]. É expectável que a falha de um componente ocorra quando este parâmetro atingir o seu valor crítico, denominado tenacidade à fratura  $K_C$ . 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 1. A equação 4 é usualmente descrita para o modo I, pelo facto deste ser o mais severo.

A fratura em materiais muito ductéis ocorre com uma grande quantidade de plasticidade, invalidando as abordagens da MFLE. Assim, surge o integral J, um integral de contorno que inclui a frente da fenda num referencial bidimensional e fornece estimativas aproximadas da taxa de libertação de energia através da expressão 5, na qual  $W$  representa a densidade de energia de deformação,  $\Gamma$  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  $\Gamma$ . Este integral pode ser calculado numericamente através de *softwares* de elementos finitos, tais como o *ABAQUS*® [4].



$$K = Y\sigma\sqrt{\pi a} \quad (4)$$

$$J = \int_{\Gamma} W dy - \vec{T} \frac{\vec{u}}{x} ds \quad (5)$$

Figura 1: Modos de rotura [5]

## 2.3 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  $\Delta K$  e um rácio  $R$ , apresentados nas expressões 6 a 9.

$$K_{max} = Y\sigma_{max}\sqrt{\pi a} \quad (6)$$

$$\Delta K = K_{max} - K_{min} \quad (8)$$

$$K_{min} = Y\sigma_{min}\sqrt{\pi a} \quad (7)$$

$$R = \frac{K_{min}}{K_{max}} \quad (9)$$

A intensificação do estudo da fadiga conduziu ao desenvolvimento de diversos modelos de propagação de fissuras. Segundo *Dowling* [3], 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  $\Delta K$ . Com base em dados obtidos experimentalmente, modelaram-se várias leis de propagação de fissuras.

A Lei de *Paris* surge como um modelo simples de prever o crescimento de fissuras para cargas de amplitude constante, sendo descrita pela expressão 10, na qual  $C_P$  é uma constante e  $n_P$  representa o declive da região *II* da curva em escala logarítmica. Na figura 2 é ilustrado o *fitting* da expressão a um conjunto de dados obtidos experimentalmente, observando-se que o crescimento de fissuras é descrito por três fases distintas: *I*, *II* e *III*. A primeira inclui a gama de valores de  $da/dN$  mais reduzidos, em que a curva tem um comportamento assintótico para um valor de  $\Delta K$  denominado limite de não propagação,  $\Delta K_{th}$ , não existindo propagação da fissura para valores inferiores ao mesmo. 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  $\log \Delta K$  descrita 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 [3].

Face às limitações da Lei de *Paris*, *Walker* propôs, com o objetivo de modelar a propagação de fissuras incluindo a influência do rácio  $R$ , a expressão 11. 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  $\gamma$  é uma constante do material que indica a forma como o rácio  $R$  afeta a taxa de crescimento de fissuras do material.

O modelo de propagação *NASGRO* foi desenvolvido pela NASA e tem em conta o rácio  $R$ , efeitos de fecho de fenda e as três regiões que caracterizam uma curva  $da/dN$ , sendo descrito pela expressão 12 [6],[7]. 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.

$$\frac{da}{dN} = C_P (\Delta K)^{n_P} \quad (10)$$

$$\frac{da}{dN} = C_W \left( \frac{\Delta K}{(1-R)^{1-\gamma}} \right)^{n_W} \quad (11)$$

$$\frac{da}{dN} = C_N \left[ \left( \frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^{n_N} \frac{\left( 1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left( 1 - \frac{K_{max}}{K_{crit}} \right)^q} \quad (12)$$

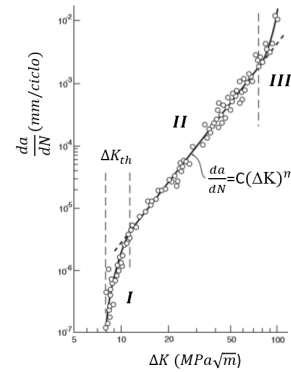


Figura 2: Lei de *Paris* (adaptado) [3]

## 2.4 Cálculo do dano acumulado

Os ciclos de fadiga com amplitude variável são os mais frequentes em aplicações práticas de fadiga. Deste modo, 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 cada amplitude  $\sigma_a$ , 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. Assim, o dano total acumulado é calculado através da

soma dos rácios  $N/N_f$  para os vários blocos de ciclos constituintes do espectro. 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 13 [2].

$$D = \sum \frac{N_i}{N_{fi}} = 1 \quad (13)$$

## 2.5 Structural Health Monitoring

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 [8]. Os objetivos destes sistemas são 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 [9].

Os desenvolvimentos na monitorização, que incluem a integração de sensores, a transmissão de dados e a capacidade de processamento e armazenamento computacional, permitiram a análise do histórico de operação da estrutura e a previsão da 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 [10].

