

# MONITORIZAÇÃO DE CARGAS EM VOO PARA AVALIAÇÃO DA INTEGRIDADE ESTRUTURAL EM AERONAVES

L. Reis<sup>1</sup>, A. Fonseca<sup>2</sup> e M. de Freitas<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Assistente, <sup>2</sup>Professor Auxiliar, <sup>3</sup>Professor Catedrático

Departamento de Engenharia Mecânica, Instituto Superior Técnico, Av. Rovisco Pais 1049-001 Lisboa, Portugal



## RESUMO

*Com este artigo descreve-se a actual metodologia utilizada no seguimento de vida de fadiga das aeronaves da Força Aérea Portuguesa, visando a manutenção da sua integridade estrutural. Esta metodologia assenta em resultados experimentais obtidos em voo por intermédio de adequados sistemas de instrumentação. Os dados obtidos são posteriormente analisados, tendo em vista o desenvolvimento de modelos de propagação de fendas, sendo esta informação posteriormente utilizada no planeamento das acções de inspecção não-destrutivas, de manutenção, de apoio logístico e de utilização operacional das diversas frotas. Esta metodologia é ilustrada por uma aplicação em aeronaves DASSAULT/DORNIER ALPHA-JET.*

## 1. INTRODUÇÃO

A segurança e a fiabilidade de um componente estrutural dependem de factores que estão associados aos critérios de projecto, às especificações de qualidade do material e dos processos de fabrico.

Durante o seu uso operacional, a segurança e a fiabilidade dos componentes de aviões civis ou militares, designada por integridade estrutural, dependem da rápida detecção e reparação dos defeitos antes que estes atinjam dimensões críticas para as quais ocorre rotura catastrófica. Falhas estruturais em várias aeronaves nos anos 60 a 80 que foram causadas por defeitos não detectados, resultaram numa mudança de filosofia de projecto e manutenção de aeronaves, que passou do conceito de vida de fadiga segura para o conceito de tolerância ao dano. Neste conceito prevê-se

que o crescimento do defeito devido as cargas aplicadas ao longo do tempo, deve ser monitorizado e prevista a sua propagação até à próxima paragem para manutenção.

De acordo com este conceito, a monitorização da utilização de uma aeronave implica o conhecimento mais preciso possível da sequência de cargas que é aplicada no componente estrutural da aeronave [1]. Torna-se necessário medir e registar as grandezas que permitam prever a propagação dos defeitos ao longo do tempo de vida da aeronave e que de acordo com o conceito de tolerância ao dano, baseado na mecânica da fractura, são as tensões aplicadas a um comprimento de defeito [2].

Os estudos efectuados em colaboração com a Força Aérea Portuguesa, incidiram sobre as aeronaves VOUGHT A-7P CORSAIR

II, LOCKHEED P-3P ORION, LOCKHEED C-130H HERCULES, SOCATA EPSILON e DASSAULT/DORNIER ALPHA-JET. O objectivo do estudo é otimizar a gestão das frotas quer em consumo de vida de fadiga quer em gestão logística e das acções de manutenção.

## 2. MONITORIZAÇÃO DE CARGAS EM VOO

Em Portugal, a FAP realizou, durante muito tempo, o seguimento da vida de fadiga da respectiva frota pelos métodos usuais, isto é, monitorizando apenas o factor de carga (*load factor*) ou a aceleração vertical no centro de gravidade.

Para permitir uma análise mais rigorosa da integridade estrutural das aeronaves, torna-se necessário conhecer as cargas aplicadas nos diversos componentes estruturais, particularmente os definidos como sendo críticos. Este conhecimento deve ser complementado com informação adicional que permita caracterizar o tipo de missão associada a cada voo e relacionar as cargas aplicadas com as manobras realizadas. Pelo exposto, a metodologia desenvolvida é genericamente designada por monitorização de cargas em voo (*flight loads monitoring*). Os meios que permitem medir as diversas grandezas monitorizadas, incluindo o seu registo e posterior análise, são designados por sistemas de instrumentação.

### 2.1. Sistemas de instrumentação

Os sistemas de instrumentação associados aos diversos projectos de monitorização de cargas em voo, são constituídos por meios embarcados nas aeronaves instrumentadas e por meios complementares utilizados no solo. Estes sistemas permitem medir simultaneamente diversas grandezas pelo que também são designados por sistemas de instrumentação multi-canal. O número e as características das diversas grandezas medidas depende dos objectivos específicos de cada projecto. Das grandezas usualmente medidas, destacam-se:

- a velocidade ar, indicada (*indicated airspeed*) ou verdadeira (*true airspeed*);
- a altitude barométrica;
- a aceleração vertical no centro de gravidade ou o factor de carga;
- as microdeformações (*microstrains*), decorrentes das tensões mecânicas aplicadas em componentes e locais críticos da célula da aeronave, mensuráveis por intermédio de pontes de extensómetros (*strain gauge bridges*).

A identificação dos componentes e locais críticos é feita com o auxílio do fabricante, dos registos históricos e da análise de dados cedidos por outros utilizadores da aeronave em questão. Por outro lado, em aplicações em aeronaves, para minimizar os efeitos da temperatura e para obter a maior sensibilidade de medida, os extensómetros são sempre aplicados em conjuntos de quatro formando pontes resistivas completas (*full resistive bridges*) [3].

A título de exemplo, será seguidamente descrito o sistema de instrumentação instalado numa aeronave DASSAULT/DORNIER ALPHA-JET operada pela Força Aérea Portuguesa [4]. Esta é uma aeronave bi-lugar de treino avançado e de ataque ligeiro ao solo, sendo operada pelas Esquadras 103 – Caracóis e 301 – Jaguares, ambas sediadas na Base Aérea Nº11 em Beja. A figura 1 mostra uma fotografia de uma destas aeronaves e a tabela 1 apresenta as suas principais características.



Fig 1 – DASSAULT/DORNIER ALPHA-JET.

Na figura 2 é apresentado o diagrama de blocos do sistema de instrumentação instalado. Na tabela 2 é apresentada a correspondente lista de parâmetros medidos, incluindo as suas principais características.

Tal como os restantes sistemas de instrumentação implementados, o conjunto de meios embarcado é formado essencialmente por sensores, unidades de

condicionamento de sinal e uma unidade designada por gravador de cargas em voo (*flight loads data recorder*).

