



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA



Desenvolvimento e Implementação de uma Metodologia de Seguimento de Vida de Fadiga da Aeronave Epsilon TB 30 da Força Aérea Portuguesa

Paulo Alexandre dos Santos Gameiro

Alferes Aluno, Engenheiro Aeronáutico, NIP 136805-C

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

Júri

Presidente: Major-General PILAV Joaquim Manuel Nunes Borrego

Orientador: Prof.^a Virgínia Isabel Monteiro Nabais Infante

Coorientador: Capitão ENGAER Bruno António Serrasqueiro Serrano

Capitão TMMA Pedro Manuel da Ponte Antono

Vogal: Prof. Doutor Manuel José Moreira de Freitas

Sintra, Maio de 2016

Figura da capa retirada de [1]

“Cantando espalharei por toda parte, Se a tanto me ajudar o engenho e arte”

Luís Vaz de Camões

Agradecimentos

Gostaria de começar por agradecer à Direção de Engenharia e Programas da Força Aérea, bem como à Direção de Manutenção de Sistema de Armas pela oportunidade de poder elaborar o trabalho final de curso, numa área tão interessante como de importante para a instituição.

Queria agradecer, de igual modo, à parte da manutenção da Esquadra 101 pelo apoio e dedicação prestados em todos os momentos, em especial ao Major Paulo Sacramento, ao Capitão Jorge Pestana e à Direção de Estruturas.

À Professora Virgínia Infante, pela disponibilidade e apoio prestados, bem como por todo o auxílio especialmente na fase de interpretação de resultados.

Ao Capitão Bruno Serrano pela constante partilha de conhecimentos e motivação que me foi transmitindo ao longo do tempo. Reconheço que sem ele não teria sido possível ir tão longe.

Ao Capitão Pedro Antono pela informação disponibilizada em relação a instrumentações assim como pelo interesse demonstrado.

À grande família, os Torques, pela camaradagem, união e entre ajuda.

Quero agradecer também aos meus pais e ao meu irmão por todos os valores e princípios me transmitem todos os dias e fundamentam a pessoa que hoje sou. Foram incansáveis na motivação que me deram.

Por último, com especial orgulho e carinho, agradecer à Sofia por toda ajuda dispensada, motivação e por sobretudo me fazer acreditar que a força não se esgota mesmo nos momentos mais difíceis.

Resumo

A instrumentação de aeronaves é essencial para que os fabricantes possam validar as cargas teóricas projetadas e assim corrigirem os respetivos modelos analíticos e de elementos finitos desenvolvidos na fase de projeto da aeronave. Contudo, as instrumentações não se limitam apenas às fases de desenvolvimento e certificação das aeronaves. Uma instrumentação permite em qualquer fase de vida de uma aeronave, monitorizar os parâmetros de voo que traduzem a dinâmica dessa aeronave, bem como fornecer informação sobre o meio que a envolve. As instrumentações são atualmente muito utilizadas para estudos no campo da fadiga.

O objetivo deste trabalho é prever o tempo de vida de fadiga (TVF) das aeronaves Epsilon TB 30 da Força Aérea Portuguesa (FAP), a partir de espectros de carga recolhidos em voo. A presente dissertação inicia-se com um estudo de mercado em termos de tecnologia disponível para a instrumentação de uma das aeronaves. Posteriormente, após se implementar a instrumentação e recolher os espectros de acelerações verticais, é utilizado o método *Level Cross Counting* para fazer a contagem dos ciclos de carga. São então testadas várias formas de tratamento de sinal, conforme bibliografia encontrada. Através do cálculo do Dano Acumulado é finalmente possível chegar à previsão do TVF da aeronave. Foi também desenvolvido um programa em *MATLAB* capaz de carregar os ficheiros de voo e fazer toda a análise aqui descrita de forma computadorizada.

Toda a análise de resultados foi feita com base em 51 voos recolhidos, correspondentes a cerca de 62.58 horas de voo (HV). Das conclusões obtidas, constatou-se que os voos de acrobacia FAP são mais severos que o expectável pelo Fabricante. Em voos de navegação, acontece o oposto. Na média de todos os voos, foi obtida uma severidade FAP um pouco mais baixa que o Fabricante. Em relação à previsão do TVF, foi obtido um total de cerca de 34000 HV para um coeficiente de segurança de 3 imposto pelo fabricante.

Palavras-chave: Fadiga, Instrumentação, Espectro, *Level Cross Counting*, Ciclos de carga

Abstract

The instrumentation of aircraft is essential for manufacturers to validate theoretical projected loads and thus to correct the respective analytical and finite element models developed during the early design phase. However, the utility of instrumentation is not limited to the stages of development and certification of the aircraft, as it can be used at any stage in the life cycle of an aircraft, to monitor flight parameters that reflect the dynamics of its operation and provide information about the flow conditions surrounding it. Instrumentation of this nature is currently widely used for studies in the field of fatigue.

The objective of this particular study is to predict the fatigue lifetime of the Epsilon TB 30 aircraft of the Portuguese Air Force (PoAF) from load spectra collected in flight. This work is introduced by a market study of the available technology for the instrumentation of the platform. Subsequently, after the implementation of the selected solution and the collection of a spectrum of vertical accelerations, the *Level Cross Counting* method is used for counting load cycles. Then, various forms of signal processing are tested, in line with past studies present in the literature. Through the cumulative damage calculation is finally possible to achieve a forecast of the aircraft's fatigue lifetime. Additionally, a code capable of loading all collected flight data and executing the analysis just described in an automated fashion was implemented in *MATLAB*.

All presented results are based on all 51 flights for which data was collected, corresponding to approximately 62.58 flight hours. It was found that PoAF's aerobatic flights are more severe than expected by the manufacturer. In navigation flights, however, the opposite is true. On average, the calculated overall severity is somewhat lower than estimated by the manufacturer. Regarding the prediction of fatigue lifetime, a total of roughly 34 thousand flight hours were determined with a safety factor of 3, as prescribed by the manufacturer.

Keywords: Fatigue, Instrumentation, Spectrum, *Level Cross Counting*, Load cycles

Índice

Agradecimentos	v
Resumo	vii
Abstract	ix
Índice de Tabelas	xiii
Índice de Figuras	xv
Nomenclaturas	xix
Lista de Símbolos	xxi

1	Introdução	1
1.1	Enquadramento	1
1.2	Objetivos	2
1.3	Estrutura da dissertação	3
2	Conceitos relativos à fadiga	5
2.1	Evolução do conceito de fadiga	5
2.2	Definição do conceito de fadiga	8
2.3	Caracterização do mecanismo de fratura por fadiga	9
2.3.1	Nucleação da fenda	9
2.3.2	Crescimento microscópico da(s) fenda(s)	10
2.3.3	Propagação da(s) fenda(s)	10
2.3.4	Fratura final	11
2.4	Fator de intensidade de tensões	11
2.5	Parâmetros que influenciam o processo de iniciação e propagação de fendas	12
2.6	Ciclos de tensão de fadiga	13
2.6.1	Ciclos a amplitude de tensão constante	13
2.6.2	Ciclos a amplitude de tensão variável	14
2.7	Métodos de contagem de ciclos	15
2.7.1	Método Rainflow	16