## 3 Instrumentação da aeronave Epsilon TB-30

A instrumentação da aeronave Epsilon TB-30 incluiu a instalação de cinco extensómetros com o *part number* (P/N) DT3757-5, um acelerómetro de forças equilibradas SA-102MFTB e um sistema de aquisição de dados/*Data Acquisition Unit* (DAU), possibilitando a recolha e armazenamento de dados de voo relativos à extensão em cinco localizações críticas da aeronave e do fator de carga no CG da mesma.

Como a colagem dos extensómetros nas localizações críticas é uma das importantes fases do processo de instrumentação, ensaiou-se, numa primeira fase, o procedimento de colagem em ambiente laboratorial, utilizando um provete de uma liga de alumínio 2024-T351. Realizaram-se também ensaios de tração uniaxial para validação e comparação dos resultados de extensão. Numa segunda fase, aplicou-se o procedimento de colagem dos referidos sensores na aeronave Epsilon TB-30, bem como as ações necessárias para a instalação do acelerómetro próximo do CG da mesma.

### 3.1 Colagem de extensómetros em ambiente laboratorial

O procedimento de colagem dos extensómetros incluiu as etapas seguintes: 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 nas superfícies do extensómetro e de montagem. O tempo de cura foi de aproximadamente 5 a 7 dias para uma temperatura de 25°C [11]. Nesta fase, o *null offset* foi monitorizado durante os primeiros 15 minutos de cura [12]. Removeram-se todos os equipamentos acessórios, realizou-se uma nova verificação

elétrica, comparando-se os valores obtidos com os valores de referência. Finalmente, verificaram-se os valores de *null offset* e procedeu-se à selagem do sensor [13].

Após a colagem do extensómetro, realizaram-se ensaios de tração uniaxial com o objetivo de validar os dados de extensão fornecidos por este sistema. Para tal, compararam-se os valores de extensão medidos pelos extensómetros DTD2684-1 e HMB 1-LY11-6/350 e por valores teóricos calculados analiticamente. Nos ensaios laboratoriais, utilizou-se uma máquina servo-hidráulica MTS 810, em que se aplicou uma sequência de carga de 0 *kN*, com incrementos de 2 *kN*, até 10 *kN*. Os resultados obtidos e o desvio percentual em relação ao valor teórico encontram-se nas figuras 3 (a) e (b).

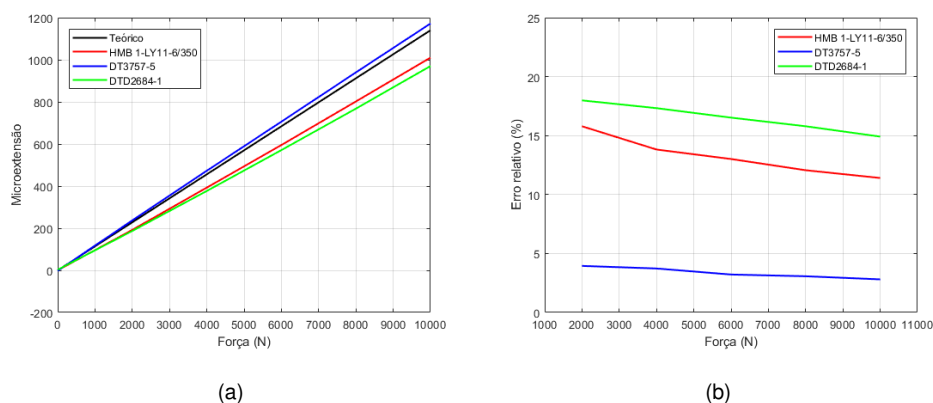


Figura 3: (a) Resultados de extensão em função da carga aplicada; (b) Erro relativo entre os valores obtidos e os teóricos

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 apresenta um erro percentual não superior a 5% relativamente ao valor teórico, enquanto os restantes sensores apresentam erros de 10% a 20%, validando as medições com este sensor.

### 3.2 Instalação dos sensores na aeronave Epsilon TB-30

A instrumentação da aeronave foi executada de acordo com o procedimento testado em laboratório, incluindo a instalação de cinco extensómetros DT 3757-5 em quatro localizações críticas na longarina principal (denominadas *S1001*, *S1002*, *S1003* e *S1004*) e uma na travessa do quadro nº 2 (denominada *S1005*), atribuindo-se uma numeração aos extensómetros de acordo com as figuras 4 (a) e (b). Adicionalmente, foi instalado um acelerómetro de forças equilibradas SA-102MFTB no CG da aeronave, tal como apresentado na figura 4 (c).