Tabela 1 – Principais características do DASSAULT/DORNIER ALPHA-JET.

propulsão	2 turbo-reactores TURBOMECA LARZAC 04-C20 com 14.12 kN de impulso
comprimento	12.29 m
envergadura	9.11 m
altura	4.19 m
tripulação	2 tripulantes
peso em vazio	3500 kg
peso máximo à descolagem	8000 kg
tecto de serviço	14630 m
velocidade máxima	Mach 0.86
raio de acção	2600 km

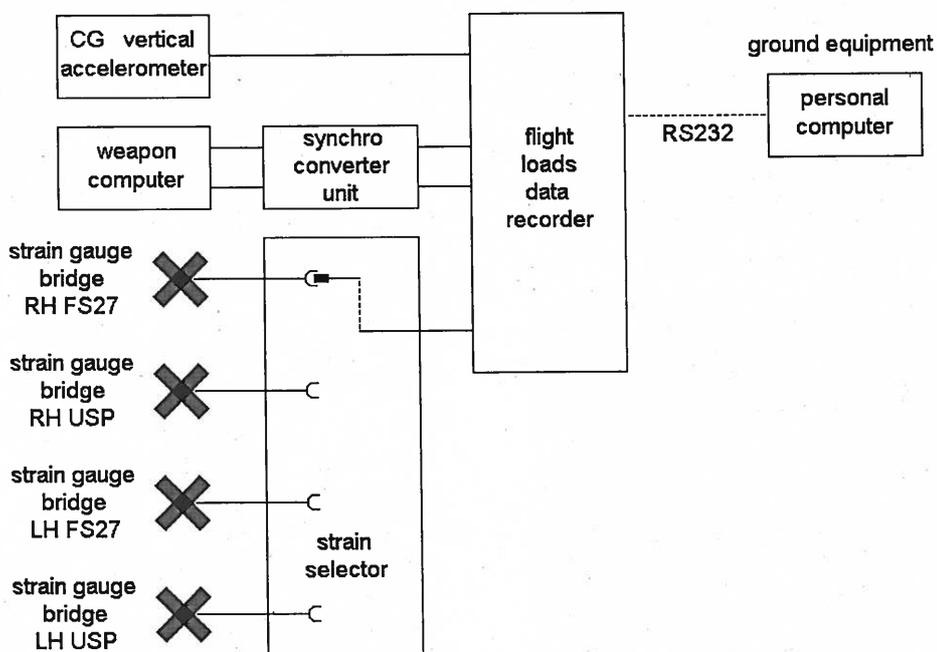


Fig 2 – Diagrama de blocos do sistema de instrumentação.

Tabela 2 – Lista de parâmetros medidos

Parâmetro		fonte de sinal	condicion. de sinal	gama de medida
velocidade ar indicada	V	weapon computer	conversores	0 a 600 kts
altitude barométrica	H		síncrono-analógicos	-500 a 50000 ft
aceleração vertical no CG	$a_z$	acelerómetro	amplificador interno	-4 a 9 g
Microdeformações (FS 27 e USP de ambas as asas)	RH FS27	pontes completas de extensómetros (1000 $\Omega$ )	amplificador interno (a selecção do sinal medido é feita no painel de fichas)	-1000 a 2000 $\mu\epsilon$
	RH USP			
	LH FS27			
	LH USP			
Tempo	time	Interno		resolução 1 s

De acordo com o diagrama de blocos apresentado, o conjunto de sensores alojados na aeronave DASSAULT/DORNIER

ALPHA-JET é constituído por:

- um acelerómetro linear de forças equilibradas, apresentado na figura 3,

instalado no compartimento do trem de aterragem principal e próximo do centro de gravidade;

- quatro pontes completas de extensómetros, agregadas num módulo de instalação com protecção para choques mecânicos, instaladas nas localizações *Upper Skin Panel (USP)* e *Fuselage Station 27 (FS27)* de ambas as asas, sendo apresentada na figura 4 uma das pontes de extensómetros instalada.

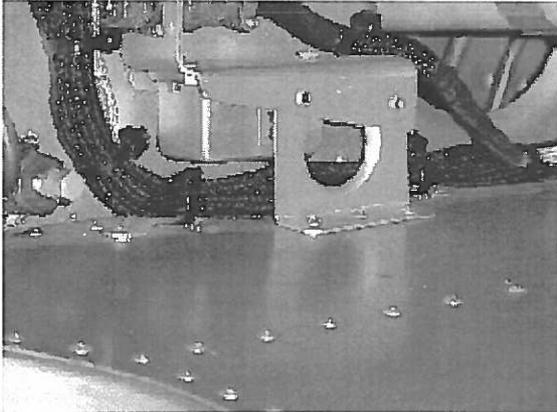


Fig 3 – Acelerómetro vertical localizado próximo do centro de gravidade.

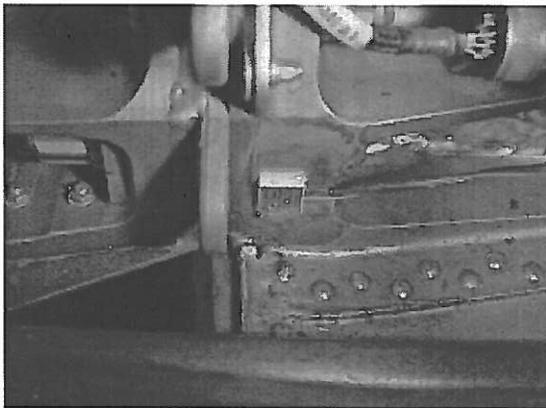


Fig 4 – Ponte de extensómetros instalada na FS27 da asa direita.

Apesar de terem sido instaladas quatro pontes completas de extensómetros, o sistema de instrumentação implementado apenas permite medir o sinal de uma delas, sendo a selecção realizada por intermédio de um painel de fichas localizado junto ao gravador de cargas em voo.

Para medição da velocidade ar e da altitude, não foram utilizados sensores dedicados e os correspondentes sinais foram obtidos a partir dos normais

sistemas da aeronave, designadamente a partir do computador de armamento (*weapon computer*), e os correspondentes sinais estão formatados como sinais síncronos (*synchro*) de acordo com a norma ARINC 207.

Quanto aos meios de condicionamento de sinal, a filtragem e a amplificação dos sinais debitados pelos sensores dedicados, incluindo a sua alimentação, é realizada por meios incorporados no gravador de cargas em voo. Para conversão dos sinais de velocidade ar e altitude para tensões compatíveis com o gravador de cargas em voo, foi utilizada uma unidade designada por unidade de conversão de sinais síncronos (*synchro conversion unit*).

O gravador de cargas em voo é o núcleo do sistema de instrumentação pois esta unidade é responsável pela filtragem, amostragem, digitalização e registo dos dados, de acordo com um algoritmo previamente definido e utilizando para o efeito a sua memória interna. Na tabela 3 são apresentadas as suas principais características.

Na figura 5 é apresentado um suporte no qual estão instalados o gravador de cargas em voo, a unidade de conversão de sinais síncronos e o painel de selecção das pontes de extensómetros activas.