2.7.2	Método <i>Level Cross Counting</i>	17
2.8	Cálculo do Dano.....	17
3	Conceitos relativos à instrumentação de aeronaves	21
3.1	Diferença entre instrumentação e telemetria	21
3.2	Sensores e a sua evolução	21
3.3	Tipos de acelerómetros.....	22
3.3.1	Sistemas Massa-Mola.....	22
3.3.2	Acelerómetros Piezoresistivos.....	23
3.3.3	Acelerómetros de Capacitância Variável	23
3.3.4	Acelerómetros Piezoelétricos	24
3.4	Tipologia dos parâmetros medidos e respetiva frequência de amostragem	24
3.5	Principais requisitos inerentes à instrumentação Epsilon TB 30.....	25
3.6	Tecnologia disponível no mercado.....	26
3.7	Filtros de processamento de sinal.....	28
3.7.1	Filtro Hodrick-Prescott.....	28
3.7.2	Filtro de <i>Kalman</i>	28
3.7.3	Filtro Passa-Baixo	28
3.8	Caso de estudo de instrumentações realizadas	29
4	Instrumentação da aeronave Epsilon TB 30	31
4.1	Caracterização do perfil de uma aeronave em termos de ciclos de carga	32
4.2	Localização do equipamento MSR 165.....	32
4.3	Componente crítico da aeronave	33
4.4	Projeto e construção do suporte do MSR 165 instalado na aeronave.....	35
4.5	Implementação do <i>switch</i> On/Off de gravação	37
4.6	Testes para a aeronavegabilidade continuada do sistema.....	38
5	Acelerómetro MSR 165	39
5.1	Calibração e validação do acelerómetro.....	40
5.1.1	Cadeia de medição.....	40
5.1.2	Resultados obtidos.....	41

5.2	Software MSR 165	43
6	Software desenvolvido para análise de fadiga	45
6.1	Código <i>MATLAB</i>	45
6.1.1	Carregamento dos ficheiros de voo	46
6.1.2	Seleção de espectro correspondente à fase de voo	46
6.1.3	Filtragem de espectro	46
6.1.4	Resample	47
6.1.5	Pico-Vale	48
6.1.6	Range	49
6.1.7	Level Cross Counting	50
6.1.8	Cálculo do Dano	52
6.1.9	Previsão do TVF para um espectro FAP	54
6.2	Interface gráfica para o utilizador	55
7	Resultados e Discussão	57
7.1	Validação do código	58
7.2	Situação atual da frota	66
8	Conclusões e Recomendações	71
8.1	Conclusões	71
8.2	Recomendações	72
8.3	Trabalhos Futuros	72
Apêndices		79

Índice de Tabelas

Tabela 3.1 – Comparação das características de três acelerômetros	27
Tabela 4.1 – Especificações FAP para a aeronave Epsilon TB 30 [17]	31
Tabela 4.2 – Espectro de referência SOCATA para 1000 HV [64]	35
Tabela 5.1 – Resultados obtidos no domínio da frequência e do tempo	42
Tabela 6.1 – Frequências de amostragem do novo sinal	47
Tabela 6.2 – Ocorrências contabilizadas	51
Tabela 6.3 – Dano Fabricante para 1000 HV	53
Tabela 7.1 – Ponto de situação para o período de recolha definido	57
Tabela 7.2 – Testes 1, % de Dano FAP/Fabricante para voos de Acrobacia (apenas B2)	59
Tabela 7.3 – Testes 1, % de Dano FAP/Fabricante para voos de Navegação (apenas B3)	59
Tabela 7.4 – Testes 2, % de Dano FAP/Fabricante para voos de Acrobacia (apenas B2)	60
Tabela 7.5 – Testes 2, % de Dano FAP/Fabricante para voos de Navegação (apenas B3)	61
Tabela 7.6 – Parâmetros inerentes ao cálculo do Dano acumulado para FAP	63
Tabela 7.7 – Horas de voo efetuadas pela esquadra nos últimos 3anos	67
Tabela 7.8 – Média dos últimos 3 anos em %, das horas de voo por grupo de operação	67
Tabela 7.9 – <i>Mission Mix</i> para pilotos instrutores	67
Tabela 7.10 – <i>Mission Mix</i> para pilotos alunos	68
Tabela 7.11 – Percentagem de missões por pilotos alunos, pilotos instrutores e manutenção	68
Tabela 7.12 – Previsão do esforço em termos de HV para cada tipo de missão	68

Índice de Figuras

Figura 1.1 - Mecanismo de formação de intrusões e extrusões [20]	9
Figura 2.2 - Representação esquemática da propagação microscópica e transcristalina de uma fenda de fadiga nas fases I e II [32]	10
Figura 2.3 – a) Representação esquemática do mecanismo de fratura por fadiga [14], b) Superfície de fratura para uma elevada tensão nominal aplicada, c) Superfície de fratura para uma baixa tensão nominal aplicada [21].....	11
Figura 2.4 - Representação esquemática de uma fenda [15]	12
Figura 2.5 - Representação esquemática de um carregamento cíclico a amplitude constante [23]	13
Figura 2.6 – Representação esquemática da razão de tensões, R [24]	14
Figura 2.7 – Representação esquemática de um carregamento cíclico a amplitude constante [15]	15
Figura 2.8 – Representação esquemática de um possível carregamento irregular [Modificado de 33].....	15
Figura 2.9 – Representação esquemática do Método <i>Rainflow</i> : a) história de carga, tensão ou extensão, b) ilustração da contagem <i>Rainflow</i> ; c) resultado da contagem [4]	16
Figura 2.10 – Representação esquemática do Método <i>Level Cross Counting</i> [25]	17
Figura 2.11 – Curvas S-N para alumínio 2024-T3, $K_t = 1$ para vários valores de R [29]	18
Figura 2.12 – Representação do espectro de carga em escala logarítmica em x [30].....	19
Figura 2.13 – Regra do trapézio [30]	20
Figura 3.1 – Sensibilidade em termos de G 's face ao custo de aquisição, para cada área de aplicação [37]	22
Figura 3.2 – Sistema Massa-Mola [37]	22