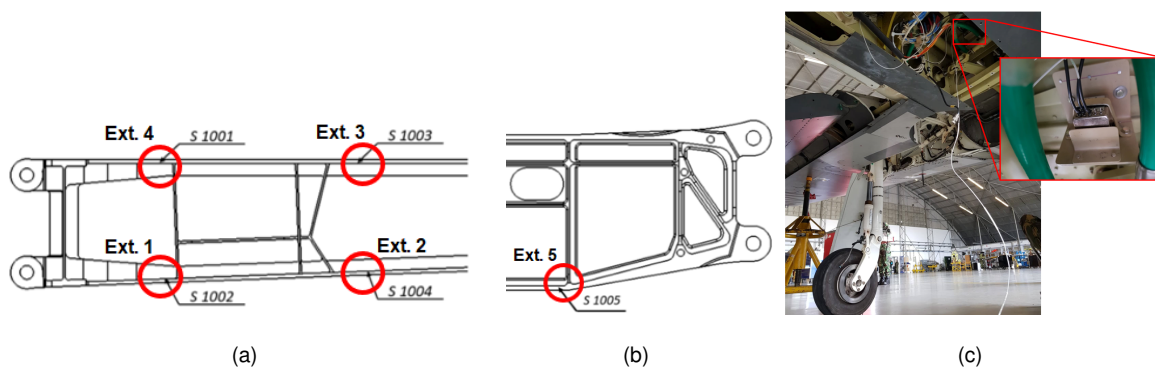


Figura 4: Localizações (a) críticas na longarina e (b) na travessa do quadro nº 2 [?] e posição do acelerómetro.

## 4 Recolha e tratamento de dados

A recolha e tratamento de dados incluiu, numa primeira fase, dados provenientes da instrumentação efetuada com o sistema MSR 165, com vista à obtenção do espectro de carga acumulado para 1000HV. A segunda fase é relativa à análise de dados provenientes da instrumentação do sistema SHM TB-30 que permitiram a definição das FT que correlacionam o fator de carga no CG da aeronave com as tensões nas localizações críticas da mesma.

### 4.1 Dados MSR 165

A instrumentação das aeronaves Epsilon TB-30 com o equipamento MSR 165 em 2017, possibilitou a recolha de dados de fator de carga num total de 1161.31HV, considerando-se ser representativo do regime de operação. O tratamento destes dados realizou-se com o *software* implementado por Gameiro [14] e descrito no fluxograma da figura 5, recebendo dados de voo relativos a pressão, temperatura e fator de carga a uma frequência de 25Hz. Deste modo, é realizada uma filtragem do espectro, aplicado o parâmetro *range* e são definidos os picos e vales do espectro. Finalmente, aplicou-se o método *level cross counting* para a obtenção do espectro de carga acumulado.



Figura 5: Fluxograma do *software* implementado por Gameiro [14]

Primeiramente, selecionou-se o segmento do espectro correspondente à fase de voo efetivo, desprezando-se os procedimentos no solo através da monitorização da pressão atmosférica. Em segundo lugar, aplicou-se um filtro passa-baixo de nono grau com uma frequência de corte de 5Hz, removendo as oscilações de fator de carga com uma frequência inferior a este valor. Posteriormente, definiu-se o parâmetro *range*, frequentemente utilizado em análises de fadiga pelo facto de remover ciclos com amplitudes desprezáveis para efeitos de fadiga, segundo a condição 14.

$$|N_{z_{i+1}} - N_{z_i}| \leq \frac{range}{2} \quad (14)$$

Determinaram-se os picos e vales com base na variação do declive entre pontos consecutivos e contabilizaram-se as ocorrências utilizando o método *level cross counting* e os patamares de referência considerados pelo fabricante [1], resultando no espectro de carga acumulado da figura 6.

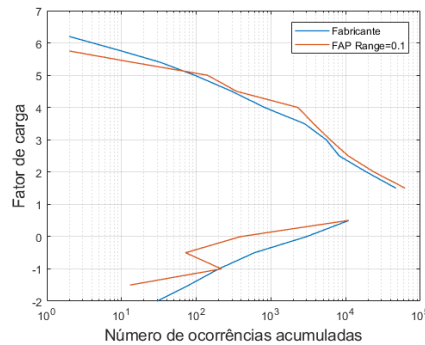


Figura 6: Espectros de carga para 1000HV

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, procedeu-se à recolha e análise de dados de voo provenientes do sistema SHM TB-30. Os sensores instalados permitem monitorizar extensão nas localizações críticas e aceleração no CG da aeronave, enviando os dados para o DAU através de ligações elétricas. Multiplicaram-se, segundo a Lei de *Hooke*, dados de extensão pelo módulo de Young  $E = 73.1 GPa$  de uma liga de alumínio 2024-T351, a fim de se obter os valores de tensão existentes nas localizações críticas.

A realização de voos com o sistema SHM TB-30 instalado na aeronave possibilitou a recolha de dados a uma frequência de  $512 Hz$  e a análise dos mesmos. A sensibilidade do acelerómetro instalado no CG da aeronave permitiu a deteção de vibrações causadas pelo funcionamento de diversos componentes da aeronave, nomeadamente do motor. Para se obter uma sequência de pontos que retratem verdadeiramente a variação temporal do fator de carga imposta pelo piloto da aeronave em voo, optou-se por aplicar um filtro passa-baixo com uma frequência de corte de  $5 Hz$  (valor inferior às frequências detetadas pelo sistema). Seguidamente, obtiveram-se as funções transferência (FT) descritas nas expressões 15 a 18, correlacionando o fator de carga no CG da aeronave com as tensões nas localizações críticas da mesma.