Fig 5 – Pormenor do sistema de instrumentação.

O algoritmo utilizado na medição e registo dos valores das diversas grandezas é designado por registo sequencial de picos e vales (*peaks-valleys sequential recording*) ou *master/slave recording method* [5]. De acordo com este algoritmo

são definidos vários processos associados a um parâmetro primário e a parâmetros secundários. Para cada processo, sempre que ocorre um máximo relativo, pico (*peak*), ou um mínimo relativo, vale (*valley*), do respectivo parâmetro primário, é feito o registo do seu valor e dos valores

de todos os parâmetros secundários associados. É de notar que os vários processos são registados separadamente e que são sempre registados os valores iniciais e finais associados aos diversos processos de medida.

**Tabela 3** – Principais características do gravador de cargas em voo.

4 entradas analógicas	1 ponte completa de extensómetros (1000 $\Omega$ )
	1 acelerómetro linear de forças equilibradas
	2 tensões ( $\pm 5 V$ )
2 saídas para alimentação de sensores	1 ponte completa de extensómetro (10 $V$ )
	1 acelerómetro ( $\pm 12 V$ )
relógio interno	resolução de 1 s
frequência de amostragem	2000 Hz
conversor analógico-digital	8 bits de resolução
algoritmo de compressão	registo sequencial de picos e vales e perfil de voo
memória interna RAM	256 kBytes
interface exterior	RS232

No sistema de aquisição de dados instalado na aeronave DASSAULT/DORNIER ALPHA-JET, foram definidos cinco processos de registo. Para quatro deles, o parâmetro primário é cada um dos quatro parâmetros medidos e os parâmetros secundários são todos os outros mais o tempo. O quinto processo de registo é designado por perfil de voo, implicando o registo periódico dos valores medidos de todas as grandezas mais o tempo. O período de registo associado à informação de perfil é programável, sendo normalmente usado o valor de 30 segundos.

O sistema de instrumentação é complementado com meios de apoio no solo, que são essencialmente um computador pessoal portátil e alguns programas. Estes meios são utilizados na configuração do sistema de instrumentação embarcado, na recolha dos dados registados em voo, no processamento destes dados e na gestão da base de dados resultante. Para permitir extrapolar resultados válidos para o seguimento da vida de fadiga de toda a frota, os dados obtidos em voo são cruzados com dados administrativos, como sejam, para cada voo monitorizado:

- tipo de missão;
- a configuração utilizada;

- a carga à descolagem e aterragem;
- os valores contabilizados em cada voo pelo contador de g's da aeronave;
- tempo de voo contabilizado para efeitos administrativos.

O conhecimento destes dados administrativos, para cada uma das aeronaves da respectiva frota, e o conhecimento da vida de fadiga consumida, para cada tipo de missão e por tempo de voo, permite fazer o seguimento individualizado de cada aeronave.

Para garantir uma via de trabalho clara e continua durante a operação, processamento e apresentação dos dados, foi desenvolvido e implementado um conjunto de procedimentos reunidos num documento. Esta lista de procedimentos descreve todas as acções a tomar pelos elementos envolvidos no projecto para gerar e manter uma base de dados de voo válida, representativa da utilização da aeronave DASSAULT/DORNIER ALPHA-JET pela FAP.

## 2.2. Processamento e análise dos dados recolhidos em voo

Os diagramas temporais apresentados na figura 6 correspondem a alguns dos dados

registados num dos vários voos monitorizados e são apresentados a título de exemplo.

A partir destes resultados é possível verificar qual a dependência existente entre as microdeformações ou tensões medidas em cada localização crítica e o

correspondente factor de carga. Os resultados experimentais obtidos na localização FS27 da asa direita para um primeiro grupo de voos monitorizado são apresentados na figura 7.

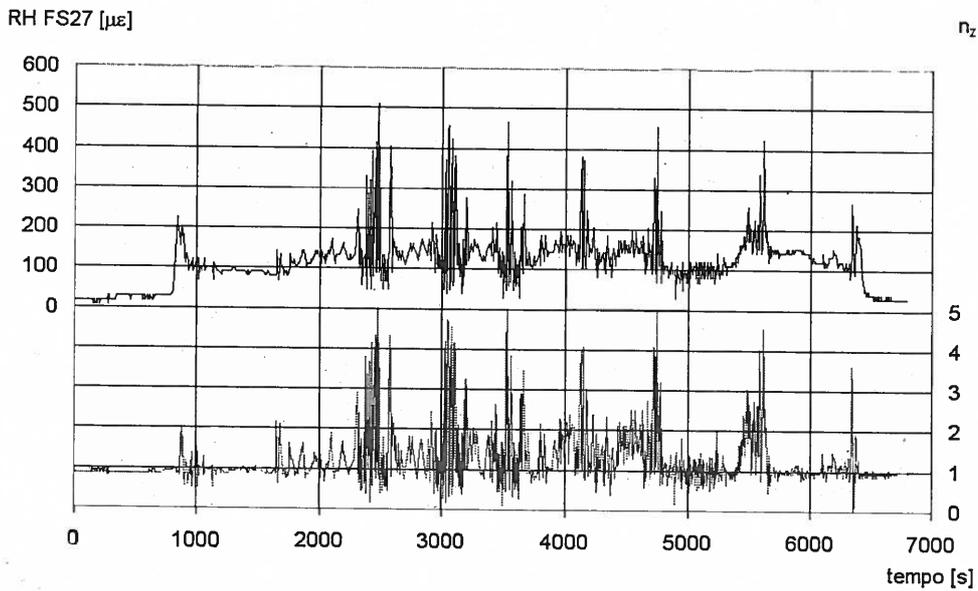


Fig 6 - Exemplo de dados adquiridos em voo.