Figura 3.3 – a) Princípio de funcionamento de um acelerómetro piezoresistivo, b) Exemplo de um acelerómetro piezoresistivo [42]	23
Figura 3.4 – a) Princípio de funcionamento de um acelerómetro de capacitância variável, b) Exemplo de um acelerómetro de capacitância variável [43]	23
Figura 3.5 – a) Princípio de funcionamento de um acelerómetro piezoelétrico [41], b) Exemplo de um acelerómetro piezoelétrico [44]	24
Figura 3.6 – Tecnologia disponível, a) Acelerómetro G-Link-LXRS, b) Acelerómetro Shock 101-50, c) Acelerómetro MSR 165	26
Figura 3.7 – Resposta em frequência, obtida pelo programa <i>MATLAB</i> , para o filtro passa-baixo utilizado, do tipo <i>Butterworth</i>	29
Figura 4.1 - Aeronaves Epsilon TB 30	31
Figura 4.2 – Representação aproximada para o CG da aeronave [63]	32
Figura 4.3 – Localização do conjunto, suporte e acelerómetro MSR 165 a) Vista geral, b) Vista pormenorizada	33
Figura 4.4 – a) Representação esquemática da travessa do quadro C2 [12], b) Representação esquemática do encaixo da longarina principal com a travessa do quadro C2 [63]	34
Figura 4.5 – Fissura do quadro detetada pelo CEAT [64]	34
Figura 4.6 – Modelação do suporte para o MSR 165 em <i>SOLIDWORKS</i> , a) vista exterior, b) vista interior	36
Figura 4.7 – Vista lateral do suporte	36
Figura 4.8 – Imagem real do suporte do equipamento MSR 165 em diferentes perspetivas, a) vista interior, b) vista exterior	37
Figura 4.9 – Esquema elétrico de ligação do <i>switch</i> On/Off de gravação de dados	38
Figura 5.1 – Representação dos eixos de gravação do acelerómetro MSR 165	39
Figura 5.2 – Sensor de pressão que vem acoplado ao acelerómetro	39
Figura 5.3 – Registo de um voo típico que envolva acrobacia	40
Figura 5.4 – Esquema da cadeia de medição	41
Figura 5.5 – a) Janela principal do <i>software</i> do MSR 165, b) Nome do ficheiro criado pelo <i>software</i> do MSR 165 e alterado com o tipo de missão	44

Figura 6.1 – Fluxograma simplificado do programa desenvolvido em <i>MATLAB</i>	45
Figura 6.2 – Espectro de acelerações (azul escuro) e espectro de pressão (azul claro) para um voo aleatório, a) Espectros iniciais, b) Espectros selecionados para análise	46
Figura 6.3 – Aplicação do filtro passa-baixo ao espectro inicial	47
Figura 6.4 – Aplicação do bloco <i>resample</i> a um espectro inicial	48
Figura 6.5 – Situações espectáveis de ocorrerem num espectro	48
Figura 6.6 – Aplicação do bloco pico-vale a um espectro inicial	49
Figura 6.7 – Ilustração do método <i>range</i>	49
Figura 6.8 – Aplicação do bloco <i>range</i> a um espectro inicial	50
Figura 6.9 – Exemplo de aplicação do método <i>Level Cross Counting</i>	50
Figura 6.10 – Espectro acumulado FAP versus espectro acumulado Fabricante	51
Figura 6.11 – Representação das diferenças FAP/Fabricante para o espectro da figura 6.10	52
Figura 6.12 – Aplicação da função de transferência	52
Figura 6.13 – Representação das áreas S_i para o espectro da figura 6.10	53
Figura 7.1 – Primeiro conjunto de modificações ao código inicial da figura 6.1	58
Figura 7.2 – Segundo conjunto de modificações ao código inicial da figura 6.1	60
Figura 7.3 – Opção F em comparação com a opção E	61
Figura 7.4 – Espectros de ocorrências acumuladas para acrobacia a vários valores de <i>Range</i>	62
Figura 7.5 – Espectros de ocorrências acumuladas para navegação a vários valores de <i>Range</i>	62
Figura 7.6 – Curva N/N_r para o espectro FAP Total respeitante ao espectro da figura 7.9.....	64
Figura 7.7 – Representação esquemática para o fenómeno da extremidade pontiaguda no espectro de ocorrências acumuladas	65
Figura 7.8 – Espectro de tensões FAP versus Fabricante para todos os voos, e tensão equivalente FAP versus tensão equivalente Fabricante.....	65
Figura 7.9 – Espectro de ocorrências acumuladas FAP versus Fabricante para o total dos voos	66
Figura 7.10 – Espectro de ocorrências acumuladas FAP versus Fabricante corrigido pelo <i>Mission Mix</i>	69

Nomenclaturas

BA11	Base Aérea 11
BA1	Base Aérea 1
CEAT	<i>Centre d'Essais Aeronautique de Toulouse</i>
FAP	Força Aérea Portuguesa
IRAN	<i>Inspection and Repair as Necessary</i>
FLMS	<i>Fatigue Life Monitoring System</i>
DMSA	Direção de Manutenção do Sistema de Armas
DEP	Direção de Engenharia e Programas
TVF	Tempo de Vida de Fadiga
ASTM	<i>American Society for Testing and Materials</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
ASME	<i>American Society of Mechanical Engineers</i>
HCF	<i>High Cycle Fatigue</i>
LCF	<i>Low Cycle Fatigue</i>
NLR	<i>National Aerospace Laboratory</i>
MEMS	<i>Micro Electro Mechanical Systems</i>
MSR	Modular Signal Recorder
CS	Coeficiente de Segurança
HV	Horas de voo
RMS	Root Mean Square
FFT	<i>Fast Fourier Transform</i>
AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development
USAF	<i>United States Air Force</i>
PoAF	<i>Portuguese Air Force</i>

Lista de Símbolos

σ	Tensão nominal remotamente aplicada
K	Fator de Intensidade de Tensões
Y	Fator geométrico
a	Comprimento da fissura
K_c	Tenacidade à fratura
K_{Ic}	Tenacidade à fratura modo I
σ_a	Amplitude de tensão do ciclo
$\Delta\sigma$	Gama de tensão do ciclo
σ_m	Tensão média
R	Razão de tensões
K_t	Fator de concentração de tensões
N	Número de ciclos
N_z	Aceleração vertical
N_r	Número de ciclos para a rutura
N	Número de ciclos para a rutura
M	Declive da reta
b	Ordenada na origem da reta
σ^+	Tensão máxima
σ^-	Tensão máxima
S_{eq}	Tensão equivalente no ciclo
$S_{m\acute{a}x}$	Tensão máxima no ciclo
S_i	Área para o cálculo do Dano
$D_{Fabricante\ 1000\ HV}$	Dano do Fabricante para 1000 horas de voo
$D_{Fabricante\ 89458\ HV}$	Dano do Fabricante para 89458 horas de voo
$D_{FAP\ 1000\ HV}$	Dano da FAP para 1000 horas de voo
$D_{FAP\ TVF\ HV}$	Dano FAP para o tempo de vida de fadiga
TVF_{FAP}	Tempo de vida de fadiga FAP

Capítulo 1

1 Introdução

1.1 Enquadramento

Esta dissertação de mestrado surgiu da necessidade de avaliar a integridade estrutural das aeronaves que equipam a esquadra 101 – “Rancos” da Força Aérea Portuguesa (FAP), sediada na Base Aérea 1 (BA1) em Sintra.

A instrumentação de aeronaves é fundamental para que os fabricantes possam validar as cargas teóricas projetadas e assim corrigirem os respetivos modelos analíticos e de elementos finitos desenvolvidos na fase de projeto da aeronave. Contudo, as instrumentações não se limitam apenas às fases de desenvolvimento e certificação das aeronaves. Desse modo, as aeronaves mais recentes possuem sistemas de monitorização da integridade estrutural instalados permanentemente para avaliação da severidade de operação em tempo real.