$$\sigma_{S1002} = 24.98N_z - 1 \quad (15) \quad \sigma_{S1004} = 21.15N_z + 2.68 \quad (17)$$

$$\sigma_{S1001} = -21.55N_z - 4.65 \quad (16) \quad \sigma_{S1005} = 38.18N_z + 4.81 \quad (18)$$

## 5 Projeto do provete representativo da localização crítica

No âmbito da comparação da severidade de operação, projetou-se um provete representativo da localização crítica da asa da aeronave Epsilon TB-30, considerada pelo fabricante *Daher*, a fim de ser utilizado nos ensaios experimentais de fadiga. A referida zona é delimitada pelas primeira e segunda nervuras da longarina principal da asa, encontrando-se ilustrada na figura 7 (a). Realizaram-se sucessivas simulações com o MEF através do *software Siemens NX 12.0* e efetuou-se uma análise de convergência das tensões locais no provete. Finalmente, introduziu-se um entalhe de canto, para que o provete possa ser utilizado nos ensaios laboratoriais, garantindo que a propagação da fissura ocorre a partir do local desejado.

A referida localização foi modelada à escala real, com base nos desenhos técnicos fornecidos pelo fabricante da aeronave [15] e apresentados na figura 7 (b).

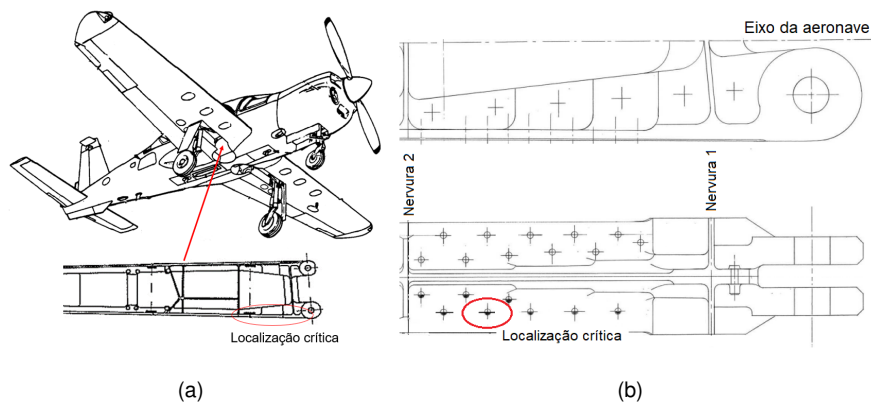


Figura 7: (a) Localização crítica; (b) Desenhos técnicos do fabricante *Daher* [15]

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 na base do mesmo com objetivo de forçar a propagação da fissura na localização pretendida.

As dimensões para as extremidades do provete foram seleccionadas de modo a evitar a 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, tal como ilustrado na figura 8 (a).

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*, no qual se gerou uma malha com elementos hexaédricos de 20 nós e se definiram as condições de fronteira correspondentes aos ensaios experimentais. Atribuíram-se as propriedades mecânicas: Módulo de Elasticidade  $E = 73.1 GPa$  e coeficiente de Poisson  $\nu = 0.33$  correspondentes a uma liga de alumínio 2024-T351 [16] e concluiu-se que a tensão na localização  $S1002$  do provete é 1.25 vezes superior à tensão remotamente aplicada.

Para se ter a certeza que a propagação da fenda ocorre no furo desejado, optou-se por introduzir um entalhe no furo considerado crítico. Este entalhe tem a forma de um quarto de círculo com  $0.5 mm$  de raio e situa-se na base do provete com orientação para o lado exterior do mesmo (onde se observou a tensão máxima no componente), sendo introduzido por eletroerosão. Desta forma, o entalhe induz a propagação da fissura a ocorrer na localização apresentada na figura 8 (b).

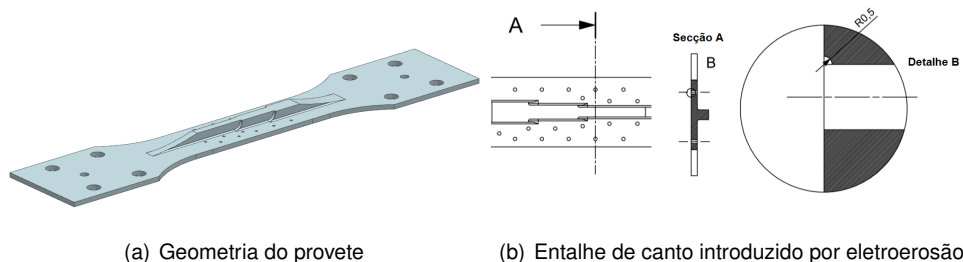


Figura 8: Provete representativo da localização crítica

## 6 Comparação da severidade

A comparação da severidade entre operação da frota da FAP e a pressuposta pelo fabricante na fase de projeto da aeronave, encontra-se dividida em três secções: a geração de sequências de carga aleatórias, o cálculo do dano acumulado e a propagação de fissuras.