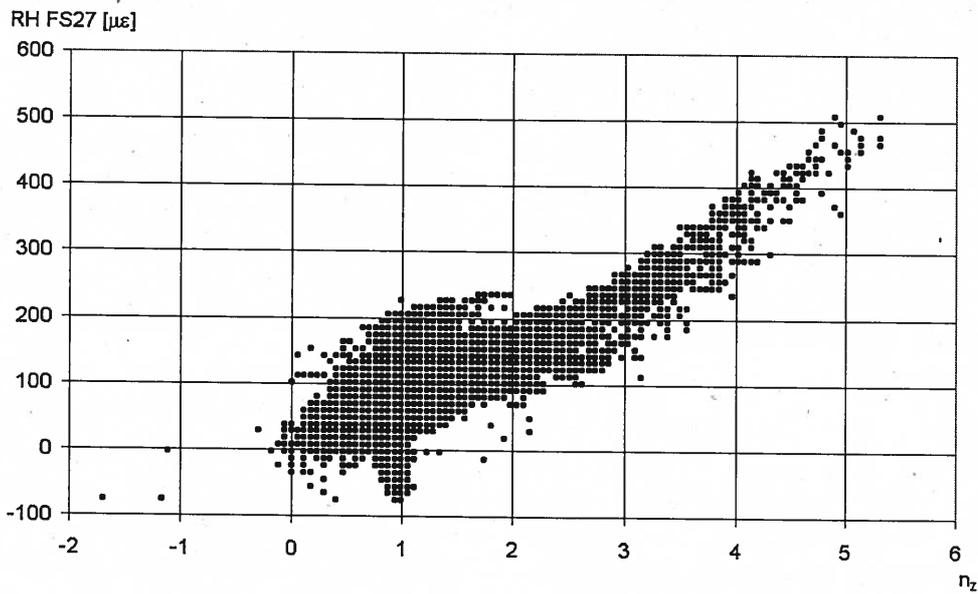


Fig 7 - Relação entre a microdeformação e o factor de carga na FS27 da asa direita.

A partir dos resultados experimentais foram obtidas as equações paramétricas, para a localização crítica FS27, que relacionam a tensão  $\sigma$ , expressa em MPa, com o factor de carga  $n_z$ .

asa direita RH FS27:  $\sigma = 47,8n_z$  (1)

asa esquerda LH FS27:  $\sigma = 39,1n_z$  (2)

A equação paramétrica fornecida pelo fabricante, usada como referência, é a seguinte:

referência FS27:  $\sigma = 51,1n_z$  (3)

Com base nas equações paramétricas, a figura 8 apresenta as relações, experimentais e de referência, entre as

tensões na localização FS27 e o factor de carga.

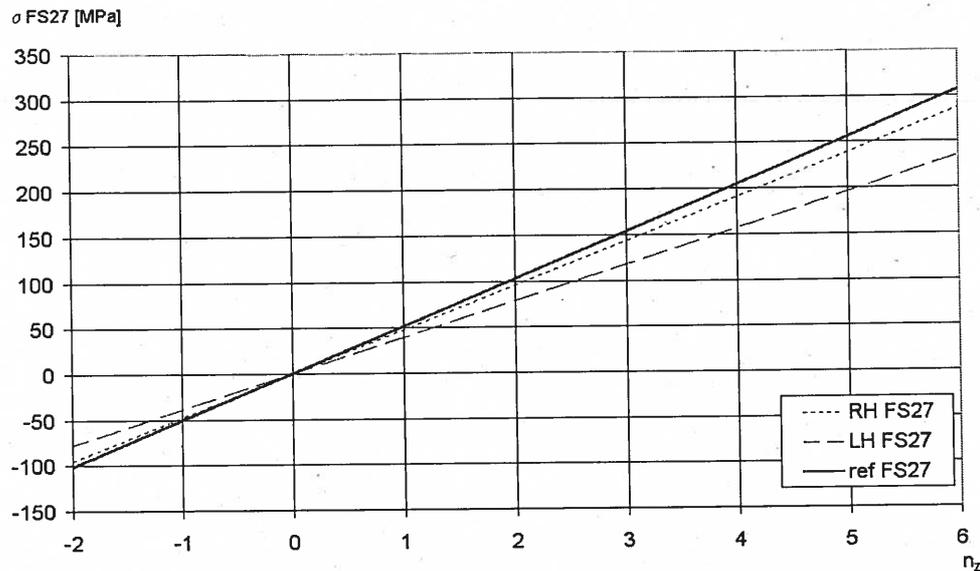


Fig 8 – Relações entre as tensões e o factor de carga (FS27).

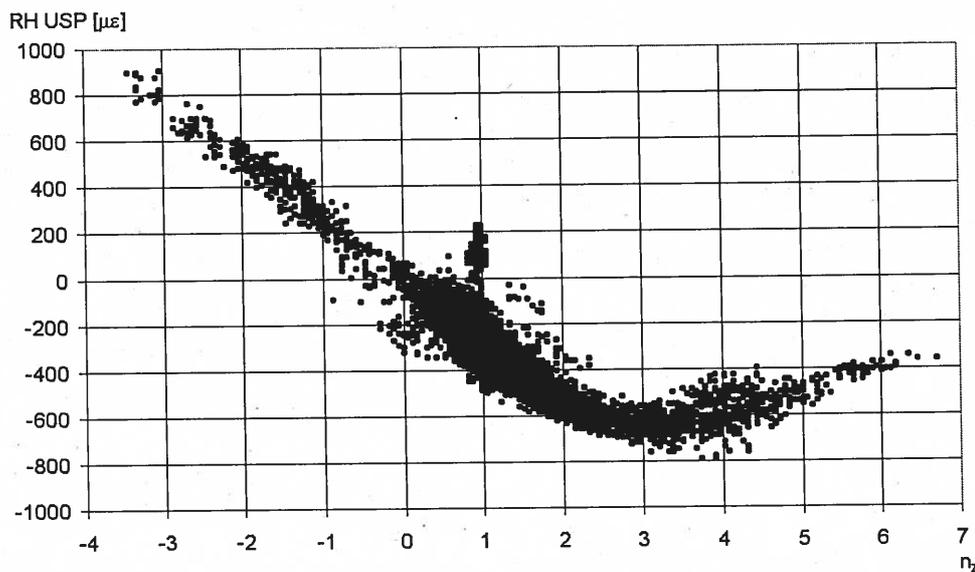


Fig 9 – Relação entre as microdeformações e o factor de carga no USP da asa direita.

Os resultados obtidos na localização FS27 mostram que a relação entre as tensões aí verificadas e o factor de carga é linear. A concordância entre os resultados experimentais e o obtido com base na utilização das equações paramétricas do fabricante serviu para validar esta equação, anteriormente utilizada na análise da integridade estrutural das aeronaves. Na figura 9 são apresentados os dados obtidos num dos USP instrumentados. A

dependência não-linear verificada, que foi observada em ambas as asas, deve-se à combinação da flexão e da torção da asa. Note-se também que, no período em que os dados foram recolhidos, o elevado número de ocorrências de factores de carga negativos foi o resultado de um novo tipo de missão designado por demonstração.

O espectro de carga (*load spectrum*) apresenta, para um determinado período de utilização, o número de ocorrências dos

vários valores do factor de carga. A figura 10 apresenta os espectros de carga obtidos a partir dos dados registados, classificados por tipo de missão. É também apresentado um espectro de carga de referência que foi

fornecido pelo fabricante. Os resultados apresentados mostram que, do ponto de vista do consumo de vida potencial de fadiga, algumas das missões são mais severas que outras.