As instrumentações são também frequentes em aeronaves com muitas horas de operação (históricas) e em aeronaves em que seja necessário aferir a severidade de operação, independentemente da fase da vida em que a aeronave se encontre.

Atualmente, tendo em vista a otimização dos intervalos de inspeção das aeronaves de acordo com a severidade de operação, foi importante efetuar um novo estudo sobre o espectro de operação das aeronaves Epsilon TB 30 da FAP.

Em 2003 procedeu-se à instrumentação de uma das aeronaves, tendo sido monitorizadas cerca de 70 horas de voo correspondentes a um curso de formação de alunos piloto na aeronave. À data da realização deste estudo, as aeronaves operavam a partir da Base Aérea 11 (BA11) em Beja, tendo-se concluído que o espectro de operação das aeronaves era ligeiramente mais severo do que o espectro de operação utilizado nos ensaios à escala real realizados pela SOCATA¹. O espectro de operação aqui referido encontra-se na norma MIL.A 008-866 A. Estes ensaios terão sido realizados através da monitorização da operação das aeronaves da Força Aérea Francesa no *Centre d'Essais Aeronautique de Toulouse* (CEAT).

Em 2009, com base nos resultados obtidos em 2003 foi efetuado um estudo sobre a severidade de operação com vários métodos de contagem de ciclos e diferentes metodologias de análise. Nesse estudo foi comparada a severidade de operação da FAP com a do fabricante, com base no cálculo do dano e na propagação de fissuras. Foi desenvolvida uma metodologia de previsão da propagação de fissuras de modo a ajustar os intervalos de inspeção à severidade de operação.

¹ Fabricante da Aeronave Epsilon TB 30

Porém, com a transferência da Esquadra 101 para a BA1 foi importante aferir a forma como as aeronaves estão a ser operadas. Isto é, qual o impacto da severidade de operação das aeronaves por estas terem sido deslocadas para a BA1 e as zonas de trabalho serem diferentes.

Para além deste aspeto, o estudo irá também possibilitar o ajuste dos intervalos de inspeção de IRAN (*Inspection and Repair as Necessary*), permitindo assim, a sua otimização e permitindo também ajustá-los à realidade da FAP. A informação recolhida poderá posteriormente ser fornecida ao fabricante.

Para que um novo estudo sobre a operação das aeronaves fosse possível, foi necessário proceder à sua instrumentação por forma a recolher os dados em voo.

1.2 Objetivos

A presente dissertação teve como principal objetivo o desenvolvimento e implementação de um sistema de FLMS (*Fatigue Life Monitoring System*) para a aeronave Epsilon TB 30 da FAP. Deste modo, foi feita a instrumentação de uma das aeronaves da frota Epsilon TB 30, nomeadamente a aeronave com o número de cauda 11407, e posteriormente foram analisados os resultados que daí advieram. Para efeitos da tese, esta aeronave considerou-se representativa do esforço de cada aeronave da frota, uma vez que as aeronaves são operadas de maneira semelhante, sendo o tipo de missão e o número de horas propostas pela Esquadra, distribuídas pelas várias aeronaves disponíveis para voo. O processo de instrumentação e toda a abordagem teórica aqui desenvolvida será replicada futuramente às restantes aeronaves, com o intuito de elaborar uma análise mais rigorosa, de modo a obter o espectro de operação da frota, de cada aeronave e de cada missão.

Deste modo, procurou-se perceber de que forma deveria ser conduzida a instrumentação de uma aeronave, atendendo aos requisitos de instrumentação. Recorrendo a uma pesquisa bibliográfica inicial, pretendeu-se saber em que situações são utilizados os sistemas de instrumentação e que tipo de tecnologia existe no mercado para esses fins. De igual modo, pretendeu-se saber quais os parâmetros a medir e qual a sua frequência de amostragem, bem como conhecer os tipos de filtros de processamento de sinal que são atualmente utilizados. Por fim, foi feita uma breve abordagem a instrumentações que já tenham sido realizadas em aeronaves deste tipo.

Após esta análise de carácter mais teórico, definiu-se uma instrumentação adaptada à realidade e necessidades da frota Epsilon TB 30, tendo em vista a determinação do espectro de operação para monitorização da vida de fadiga. Mais especificamente, pretendeu-se definir uma metodologia que a FAP possa adotar, de modo a dar resposta às problemáticas apresentadas no enquadramento.

Posteriormente a um estudo de mercado em termos de tecnologia disponível para este tipo de aeronaves, foi necessário definir a localização do equipamento de medição de forças G 's, instrumentar a aeronave, definir o procedimento de recolha de dados e o processamento dos mesmos.

Em suma, os objetivos para a instrumentação da aeronave Epsilon TB 30 foram:

- a. Definir localização do sistema de medição;
- b. Instrumentar a aeronave;
- c. Desenvolver uma aplicação que permita fazer o carregamento dos ficheiros de voo e o respetivo tratamento dos mesmos, em cada aeronave;
- d. Contabilizar os ciclos de carga e proceder ao cálculo do dano acumulado para 1000 horas de voo;

- e. Prever o Tempo de Vida de Fadiga;
- f. Estabelecer o atual ponto de situação em relação à severidade operacional da frota, de acordo com os resultados obtidos.

A elaboração deste trabalho permitirá à Gestão de Frota que se encontra na Direção de Manutenção do Sistema de Armas (DMSA), bem como à Direção de Engenharia e Programas (DEP), avaliarem de forma clara e objetiva o modo como estão a ser operadas as aeronaves. Permitirá averiguar a severidade da frota, assim como fazer uma previsão do Tempo de Vida de Fadiga (TVF) de cada aeronave, a fim de se ajustarem as periodicidades das inspeções.

1.3 Estrutura da dissertação

A dissertação encontra-se estruturada em 8 capítulos, incluindo o atual. O capítulo 2 é dedicado a uma pesquisa bibliográfica no que diz respeito a conceitos teóricos relacionados com o conceito de fadiga. O capítulo 3 segue também uma abordagem teórica, mas direcionada para os sistemas de instrumentação. São neste capítulo estudados vários métodos de processamento de sinal. Um subcapítulo final é dedicado a instrumentações já realizadas em aeronaves deste tipo. No capítulo 4 é abordado em específico, a instrumentação da aeronave Epsilon TB 30. É definida a localização do equipamento de medição e é detalhado todo projeto da estrutura de suporte a esse equipamento, desenvolvida com recurso ao programa de desenho *SOLIDWORKS*. O capítulo 5 é dedicado ao acelerómetro MSR 165 utilizado nesta instrumentação. No capítulo 6 aborda-se o *software* desenvolvido em *MATLAB* para o seguimento de vida de fadiga, bem como toda a justificação para os vários blocos de código que constituem o programa. No capítulo 7 constam os resultados provenientes da instrumentação realizada, assim como a sua discussão. Por último, as conclusões e as recomendações a fazer perante a realização da presente dissertação.