### 6.1 Geração de sequências de carga aleatórias

A geração de sequências de carga aleatórias incluiu o cálculo das ocorrências efetivas a partir das acumuladas, subtraindo ao número de ocorrências de um determinado patamar o número de ocorrências contabilizado no patamar seguinte. Consideraram-se apenas 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. Ordenaram-se os referidos picos numa sequência aleatória e colocou-se um vale de 0.5 a seguir aos picos de 1.5 a 3.5 e um vale de  $-0.5$  a seguir aos picos de 4 a 6.2.

### 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, sendo efetuado de duas formas: a primeira é baseada nas sequências de carga aleatórias geradas e a segunda a partir dos espectros acumulados para 1000HV.

No caso das sequências de carga aleatórias, o cálculo do dano acumulado compreende 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 13. Deste modo, aplicou-se o cálculo linear do dano às sequências de carga aleatórias, em que o número de ciclos até à falha é obtido através das curvas S-N relativas a uma liga de alumínio 2024-T351 [17], devendo-se ter em conta a amplitude de tensão, a tensão média e a FT da expressão 15.

A segunda metodologia utilizada é um método implementado pelo fabricante da aeronave e utilizado no CEAT para estudos de fadiga em diversas aeronaves. Este método é baseado na Regra de *Miner* e parte do espectro de carga acumulado para 1000HV [18]. Os resultados obtidos e o respetivo desvio percentual encontram-se na tabela 1, revelando que o regime de operação da FAP é cerca de 2.1% a 7.4% mais severo que o regime de referência considerado pelo fabricante.

Tabela 1: Dano acumulado para os dois regimes de operação

|                     | FAP    | Fabricante | Desvio(%) |
|---------------------|--------|------------|-----------|
| Sequências de carga | 0.0261 | 0.0243     | 7.4       |
| Espectros de carga  | 0.0448 | 0.0439     | 2.1       |

### 6.3 Propagação de fissuras

Alternativamente ao cálculo do dano acumulado, estudou-se 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®

As simulações numéricas incluíram a seleção das geometrias do componente e entalhe, das propriedades mecânicas e de propagação de fissuras e a definição dos modelos de propagação de fissuras. Obtiveram-se resultados relativos ao tamanho da fissura em função do número de ciclos realizados, utilizando as sequências de carga aleatórias previamente geradas. As geometrias do componente e do entalhe em estudo foram definidas utilizando o modelo do *software* AFGROW® que mais se aproxima do caso de estudo, sendo apresentado na figura 9.

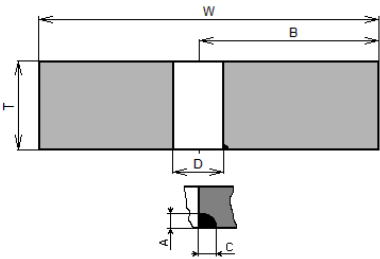


Figura 9: Dimensões utilizadas para o modelo no *software* AFGROW®

Definiram-se as propriedades mecânicas do material tendo em conta que o provete é constituído por uma liga de alumínio 2024-T351 [16] e definiram-se os modelos de propagação de fissuras de *Walker* e *NASGRO*. Dada a inexistência dos parâmetros de propagação para o caso do provete em estudo, optou-se por selecionar os parâmetros relativos a uma liga de alumínio 2024-T351. Relativamente à fonte dos parâmetros de propagação, realizaram-se duas abordagens distintas: utilização da base de dados *Fracture Mechanics Database (AFMAT)* do *software* AFGROW® e da Base de dados *NASGRO®* do documento *Fatigue Crack Growth Database for Damage Tolerance Analysis* [19].

Dado que o furo em estudo 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 extensómetro, recorrendo-se à FT da expressão 15 para se obter as duas sequências aleatórias de carga. Estabeleceu-se que a propagação da fissura termina quando se atinge o valor de tenacidade à fratura do material [16]. Caso o referido valor não seja atingido, a propagação da fissura termina quando o seu comprimento atingir a dimensão da base do provete. Representando as curvas dos modelos de propagação de *Walker* e *NASGRO*, é possível observar as velocidades de propagação de fenda para ambas as abordagens.

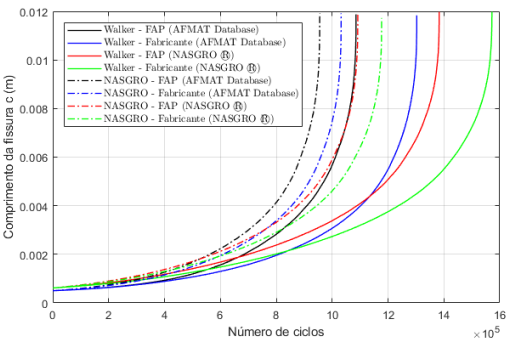


Figura 10: Propagação da fenda no AFGROW®

Tabela 2:  $N_f$  para os modelos de *Walker* e *NASGRO* segundo as duas abordagens

|            | <i>Walker</i> |         | <i>NASGRO</i> |         |
|------------|---------------|---------|---------------|---------|
|            | 1.            | 2.      | 1.            | 2.      |
| FAP        | 1085472       | 1383072 | 955533        | 1091813 |
| Fabricante | 1302982       | 1571894 | 1032218       | 1177185 |
| Desvio (%) | 16.7          | 12.1    | 7.4           | 7.3     |

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 10, são responsáveis por uma aceleração da propagação da fenda. 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% e um mínimo de 7.3% e sendo coerente com o cálculo do dano acumulado.