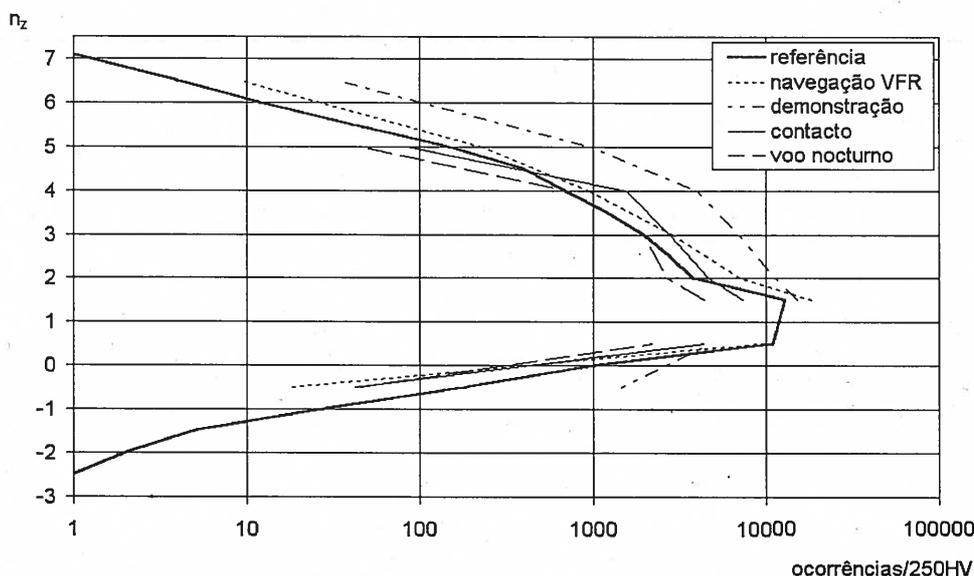


Fig 10 - Espectro de carga para 250 HV e por missão desempenhada.

Para avaliação da vida potencial de fadiga dos componentes críticos são realizados ensaios de fadiga laboratoriais utilizando provetes e sequências de carga representativas da utilização a que a aeronave é sujeita. Estas sequências de cargas de teste são obtidas a partir dos dados recolhidos em voo, utilizando ainda o conhecimento do tipo de missão associada a cada voo e o conhecimento da incidência de cada tipo de missão relativamente a todas as missões realizadas por cada aeronave (*mission mix*).

A sequência de cargas representativas da utilização pode ser obtida directamente a partir do espectro de cargas ou por combinação das sequências registadas em voo. As sequências de carga utilizadas nos estudos realizados até ao presente foram obtidas a partir dos espectros de carga [6, 7]. Note-se que estes só traduzem o número de ocorrências, para um período de utilização, em que determinados níveis de factor de carga são ultrapassados, logo não contém informação sobre as variações das cargas aplicadas, o que determina o dano por fadiga (*fatigue damage*). Por este motivo na definição da sequência de cargas

representativa da utilização num determinado período de utilização assume-se que, para cada ocorrência de um determinado valor de factor de carga  $n_z$ , a que corresponde um valor de tensão  $\sigma(n_z)$  definido pelas equações paramétricas, fica associado um ciclo completo definido pela tensão atingida  $\sigma(n_z)$  e pela tensão mecânica correspondente a um factor de carga unitário  $\sigma(1)$ .

Um estudo realizado [7] mostrou que esta abordagem é conservativa e aceitável.

### 3. SIMULAÇÃO DE VIDA COM BASE NOS ESPECTROS GERADOS

#### 3.1. Material e provetes

Realizaram-se ensaios de fadiga a amplitude de carga variável em provetes de uma liga de alumínio, com 100mm de largura por 8mm de espessura, com um furo central de 20mm de diâmetro contendo 2 fendas iniciais. Estas fendas abertas ao longo da espessura, foram realizadas por electro-erosão com 1.0mm de comprimento (em lados diametralmente opostos do furo), e utilizadas para a iniciação de fenda fadiga, como mostra

a figura 11. A pré-fissuração foi realizada com as sequências de carga usadas nos ensaios.

O material utilizado nos ensaios experimentais é o mesmo que tem sido usado no local crítico da aeronave, o qual tem a seguinte designação: Liga alumínio 2014-T651.

As propriedades mecânicas do material,  $\sigma_{ced.}=441$  MPa e  $\sigma_{ult.}=490$  MPa foram retiradas de [8].

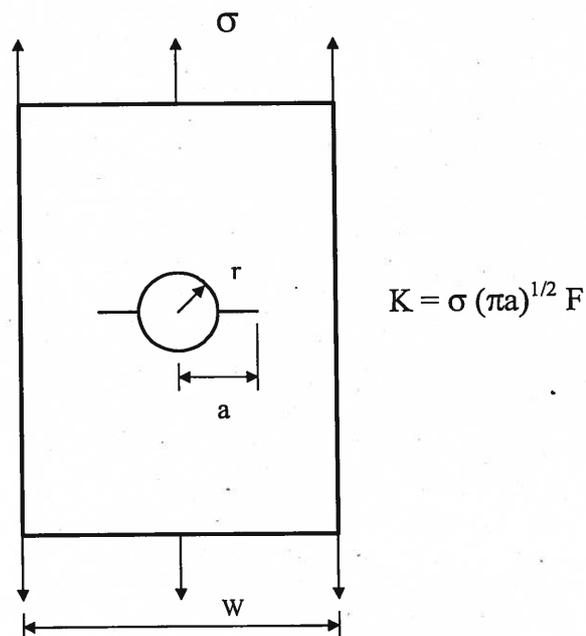


Fig 11 – Configuração do provete.

Todos os provetes foram instrumentados com quatro extensômetros, dois de cada lado do provete, de modo a monitorar o alinhamento deste, ver figura 12.

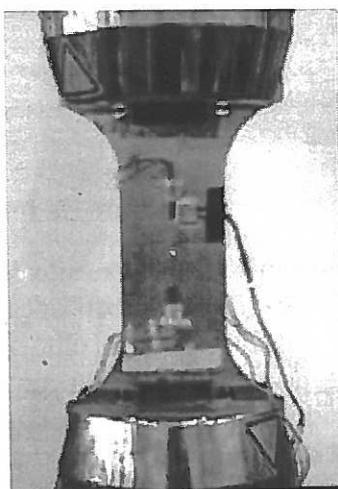


Fig 12 – Montagem de um provete instrumentado na máquina servo-hidráulica.

Os ensaios de fadiga foram realizados numa máquina de ensaios de fadiga servo-hidráulica. As sequências de tensão aplicadas foram geradas e controladas a partir de um PC. O crescimento de fenda foi medido a intervalos regulares de número de sequências realizadas a partir da superfície do provete, com dois microscópios deslizantes, um montado na parte da frente e o outro na parte detrás do provete.