Capítulo 2

2 Conceitos relativos à fadiga

2.1 Evolução do conceito de fadiga

As primeiras evidências históricas relativas ao conceito de fadiga surgem em 1837 com Wilhelm Albert, um servente de minas, que terá publicado os primeiros testes sobre fadiga aplicados aos carris das minas em Clausthal, na Alemanha. Inclusive, a construção de uma máquina de ensaios capaz de avaliar a fadiga de umas correntes metálicas usadas num transportador da mina que apresentava falhas em serviço [2,3].

Em 1840, após um acidente ferroviário de Versailles, Rankine iniciou um estudo de fadiga de forma a perceber como é que a fratura nos eixos dos comboios ocorria e se propagava, e de que forma é que a sua resistência era posta em causa [3].

Morin, em 1853, publicou a obra intitulada de “*Resistance des Materiaux*”, no qual analisa os resultados obtidos por dois engenheiros responsáveis por carruagens de entrega de correio, movidas por cavalos. Foi proposta uma substituição dos eixos das carruagens após 60 000 km, o que poderá ser visto como a utilização prática do conceito de *Safe Life* (substituição do componente antes da falha) [3].

Apesar do trabalho que já tinha sido desenvolvido nesta área, podemos dizer que a verdadeira introdução do termo fadiga ocorreu em 1854 por Braithwaite, para descrever falhas que ocorriam a partir de tensões cíclicas. O autor descreve muitas das falhas por fadiga ocorridas em serviço em vários equipamentos, entre eles: bombas de água; veios de propulsão; cambotas; alavancas; eixos de comboios, etc. [3].

August Wöhler, engenheiro nos caminhos-de-ferro Alemães, realizou entre 1850 e 1860 uma série de ensaios de fadiga. Estes ensaios centraram-se essencialmente no momento em que a falha ocorria nos eixos dos comboios devido à propagação de fissuras, sendo hoje considerados como parte da primeira investigação sistemática sobre fadiga. Daqui deriva o facto de Wöhler ser conhecido como o pai dos ensaios sistemáticos de fadiga. Wöhler considera que no caso da fadiga a gama de tensão, $\Delta\sigma = \sigma_{\text{máx}} - \sigma_{\text{min}}$, é mais importante que a tensão máxima, $\sigma_{\text{máx}}$. Ao usar diagramas tensão-ciclos (diagramas S-N), Wöhler mostrou como a vida à fadiga diminui com o aumento das amplitudes de tensão e que abaixo de uma certa amplitude de tensão, o provete não fratura. Assim, Wöhler desenvolveu o diagrama S-N e introduziu o conceito de limite de fadiga [4].

Em 1886, Bauschinger mostrou que a tensão de cedência (σ_y) em tração ou compressão é reduzida quando é aplicada uma carga oposta, à qual causa uma deformação elasto-plástica. Foi a primeira indicação de que uma reversão da extensão em regime elasto-plástico pode alterar o comportamento dos materiais na resposta tensão-extensão [4].

Com o auxílio do microscópio óptico, em 1903 Ewing e Humfrey, observaram as bandas de escorregamento na superfície de provetes sujeitos a flexão rotativa, verificando que estas levavam ao aparecimento de micro fissuras. Esta foi provavelmente a primeira descrição metalúrgica do processo de fadiga [4].

No ano de 1910, Basquin mostrou que a tensão alternada versus número de ciclos até à falha, para a região de vida finita, pode ser representada por uma relação linear em escala logarítmica em ambos os eixos, de acordo com a expressão $\sigma_a = AN^B$ utilizada ainda nos dias de hoje [4].

Posteriormente, em 1920, Griffith desenvolveu os fundamentos da Mecânica da Fratura através dos ensaios realizados em vidro, descobrindo que a resistência deste depende do tamanho das suas fissuras microscópicas, diminuindo a resistência com o aumento das fissuras. Com a publicação dos seus cálculos teóricos e resultados experimentais, onde afirmou que a relação $S\sqrt{a}$ é constante (S – Tensão nominal na fratura; a – Tamanho da fissura), Alan A. Griffith tornou-se o “pai” da Mecânica da Fratura [3].

Em 1924, Palmgren desenvolveu um modelo de acumulação de dano linear para carregamentos que ocorressem a amplitude variável [4].

Na aeronáutica, a queda de um *Curtis* a 27 de Julho de 1927 e de um *Dornier* a 23 de Setembro do mesmo ano, ambos os acidentes relativos à fratura por fadiga da longarina da asa principal, marcaram o início dos acidentes provocados por fadiga em estruturas aeronáuticas.

Por volta de 1929/1930, Haigh apresentou uma explicação racional da diferença de comportamentos dos aços de alta resistência e aços de média resistência, na presença de entalhes [4].

Mais tarde em 1937, Neuber introduziu o conceito do efeito da concentração de tensões nos entalhes, levando à possível propagação de fissuras a partir desse entalhe [4].

No ano de 1938 são medidos pelos alemães os primeiros espectros de carga numa aeronave. Desde então, apesar dos esforços efetuados no sentido de se perceber todo o processo que leva à falha de um componente por fadiga, era inevitável que ocorressem alguns acidentes. Destacam-se os acidentes com as duas aeronaves *Havilland Comet*, aeronaves comerciais a jacto que apesar de serem um marco na aviação comercial apresentavam alguns problemas em termos de fadiga devido aos ciclos de pressurização da cabine. Desde então, foi criado um conjunto de regras e especificações pela *Federal Aviation Administration* (FAA) para que problemas como os do *Comet* fossem eliminados.

Gassner, em 1939, escreve um artigo onde promove a utilização de um espectro de carregamento em blocos para a realização de ensaios a amplitude variável. Esta foi, assim, a base dos testes de fadiga a amplitude variável, tendo sido destaque até ao fim da década de 1950, quando surgem os primeiros sistemas de teste electro-hidráulicos [4].

Em 1944, Carl A. Zapffe introduziu a fractografia no meio científico, quando este conseguiu aproximar a lente do microscópio suficientemente perto da superfície do material de modo a conseguir a observação de detalhes na mesma. Desde então, a análise fractográfica tornou-se uma ferramenta poderosa no estudo das fendas, pois permite determinar a sua origem e direção de propagação. O objetivo da fractografia é analisar as características da fratura e tentar relacionar a topografia das superfícies de fratura com as causas e os mecanismos básicos de fratura [10].

Em 1945, Miner formulou um critério linear de dano acumulado por fadiga, sugerido anteriormente por Palmgren. Hoje em dia, este critério é conhecido por regra de dano linear de Palmgren-Miner [4,5].

Mais tarde em 1954, Coffin e Mason verificaram que as deformações plásticas são responsáveis pelo dano cíclico. Então deste facto, propuseram uma relação empírica entre o número de reversões de carregamento até à falha por fadiga e a amplitude de deformações plásticas. Esta relação, conhecida por relação Coffin-Mason que continua a ser vastamente utilizada quando se pretende caracterizar a fadiga com base nas deformações [6].