### 6.3.2 Método dos Elementos Finitos

O *software ABAQUS®* permitiu o cálculo do fator de intensidade de tensões  $K$  para vários comprimentos de fenda e, consequentemente, a obtenção do fator geométrico  $Y$  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 de propagação da segunda abordagem. Finalmente, analisaram-se os resultados da propagação de fenda segundo os espectros FAP e Fabricante, complementando a comparação da severidade entre os regimes de operação.

Para esta análise utilizaram-se as condições de fronteira das análises prévias com o MEF e uma carga de  $1MPa$ . Inseriu-se, no furo considerado crítico, uma fissura de canto na base do provete orientada para o lado exterior do mesmo e discretizou-se a frente da fenda através do ângulo  $\phi$  e da distância  $a$ , tal como ilustrado nas figuras 11 (a) e (b).

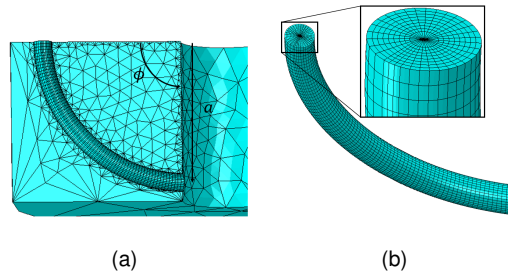


Figura 11: Malha de elementos finitos (a) no plano da fenda (b) na frente da fenda

O *software* permitiu a obtenção de cinco estimativas para os valores de  $K$  relativos aos três modos de rotura. Definiu-se também uma gama de comprimentos de fenda entre  $0.5mm$  e  $6mm$  com incrementos de  $0.5mm$  e assumiu-se que a forma da fenda se mantém constante ao longo da propagação, em que o ângulo  $\phi$  varia entre  $0 rad$  e  $\pi/2 rad$ .

Observou-se a dominância do modo I face aos modos II e III, sendo que para os dois últimos, o fator de intensidade de tensões apresentou-se 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, determinou-se o parâmetro geométrico  $Y$ , assumindo que a forma da fenda se mantém constante. Calculou-se o valor médio do fator de intensidade de tensões  $K_I$  para cada comprimento de fenda e adimensionalizaram-se os referidos valores de acordo com a seguinte expressão 19.

Efetou-se uma regressão polinomial de 4º grau, obtendo-se a expressão 20 que descreve o parâmetro geométrico  $Y$  em função do comprimento da fenda, sendo válida para  $0.5mm \leq a \leq 6mm$ .

$$Y = \frac{K}{\sigma \sqrt{\pi a}} \quad (19)$$

$$Y(a) = 0.005a^4 - 0.086a^3 + 0.554a^2 - 1.747a + 4.307 \quad (20)$$

O algoritmo implementado para a propagação de fenda com o parâmetro geométrico  $Y$  do provete e os modelos de *Walker* e *NASGRO* é semelhante ao utilizado por Serrano [20]. Em primeiro lugar, definiu-se o comprimento inicial da fenda igual a  $0.5\text{mm}$ , seguindo-se o cálculo dos valores de  $K_{min}$  e  $K_{max}$  e a respetiva variação  $\Delta K$  para cada ciclo. Verificou-se se o valor de  $\Delta K$  é superior ao limite de não propagação  $\Delta K_{th}$ , para que ocorra propagação da fenda e calculou-se o novo comprimento de fenda através das expressões 11 e 12. Este procedimento é efetuado com as sequências de cargas aleatórias até se atingir um valor de comprimento de fenda igual a  $6\text{mm}$ , representando o limite de validade da expressão de  $Y(a)$ . 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 12 e na tabela 3, observando-se uma velocidade de propagação de fenda superior segundo o espetro FAP.

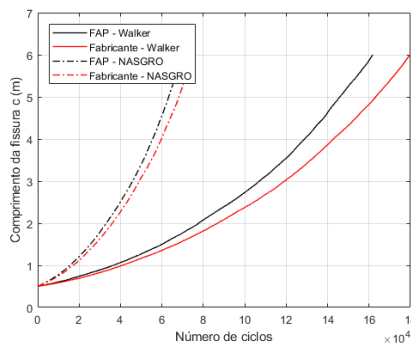


Figura 12: Propagação da fenda

Tabela 3:  $N_f$  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 de fadiga com amplitude variável permitiu estudar a propagação de fissuras num vertente experimental. Os ensaios foram realizados numa máquina servo-hidráulica INSTRON 8502 com uma célula de carga de  $250\text{kN}$ , na qual se instalaram umas amarras mecânicas com capacidade de operação de  $250\text{kN}$ . A sequência de carga a aplicar no provete foi inserida no *software WaveMatrix™* e a visualização da fenda efetuou-se com uma câmara microscópica *Dino-Eye* P/N 23BIM40 e com o *software Dino Capture 2.0*.