### 3.2. Sequências de carga

Foram utilizadas as seguintes sequências de carga:

- PoAF derivada directamente dos dados obtidos em voo, normalizados para 100 horas, constituindo a maior sequência de dados com 23 955 pontos (picos e vales).
- PoAF2 - uma sequência que deriva da anterior PoAF, com o mesmo conteúdo de *rainflow* do espectro anterior mas com um reduzido número de pontos, 18 805 pontos (picos e vales), como mostra a figura 13.
- PoAFO – uma sequência contendo todos os ciclos de carga da sequencia PoAF com excepção daqueles onde a  $\sigma_{max.} < \sigma_{op30}$ , onde  $\sigma_{op30}$  corresponde ao nível de tensão de abertura de fenda do ciclo onde o nível de tensão máxima é alcançado, calculado a intervalos regulares, tendo 16 245 pontos (picos e vales). O fundamento da consideração anterior é o conceito de Índice de Severidade de Fenda (ISF) desenvolvido pela NLR [9], o qual tem provado a sua aplicabilidade na avaliação da tolerância ao dano de aeronaves de combate.

A distribuição dos níveis de tensão dentro de cada sequência de carga, respectivamente, PoAF, PoAF2 e PoAFO é apresentada na tabela 4.

Pela consulta da tabela é possível observar que os pontos em falta nas sequências PoAF2 e PoAFO são os pontos que representavam os valores mais baixos dos níveis de tensão. A utilização destas sequências, representativas da mesma utilização da aeronave permite reduzir sensivelmente o período de ensaio, mas terá forçosamente de ser validada experimentalmente.

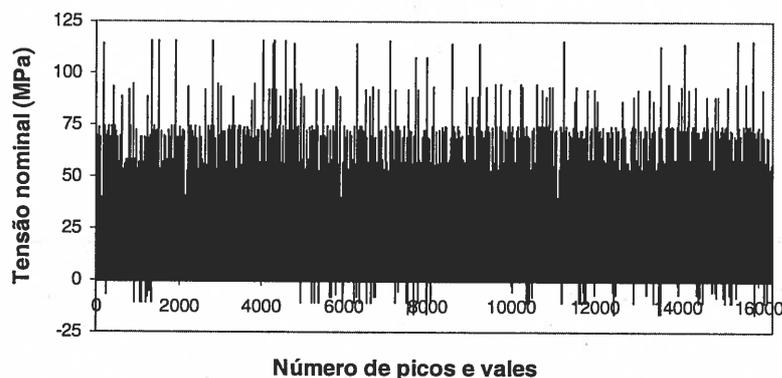


Fig 13 – Sequência de carga PoAF2.

Tabela 4 – Distribuição do nível de tensão para os espectros PoAF, PoAFO e PoAF2.

Nível tensão (MPa)	Número de pontos por nível		
	PoAF	PoAFO	PoAF2
$X > 200$	700	700	700
$100 < X < 200$	2341	2341	2341
$50 < X < 100$	7195	7435	6297
$0 < X < 50$	9508	3346	5562
$X < 0$	4211	2423	3905
Pontos retirados		7710	5150
Total	23955	16245	18805

### 3.3. Resultados experimentais da medição do comprimento de fenda

A utilização de máquinas servo-hidráulicas na realização de ensaios de fadiga com cargas de amplitude variável não é de toda uma tarefa fácil dado que de um modo geral estas vêm equipadas (hardware e software) para ensaios a amplitude constante. Consequentemente, para uma correcta realização dos ensaios torna-se necessário um bom ajuste dos parâmetros PID de controlo da máquina. Com este propósito, foi adquirido durante parte da sequência de voo o sinal da célula de carga e comparado com o sinal de comando e foram registados os picos de carga, máximos e mínimos, para cada sequência de carga em voo. Após a correcta aplicação do controlo da máquina foram realizados 2 ensaios por cada sequência de carga.

A figura 14 mostra uma muito boa concordância entre dois provetes ensaiados com a mesma sequência de carga, neste caso para a sequência de carga PoAF. Deste modo assegura-se que a reprodutibilidade experimental é bastante boa.

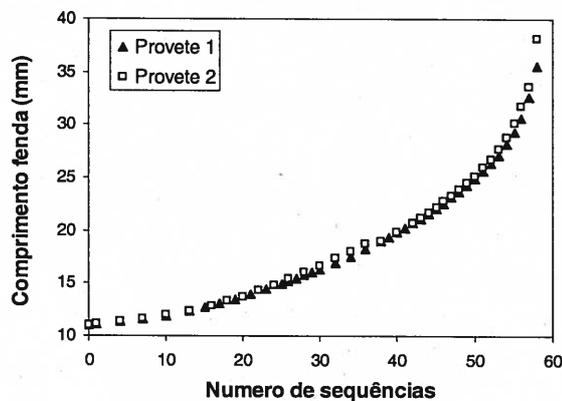


Fig 14 – Resultados experimentais do crescimento de fenda.

### 3.4. Modelo de crescimento de fenda

O crescimento de fenda por ciclo depende da distribuição de tensão na vizinhança da fenda o qual é caracterizado pelo factor de intensidade de tensão. Para um provete com um furo central de raio  $r$ , numa placa considerada infinita e sob tensão, a partir do qual se desenvolvem duas fendas em lados opostos, o factor de intensidade de tensão é descrito pela seguinte equação [10]:

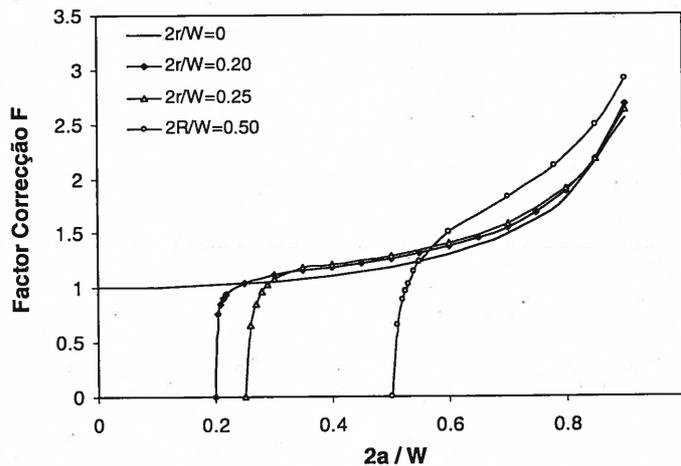


Fig 15 – Factor de correcção F para o factor de intensidade de tensão.

$$K = F \left( \frac{a}{W}, \frac{r}{W} \right) \sigma \sqrt{\pi a} \quad (4)$$

onde  $a$  representa o comprimento de fenda e  $W$  a largura do provete. A evolução do factor de correcção  $F$  que se utiliza nos cálculos é mostrada na figura 15 sendo resultado de interpolações de valores apresentados na literatura [11].