Em 1951, foi criado o Comité Internacional para a Fadiga Aeronáutica, fundado pela *Dutch National Aircraft Laboratory* da Holanda, que tinha como intuito reunir peritos em questões de fadiga a cada dois anos. Nessas conferências havia uma troca e partilha de conhecimentos nesta área. Nesta altura são também estabelecidas as normas americanas para ensaios de fadiga e que ainda hoje são conhecidas por normas ASTM (*American Society for Testing and Materials*).

Em 1955, Sines realizou vários testes experimentais, utilizando tensões alternadas biaxiais e combinações simples de tensões estáticas e alternadas. Sines concluiu que as tensões de corte cíclicas têm maior influência na evolução do processo de fadiga do que as tensões normais. Mais tarde, em 1956, Crossland desenvolveu um modelo semelhante, considerando como variável fundamental no processo de nucleação de fissuras o valor máximo da pressão hidrostática e não o valor médio [7,9]. Por volta deste mesmo ano, persistiram dois conceitos distintos, o conceito de falha segura (*Fail Safe*) e o conceito de vida segura (*Safe Life*). O conceito de vida segura diz que o componente tem a capacidade de resistir aos esforços durante a sua vida útil sem falhar. No conceito de falha segura, uma falha pode existir sem colocar a operacionalidade e a segurança do componente em risco. Este conceito de falha segura terá sido implementado nas aeronaves *Electra*, onde apesar dos cuidados tidos em conta, houve a perda de duas aeronaves [3]. Com o passar dos anos, o conceito de vida segura revelou-se importante mas não evitava que acontecessem acidentes provocados por fadiga. Então, o conceito foi alterado. Inicia-se a partir deste momento, o conceito de Damage Tolerance (Tolerância ao Dano). Uma aeronave poderia voar em segurança mesmo se apresentasse fissuras, desde que estas não ultrapassassem um valor crítico.

No ano de 1961, Paris, Gomez e Anderson afirmam que a velocidade de propagação da fenda por fadiga, da/dN , poderia estar relacionada com a gama do fator de intensidade de tensões no ciclo de carga, ΔK , durante carregamentos cíclicos efetuados a amplitude constante [6].

Em 1968, Elber contribui para o aperfeiçoamento do cálculo da propagação de fendas sob cargas de amplitude variável, observando que após uma carga de tração elevada, a fenda fechava antes da carga voltar a zero. De modo a demonstrar a importância deste facto, Elber desenvolveu um modelo quantitativo mostrando que o crescimento de fendas devido à fadiga é controlado por uma gama do fator de intensidade de tensão efetiva ao invés de uma gama aplicada. O fenómeno observado por Elber é hoje conhecido como “fecho de fenda” [3].

Um ano mais tarde, a *American Society of Mechanical Engineers* (ASME) avaliou a aplicação do critério de Tresca no projeto de reservatórios de pressão sujeitos a fadiga multiaxial (fadiga causada por solicitações cíclicas em duas ou mais direções). Uma vez que o critério se mostrou ser de fácil utilização, conservador e adaptável a vários cenários, foi escolhido em 1974 como base para estimar a vida à fadiga multiaxial, em substituição do critério de Von Mises [11].

Em 1970, Smith, Watson e Topper apresentaram um modelo que caracteriza o dano à fadiga, conhecido como o parâmetro SWT. É aplicável em materiais que falham predominantemente em Modo I (abertura axial) [9].

Em 1974, a *United States Air Force* (USAF), consolidou o conceito de tolerância ao dano em que se aceita a existência de fissuras em localizações críticas da aeronave, desde que devidamente monitorizadas. Estas

fissuras poderiam ser causadas por defeitos do material ou devido aos ciclos de fadiga. Desta forma, o fabricante da aeronave teria de provar com base em cálculos e ensaios que o tempo de vida da aeronave foi determinado com base na resistência dos componentes à fadiga. Projetar uma aeronave com base na tolerância ao dano passou a requerer um acompanhamento em termos de manutenção e inspeção muito complexo para assegurar que o componente é substituído antes de ruir [12].

Mais tarde em 1988, Fatemi e Socie apresentaram um modelo baseado no trabalho e investigação desenvolvidos por Brown e Miller. Neste novo modelo, a deformação normal foi substituída pela tensão normal, a qual contribui para a separação das superfícies da fenda, reduzindo as forças de fricção, e que simultaneamente com a deformação ao corte possibilita uma contabilização mais adequada do crescimento da fenda [10].

Com a pesquisa aqui efetuada no que diz respeito à evolução histórica do conceito de fadiga, percebeu-se que os conceitos de fadiga têm vindo a alterar-se ano após ano. Com as novas descobertas que têm sido feitas, tem-se conseguido de alguma forma melhorar os sistemas de monitorização de fadiga e consequentemente evitar acidentes provocados por fadiga como foi o caso bastante conhecido do acidente com um Boeing 737-297 da *Aloha Airlines* em 1988. Esta breve abordagem permitiu também perceber que a fadiga é uma área do Comportamento Mecânico dos Materiais que se baseia essencialmente em leis empíricas e aproximadas, não devendo ser tomadas como exatas e como verdades absolutas [12].

2.2 Definição do conceito de fadiga

A fadiga resulta de um conjunto de solicitações dinâmicas a que os diferentes componentes mecânicos estão sujeitos. Das várias definições que podem ser apresentadas, a fadiga é um processo de alteração estrutural permanente, progressivo e localizado que ocorre num material sujeito a condições que produzam tensões ou extensões dinâmicas, num ponto ou em vários pontos e que pode culminar em fendas ou numa fratura completa após um número suficiente de variações de carga [15,16]. Segundo [14], define-se fadiga como a degradação das propriedades mecânicas que levam à falha do material ou do componente devido à presença de carregamentos cíclicos no tempo. Esta definição exclui o chamado fenómeno de fadiga estática que poderá ocorrer em materiais frágeis e que poderá ser usado muitas vezes para descrever fenómenos de fratura provocada por corrosão sob tensão (Stress Corrosion Cracking). Segundo o autor, 90% das falhas que ocorrem em componentes metálicos expostos a movimento, devem-se a fenómenos de fadiga.

Entre muitas soluções por forma a evitar falhas devido à fadiga, destacam-se algumas tais como:

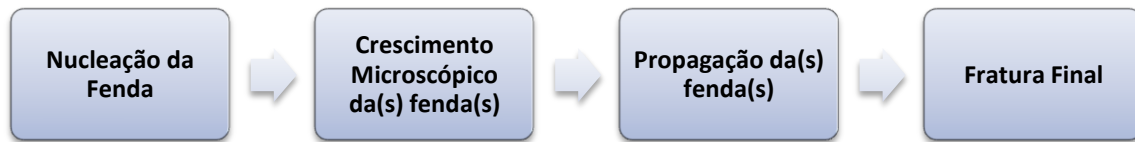
- Desenvolvimento de materiais económicos com elevada resistência à fadiga;
- Desenvolvimento de métodos de conceção e cálculo de estruturas sujeitas a fadiga;
- Desenvolvimento de métodos de controlo dos equipamentos sujeitos à fadiga.