Para se obter a relação entre a força a aplicar na extremidade do provete e o fator de carga no CG da aeronave, mediu-se a extensão na localização *S1002* através da instalação de um extensómetro HMB 1-LY-6/350. Realizando uma regressão linear às medições efetuadas e considerando a FT da expressão 15 e a hipótese de regime elástico, obteve-se a expressão 21 que relaciona a força a aplicar na extremidade do provete e o fator de carga no CG da aeronave.

$$F_{provete} = 23.35N_z - 0.552 \quad (\text{kN}) \quad (21)$$

O procedimento experimental iniciou-se com a definição de uma frequência de  $4\text{Hz}$  para os pontos que definem a sequência de carga a aplicar. Calibrou-se a máquina INSTRON 8502 nas condições iniciais do ensaio (carga de  $0\text{kN}$ ), ajustaram-se os parâmetros do controlador PID da mesma e definiram-se os limites inferior e superior de posição e carga. Iniciou-se o ensaio e registou-se o comprimento da fenda consoante a velocidade de propagação da mesma. A medição do comprimento da fenda foi realizada aplicando a carga estática correspondente a um fator de carga  $N_z = 1.5$ . Finalmente, analisou-se a superfície de fratura aquando da fratura final do provete. A propagação da fenda realizou-se segundo o Modo

I (perpendicularmente à aplicação da carga), tal como apresentado nas figuras 13 (a) a (d).

Face à impossibilidade de ensaiar a sequência de carga do Fabricante, durante o período de tempo estipulado para este estudo, optou-se por comparar os resultados experimentais de propagação da fenda com as metodologias dos capítulos anteriores. Deste modo, na figura 14, são apresentadas as curvas de propagação de fenda relativas à aplicação da sequência de carga aleatória da 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.

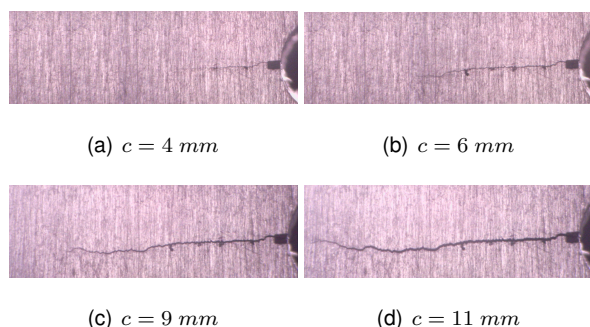


Figura 13: Propagação experimental da fissura

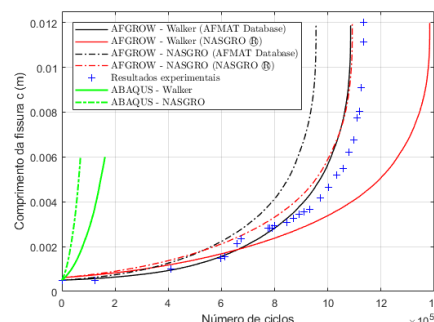


Figura 14: Propagação de fenda para o caso FAP

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, permitindo concluir que não se atingiu a tenacidade à fratura do material.

Observa-se uma elevada discrepância entre o número de ciclos até à falha para o caso das análises com o MEF em relação aos resultados experimentais, possivelmente devida ao facto de não ser possível simular a transição para uma fissura passante e ao facto dos parâmetros das leis de propagação não serem ajustados à geometria do provete.

A análise da superfície de fratura com uma ampliação de 1000x através do MEV Hitachi S2400 do MicroLab no IST, permitiu uma caracterização mais detalhada, observando-se as fases de nucleação e crescimento microscópico da fenda através das estrias presentes na Região A da figura 16 (a), sendo compatível com um espectro de amplitude variável pelo facto da distância entre duas estrias consecutivas variar constantemente. A região B é caracterizada pela existência de linhas de paragem visíveis a "olho nu" e de estrias visíveis na figura 16 (b). Finalmente, a região C trata a falha do componente por rotura instável, observando-se uma superfície irregular e compatível com a rotura de um material dúctil.