O crescimento de fenda sob cargas em serviço pode ser determinado pela soma do crescimento de fenda causado pela trajectória individual de cada carga. É usual correlacionar a taxa de crescimento de fenda ( $da/dN$ ) com a gama do factor de intensidade de tensão ( $\Delta K = K_{\max} - K_{\min}$ ) da variação de carga. A taxa de crescimento de fenda depende também da razão de tensão ( $R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$ ), como tal as relações do crescimento de fenda, empíricas, foram estabelecidas de modo a ter em conta o efeito de  $R$ . Existem leis simples do crescimento de fenda, as quais só devem ser utilizadas para carregamentos a amplitude constante, e outras que por sua vez já contabilizam a variação de  $R$ . Estas relações que descrevem o crescimento de fenda podem ser divididas nas que descrevem a relação empiricamente, tal como a lei de Forman, e as leis que se baseiam no princípio do fecho de fenda, tal como a de Elber [12] e a de Nasgro [8]. Tem também sido notado que as sobrecargas e as subcargas podem afectar o crescimento de fenda e como tal vários

modelos empíricos tem sido propostos para levar em consideração estes efeitos num ensaio de crescimento de fenda a amplitude variável, tais como os factores de retardamento de Wheeler [1, 2]. Estes modelos são baseados na plasticidade existente na ponta da fenda mas ainda necessitam de muita experimentação de modo a determinar os coeficientes de ajustamento para se ter em conta o retardamento ou a aceleração do crescimento de fenda devido às sobrecargas e subcargas, respectivamente.

Elber [12] introduziu o conceito de fecho de fenda, o qual ocorre devido à plasticidade gerada na ponta da fenda. Quando uma carga de tracção é aplicada, tensões locais elevadas na ponta da fenda vão causar deformação plástica na ponta da fenda. Devido à deformação plástica a fenda fecha parcialmente antes de toda a carga ser removida (fecho fenda) dando origem ao aparecimento de cargas de compressão. Durante o subsequente aumento do carregamento a fenda permanecerá parcialmente fechada até que a tensão aplicada ( $\sigma_{op}$ ) igual a tensão de compressão que foi anteriormente introduzida. Com o progressivo aumento da carga a fenda voltará a ficar totalmente aberta, assumindo-se que a fenda apenas propagará quando estiver totalmente aberta. A gama do factor de intensidade de tensão efectivo ( $\Delta K_{\text{eff}} = K_{\max} - K_{op}$ ) foi introduzida e considera a gama de tensão que contribui

para o crescimento da fenda. Outros mecanismos tem sido propostos para explicar o fecho de fenda mas não serão tidos em conta neste estudo. Alguns modelos, analíticos/numéricos e por elementos finitos, têm sido propostos para determinar a tensão de abertura, através do cálculo da plasticidade na ponta da fenda, o que assegura o calculo da tensão de abertura durante o ciclo de carga.

Uma das equações que relaciona os dados da taxa de crescimento de fenda com a gama do factor de intensidade de tensão efectivo é a equação de Nasgro 2.0, a qual é representada do seguinte modo [8]:

$$\frac{da}{dN} = C_n \frac{(1-f)^n}{(1-R)^n} \Delta K^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K}\right)^p}{\left(1 - \frac{\Delta K}{(1-R)K_c}\right)^q} \quad (5)$$

onde  $f=(K_{op}/K_{max})$  é a função de abertura de fenda,  $K_c$  é o factor de intensidade de tensão crítico e  $\Delta K_{th}$  é a gama do factor de intensidade de tensão limiar, o qual é aproximado por uma função que tem em conta a razão de tensão e a gama do factor de intensidade de tensão para  $R=0$  ( $\Delta K_0$ ), dado pela equação (6):

$$\Delta K_{th} = \Delta K_0 \left(\frac{4}{\pi} \tan^{-1}(1-R)\right) \left(\frac{a}{a+a_0}\right)^{1/2} \quad (6)$$

As constantes empíricas,  $C_n$ ,  $n$ ,  $p$  e  $q$  foram obtidas a partir do manual do utilizador NASGRO [8] e são apresentadas na tabela 5.

Tabela 5 – Constantes NASA/FLAGRO, unidades SI (MPa, MPamm<sup>1/2</sup>)

$C_n$	$n$	$K_c$	$p$	$q$	$\Delta K_0$	$\alpha$
0.185e-10	2.8	973	0.5	1.0	94	1.5

A lei de Nasgro está baseada no conceito de fecho de fenda e vários modelos tem sido propostos para determinar o nível da tensão de abertura dentro de um ciclo. Neste estudo a função de abertura de fenda,  $f$ , para a plasticidade que induz o fecho de

fenda foi definida por Newman [13, 14], e está representada pelas equações (7) e (8):

$$f = \frac{K_{op}}{K_{max}} = \begin{cases} A_0 + A_1 R + A_2 R^2 + A_3 R^3 & R \geq 0 \\ A_0 + A_1 R & -2 \leq R < 0 \end{cases} \quad (7)$$

onde

$$A_0 = \left(0.825 - 0.34\alpha + 0.05\alpha^2\right) \left(\cos \frac{\pi\sigma_{max}}{2\sigma_0}\right)^{1/\alpha}$$

$$A_1 = (0.415 - 0.071\alpha) \left(\frac{\sigma_{max}}{\sigma_0}\right) \quad (8)$$

$$A_2 = 1 - A_0 - A_1 - A_3$$

$$A_3 = 2A_0 + A_1 - 1$$

onde  $\sigma_{max}$  e  $R$  são a tensão máxima e a razão de tensão, respectivamente, para cada ciclo de carga,  $\sigma_0$  é a tensão de cedência virtual calculada como o valor médio entre a  $\sigma_{yield}$  e a  $\sigma_{ult}$  e  $\alpha$  é o factor de estrangimento tensão plana/deformação plana.

O modelo de retardamento é baseado numa análise feita ciclo a ciclo do crescimento de fenda e na determinação da parte do ciclo que causa a propagação da fenda, através do factor de intensidade de tensão efectivo. O possível retardamento no percurso de uma carga, devido à presença de sobrecargas, é contabilizado reduzindo a variação do factor de intensidade de tensões efectivo no período de crescimento de fenda afectado pelo pico anterior, de acordo com o modelo descrito detalhadamente na referência [9].