Em fadiga, o número de ciclos de aplicação de carga até à fratura consiste na soma do número de ciclos de nucleação e iniciação da fenda mais o número de ciclos de carga na fase de propagação [15].

$$N_r = N_i + N_p \quad (2.1)$$

2.3 Caracterização do mecanismo de fratura por fadiga

A fratura por fadiga é provocada pela nucleação e propagação mais ou menos lenta de fendas que aparecem numa peça submetida a tensões dinâmicas. O processo de fadiga pode ser dividido em três ou quatro fases sucessivas dependendo do autor. Porém em termos gerais podem ser descritos como [13]:



Numa peça em que não exista qualquer tipo de defeito, a fenda por fadiga tende a iniciar-se sempre junto à superfície da peça onde a tensão seja máxima. Isto porque a nucleação das fendas por fadiga é facilitada junto aos grãos cristalinos que se encontrem à superfície da peça, uma vez que não é encontrada tanta resistência comparativamente com um grão interior.

2.3.1 Nucleação da fenda

O processo de nucleação de uma fenda por fadiga está diretamente relacionado com a existência de descontinuidades e/ou singularidades do material onde se verifica um fator de concentração de tensões mais elevado. Estas singularidades denominadas por intrusões e/ou extrusões, são provocadas pela deformação plástica do material em resultado de um carregamento cíclico e ao longo de planos atômicos, levando à formação de fissuras [13,19]. A formação de intrusões e extrusões conforme a direção e sentido da tensão aplicada, bem como os respetivos deslocamentos ao longo dos planos atômicos, são apresentados na figura 2.1.

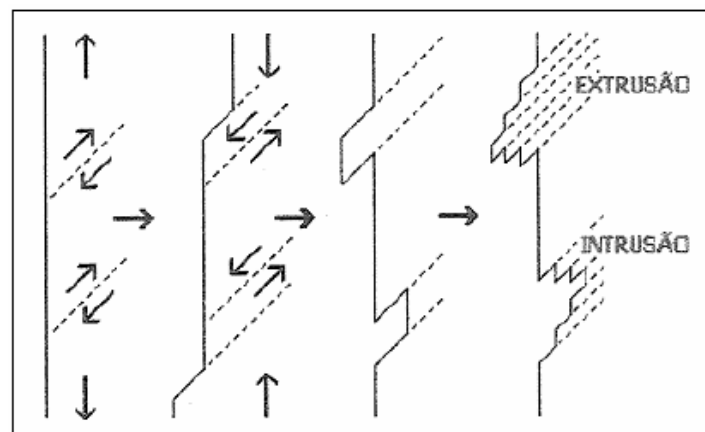


Figura 2.1 - Mecanismo de formação de intrusões e extrusões [20]

2.3.2 Crescimento microscópico da(s) fenda(s)

No que diz respeito ao crescimento microscópico das fendas, as fissuras por fadiga são predominantemente transcristalinas e não são visíveis à vista desarmada, compreendendo uma gama de 2 a 5 vezes o tamanho de grão. Encontra-se esquematicamente representada na figura 2.2 em vista microscópica, uma fenda de fase I bem como a sua direção de propagação. Como se pode verificar, quando a fenda de fase I atinge uma determinada dimensão, sofre uma inflexão e passa a propagar-se segundo a direção perpendicular à tensão principal máxima, constituindo uma fenda de fase II. Esta já poderá ser observada à vista desarmada e possui um crescimento que poderá ser caracterizado pelos métodos da mecânica da fratura [13].

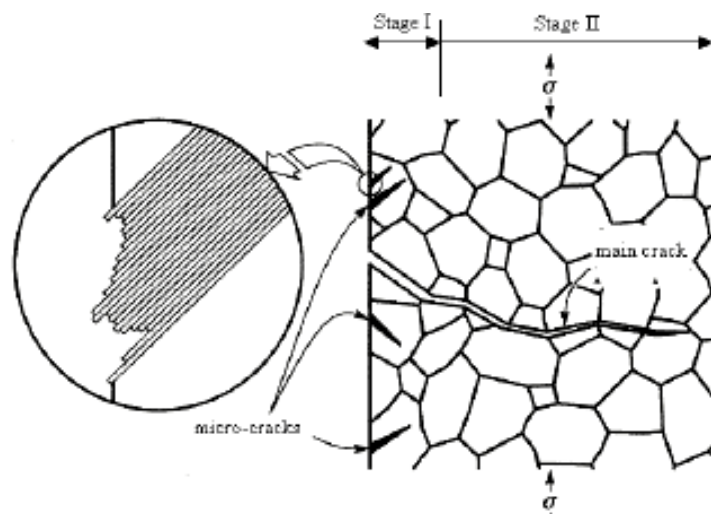


Figura 2.2 - Representação esquemática da propagação microscópica e transcristalina de uma fenda de fadiga nas fases I e II [32]

2.3.3 Propagação da(s) fenda(s)

Em relação à 3ª fase proposta por Branco [13], fase da propagação de fenda, consideram-se três modos de propagação: por estrição dúctil, por coalescência de microcavidades e por microclivagem. O processo de estrição dúctil é o mais importante pois devido às sucessivas posições da frente da fenda, a superfície de fratura apresentará estrias. O processo de estrição sendo um dos mais importantes foi explicado inicialmente por C. Laird de acordo com Branco [13]. Quando uma fenda com a sua frente aguçada é sujeita à tração em modo I (abertura axial), verifica-se um escorregamento dos planos a 45° com o plano da fenda na frente da mesma. Ao atingir-se a tensão máxima, a fenda avança por deformação plástica na direção da tensão de corte máxima e a extremidade da fenda torna-se curva. Na fase do ciclo em que há diminuição da carga, inverte-se o sentido de escorregamento na extremidade da fenda e as superfícies da fenda voltam novamente a aproximar-se, repetindo-se de seguida todo o processo. Este fenómeno dá origem ao aparecimento de estrias na superfície de fratura conforme já tinha sido referido anteriormente [12].

2.3.4 Fratura final

Na fase final de todo o processo dá-se a fratura final, caracterizada essencialmente por uma propagação instável da fissura, criando uma superfície irregular e que leva à separação das duas partes. Pode-se observar nas figuras 2.3 a) b) c), uma representação esquemática bem com a morfologia da superfície de fratura para diferentes cargas cíclicas aplicadas, respetivamente.