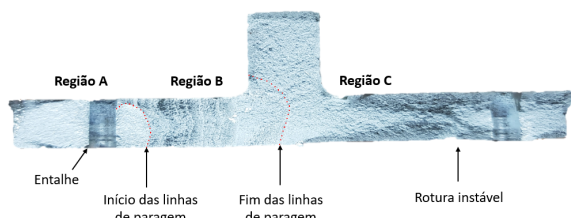


Figura 15: Superfície de fratura

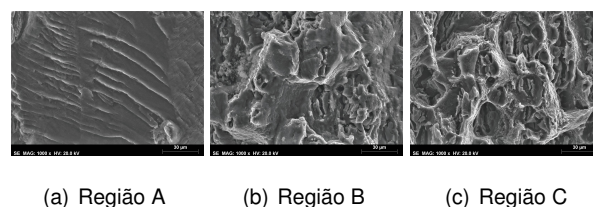


Figura 16: Superfície de fratura observada no MEV

## 7 Conclusões e Recomendações

A instrumentação da aeronave revelou-se um passo fundamental neste estudo por permitir a definição das FT e o conhecimento dos valores de tensão existentes na estrutura durante as várias fases do voo. A seleção dos extensómetros utilizados mostrou-se adequada pelo facto das medições efetuadas apresentarem o menor desvio comparativamente aos valores teóricos de extensão, demonstrando-se um sensor robusto com aplicação no setor aeronáutico.

Para um futuro objetivo de monitorizar toda a frota com o sistema SHM, recomenda-se uma instrumentação, em pelo menos mais uma das aeronaves da frota, exatamente igual à efetuada no âmbito do presente estudo, permitindo verificar se as FT sofrem ou não uma alteração significativa aquando da instalação do sistema SHM numa aeronave diferente. As FT indicaram 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 executados no CEAT, permitindo concluir que as inspeções estruturais a este componente deverão ser efetuadas com uma maior frequência comparativamente aos restantes.

As abordagens do cálculo do dano acumulado e do estudo da propagação de fissuras permitiram concluir que a frota da FAP apresenta um regime de operação mais severo do que o regime de referência considerado pelo fabricante, variando de 2.1% a 7.4% para o dano acumulado e de 7% a 16.7% para a propagação de fissuras.

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, consequentemente, 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.

O estudo da propagação de fissuras incluiu, nas vertentes numéricas, a utilização dos modelos de propagação de fissuras de *Walker* e *NASGRO* que apresentam limitações relativamente aos parâmetros que as definem. 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, representando uma limitação deste estudo.

Face à impossibilidade de ensaiar experimentalmente a sequência de carga aleatória proveniente do espetro de carga acumulado considerado pelo fabricante, recomenda-se a realização deste ensaio para que se possa comparar a propagação de fenda experimentalmente.

Comparativamente aos anteriores estudos de fadiga realizados na frota Epsilon TB-30, em que, devido à falta de dados de voo, se extrapolaram os espetros 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. 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 frota, promove-se uma operação mais segura a longo prazo e uma possível extensão do tempo de serviço da frota.

## Referências

- [1] CEAT. Epsilon - *Documents de Synthèse suite a la campagne D'Essai de Fatigue*. SOCATA, 1996.
- [2] Branco, C.M. (1998) *Mecânica dos Materiais*. Lisboa: Fundação Calouste Gulbenkian.
- [3] Dowling, N. E. (2013). *Mechanical behavior of materials: engineering methods for deformation, fracture, and fatigue*. Boston: Pearson.
- [4] SIMULIA. (2011). Abaqus/CAE User's Manual. RI: SIMULIA Worldwide Headquarters
- [5] D. Broek. Elementary Engineering Fracture Mechanics. Sijthoff Noordhoff International Publishers B.V., 1978
- [6] LexTech. (2019). AFGROW Users guide and technical manual
- [7] Beden, S., Abdullah, S., Ariffin, A. (2009) *Review of Fatigue Crack Propagation Models for Metallic Components*. European Journal of Scientific Research, p. 364–397.
- [8] 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.
- [9] Buderath, M., Boller, C., Chang, F., Fujino, Y. (2009). Fatigue Monitoring in Military Fixed-wing Aircraft. *Encyclopedia of Structural Health Monitoring*. (Capítulo 97). Wiley
- [10] Balageas, D., Fritzen, C., Guemes, A. (2006). *Structural Health Monitoring*. Londres: Wiley-ISTE.
- [11] *Columbia. Loctite EA 934NA Aero Epoxy Paste Adhesive*. CA: Henkel Corporation Aerospace
- [12] General Strain Sensor Mounting Guide . (2018). General Strain Sensor Mounting Guide .
- [13] Força Aérea Portuguesa. (2019). Colagem de extensómetros *full bridge* em ambiente laboratorial. Direção de Engenharia e Programas.
- [14] 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.
- [15] Daher. *Left and right spar repair*. Desenhos técnicos da longarina da aeronave Epsilon TB-30
- [16] MatWeb - The Online Materials Information Resource. (2019). Consultado a 8 de maio de 2019, em <http://www.matweb.com>
- [17] Rice, R. C., Jackson, J. L., Backus, J., Thompson, S. Metallic materials properties development and standardization (MMPDS) scientific report. (2003). Springfield, VA: National Technical Information Service.
- [18] Silva, J. (2003). Relatório do Tirocínio ENGAER. Força Aérea Portuguesa
- [19] Federal Aviation Administration. Fatigue Crack Growth Database for Damage Tolerance Analysis. (2005). VA: National Technical Information Service.
- [20] 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.