#### 4. COMPARAÇÃO ENTRE OS DADOS EXPERIMENTAIS E PREVISTOS PARA O CRESCIMENTO DE FENDA

O crescimento de fenda obtido para os três espectros de carga podem então ser analisados e comparados com o crescimento de fenda previsto. As três curvas de propagação de fendas, apresentadas na figura 16, obtidas com sequências de tensão respeitantes à

utilização da aeronave pela Força Aérea Portuguesa e descritas anteriormente, são muito semelhantes podendo-se observar o seguinte:

- A posição das variações de tensão dentro de uma dada sequência tem uma influência muito limitada (criação PoAF2), dado que os dois espectros com o mesmo conteúdo de rainflow (PoAF e PoAF2) proporcionaram um crescimento de fenda similar. As duas curvas estão quase sempre sobrepostas, como mostra a figura 16, verificando-se apenas uma pequena diferença no número total de horas de voo de cerca de 5%.

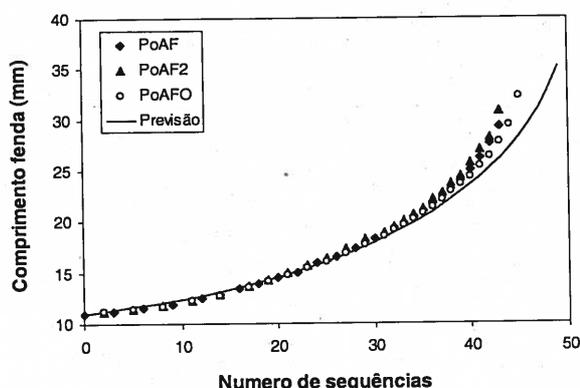


Fig 16 - Crescimento de fenda previsto e experimental.

- Os níveis de tensão abaixo da carga de abertura de fenda têm menor influência no crescimento de fenda, como se verifica através das sequências PoAF e PoAFO, o que valida o conceito da omissão dos ciclos abaixo da tensão de abertura de fenda, usado no conceito do ISF. Uma conclusão importante a ter em atenção é a de que a duração de um ensaio com uma omissão de sequências de carga é naturalmente mais curta que a do ficheiro original, conduzindo a ensaios significativamente mais curtos, obtendo-se, no entanto, resultados de propagação de fenda similares.

Novamente, todas as curvas de previsão de crescimento de fenda respeitante à Força Aérea Portuguesa são muito semelhantes, sem diferença visível, e revelam que a vida para o crescimento de fenda é aproximadamente igual a 4900 horas de

voo para todas as sequências de carga PoAF usadas neste estudo.

## 5. CONCLUSÕES

Com os projectos realizados para a Força Aérea Portuguesa, foi demonstrada a validade da metodologia utilizada na avaliação da integridade estrutural em aeronaves. Esta metodologia, ao permitir o seguimento individualizado da vida de fadiga de cada aeronave, quando combinada com o conceito de tolerância ao dano permite otimizar as condições de utilização destas aeronaves, mediante o racional planeamento das acções de inspecção, manutenção e das suas necessidades logísticas.

## REFERÊNCIAS

1. M de Freitas, H. Gonçalo, A. Fonseca and J. C. Pires, "Damage Tolerance Assessment on A7-P Aircraft Considering PoAF Usage", AGARD Specialists' Meeting "Widespread Fatigue Damage in Military Aircraft", Rotterdam, The Netherlands AGARD-CP-568, (1995), pp. 16-1 a 16-8.
2. M. de Freitas, L. Reis and H. Gonçalo. "Damage Tolerance Analysis of PoAF Aircrafts to Assess the Severity of the Usage". XVI Encuentro del Grupo Español de la Fractura, Torremolinos, Espanha, *Anales de la Mecánica de la Fractura*, No. 16, (1999), pp.113 a 118.
3. E.Kottkamp, H. Wilhelm and D. Kohl. *Strain Gauge Measurements on Aircraft*. AGARD AG-160, AGARD Flight Test Instrumentation Series, Volume 7, 1976.
4. Fonseca, A. R. A.. "Instrumentação de uma Aeronave Dassault/Dornier Alpha-Jet da Força Aérea Portuguesa, para Monitorização de Cargas em Voo". GTEV Project EV-FAP/AJET-FLDR-003, Instituto Superior Técnico, Portugal, 2002.
5. Spiekhout, D. J. "Reduction of Fatigue Load Experience as Part of the Fatigue Management Program for F-16 Aircraft of the RNLAf". *77th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel on An Assessment of Fatigue Damage and Crack Growth Prediction Techniques*, Bordeaux,

- France, AGARD-AG-797, pp 19-1 to 19-11, September 1993.
6. Dominicus, J. A. J. A., A Spectrum Crack Severity Index Concept for the PoAF Alpha-Jet Aircraft, NLR Contract Report CR 97csi, 1998.
  7. Vink, W. J., Generation of Stress Sequences to be used in Fatigue Analysis/Tests for the Alpha-Jet Aircraft, NLR Contract Report, 1997.
  8. Fatigue Crack Growth Computer Program, NASA/FLAGRO 2.0 User's Manual, Theory and Operation, January 1995.
  9. Jonge, J. B., The Crack Severity Index of Monitored Load Spectra, *77th Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel on An Assessment of Fatigue Damage and Crack Growth Prediction Techniques*, Bordeaux, France, AGARD-AG-797, pp 5-1 to 5-5, September 1993.
  10. Stress Intensity Factors Handbook, Vol I, Ed. Y. Murakami, Pergamon Press.
  11. Fuhring, H., Approximation Functions for K-Factors of Cracks in Notches, *International Journal of Fracture*, Vol. 9, 1973, pp. 328-331.
  12. Elber, W., Fatigue Crack Closure under Cyclic tension, *Engineering Fracture mechanics*, Vol. 2, 1970, pp. 37-45.
  13. Newman, J. C. Jr., A Crack Closure Model for Predicting Fatigue Crack Growth under Aircraft Spectrum Loading, *Methods and Models for Predicting Fatigue Crack Growth under Random Loading*, ASTM STP 748, 1981, pp 53-84.
  14. Newman, J. C. Jr., A Crack Opening Equation for Fatigue Crack Growth, *International Journal of Fracture*, Vol. 24, 1984 R pp. 131-135.

#### AGRADECIMENTOS

Os autores desejam agradecer todo o apoio cedido pela Força Aérea Portuguesa. Em particular agradecemos a colaboração do Coronel Humberto Gonçalo, do Tenente-Coronel Carvalho Pires, do Capitão Carlos Lourenço, dos Tenentes João Silva e Carlos Silva e ainda dos restantes elementos do Gabinete de Qualidade e Engenharia da Direcção de Mecânica Aeronáutica, nomeadamente o Coronel Oliveira Carvalho, o Tenente-Coronel Rui Carvalho, o Capitão João Nogueira e o Tenente Bruno Marado.