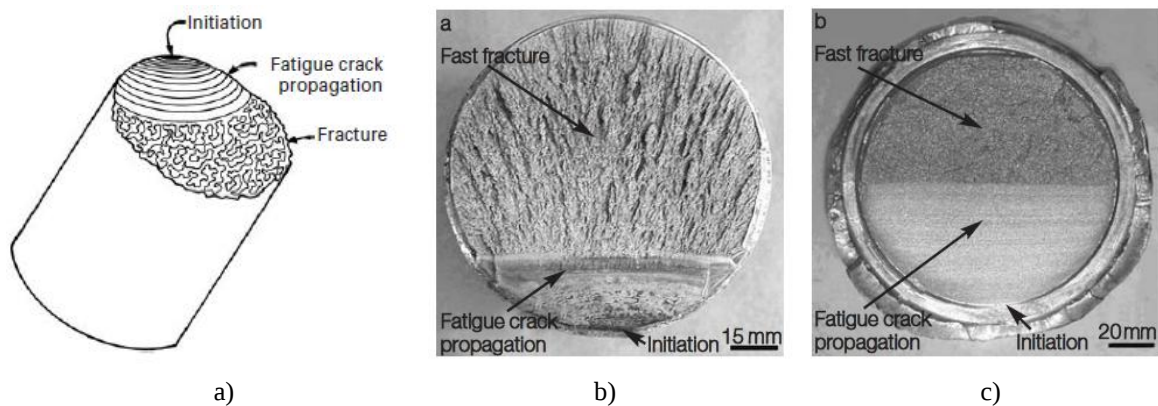


Figura 2.3 – **a)** Representação esquemática do mecanismo de fratura por fadiga [14], **b)** Superfície de fratura para uma elevada tensão nominal aplicada, **c)** Superfície de fratura para uma baixa tensão nominal aplicada [21]

Nas figuras anteriores estão presentes várias zonas, entre elas, uma zona inicial que é a denominada zona de nucleação. Numa zona subadjacente a esta, encontra-se a zona de propagação onde podem ser observadas bandas concêntricas ao ponto de iniciação e visíveis a olho nu, denominadas linhas de paragem (*Beach Marks*). Na parte final tem-se a zona de superfície de fratura instável, onde o material já não consegue suportar a carga aplicada. A rugosidade e textura desta superfície são bastante variáveis dependendo da magnitude da tensão aplicada e também devido ao facto de se estar perante um material dúctil ou frágil. A figura 2.3 b) mostra precisamente um caso onde a tensão nominal aplicada é elevada, produzindo uma superfície com textura facetada. Ao invés, quando a tensão aplicada é mais baixa, tem-se uma zona de fratura final mais suave como se pode verificar na figura 2.3 c). A textura da superfície de fratura também depende fortemente do tipo de material presente, se dúctil (maior plasticidade), ou se frágil (menor plasticidade). Normalmente, numa fratura dúctil existe sempre alguma estrição associada, chamado efeito de *Necking*.

2.4 Fator de intensidade de tensões

Em função da configuração geométrica do tipo de fenda, do componente e da carga aplicada, pode definir-se fator de intensidade de tensões $K [MPa\sqrt{m}]$ que expressa a magnitude do campo de tensões nas proximidades da fenda (figura 2.4).

$$K = Y\sigma\sqrt{\pi a} \quad (2.2)$$

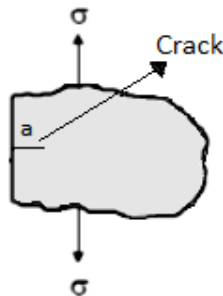


Figura 2.4 - Representação esquemática de uma fenda [15]

Na equação 2.2, Y representa o fator geométrico de carácter adimensional que depende do componente, do tamanho e geometria da fissura. A variável a representa o comprimento da fissura e σ a tensão nominal remotamente aplicada. Diz-se K_c tenacidade à fratura, para condições críticas onde ocorre fratura do material. Para tamanhos de provetes consistentes com o modo I (abertura axial) de sollicitação da fissura, K_c diminui com o aumento da espessura do provete tendendo, assim, para um valor K_{Ic} em estado plano de deformação [15].

2.5 Parâmetros que influenciam o processo de iniciação e propagação de fendas

De acordo com [13], o comportamento dos materiais à fadiga pode ser influenciado por uma série de parâmetros. Destacam-se os seguintes:

- Acabamento superficial da peça: superfícies com elevado polimento e baixa rugosidade apresentam uma elevada resistência à fadiga em comparação com peças com acabamento menos aperfeiçoado. A justificação para tal acontecimento, deve-se ao facto de imperfeições, riscos e impurezas serem responsáveis por desenvolver pontos de concentração de tensões que levam mais rapidamente à iniciação e possível propagação de fissuras;
- Geometria e tamanho da peça: um dos grandes problemas é fazer uma previsão de fadiga, utilizando curvas S-N resultantes de ensaios laboratoriais a pequenos provetes e conseguir extrapolar esses valores para grandes peças. Sabe-se, no entanto, que a resistência à fadiga diminui com o aumento do tamanho da peça. Uma possível explicação para tal facto está diretamente relacionada com o maior número de imperfeições. Isto é, uma peça maior terá certamente mais defeitos que uma peça de tamanho mais pequeno, logo será expectável que a peça maior tenha mais fissuras e portanto menos resistência à fadiga;
- Tensão média: de acordo com a curva S-N o facto de a tensão média aumentar implica que a tensão limite de fadiga também aumente. Os conceitos inerentes a este ponto serão melhor explicados no subcapítulo 2.6;
- Fator de concentração de tensões: este ponto já foi referido quando se falou do acabamento superficial da peça. Resumidamente, na presença de um fator de concentração de tensões elevado, a resistência à fadiga é menor nessa zona;

- Meio ambiente: a ação simultânea de tensões dinâmicas e ataque químico, nomeadamente corrosão, leva mais facilmente à falência do material. A corrosão deve-se essencialmente ao facto da peça se encontrar em ambiente corrosivo na presença de uma elevada humidade atmosférica;

- Temperatura de operação: na presença de ambientes de trabalho a elevadas temperaturas, um material poderá facilmente sofrer de fadiga térmica. Tal facto leva a que seja feito um estudo prévio das zonas de trabalho para se escolher o material mais adequado.

2.6 Ciclos de tensão de fadiga

Quando se utiliza o termo fratura por fadiga de um componente, fala-se em fadiga provocada pela presença de uma sollicitação dinâmica. A fadiga só se manifesta num componente se a tensão aplicada variar com o tempo. Podem-se considerar duas situações distintas, *High Cycle Fatigue* (HCF) em que existe a aplicação de um carregamento elevado, levando à fratura do componente num máximo de $10^4 - 10^5$ ciclos e *Low Cycle Fatigue* (LCF) em que existe a aplicação de um carregamento baixo, levando à fratura do componente para um número maior do que $10^4 - 10^5$ ciclos [13]. Os ciclos de tensão de fadiga podem dividir-se em dois grupos [22]:

- Ciclos (sollicitações) a amplitude de tensão constante;
- Ciclos (sollicitações) a amplitude de tensão variável.

A fadiga a amplitude de tensão constante está geralmente associada a peças de máquinas rotativas, tais como eixos e engrenagens que apresentam uma dinâmica que se repete no tempo. Por outro lado, as ondas nos navios, a vibração nas asas das aeronaves bem como na sua fuselagem e o tráfego em pontes são exemplos de carregamentos variáveis em amplitude e frequência [22].

2.6.1 Ciclos a amplitude de tensão constante

Os ciclos a amplitude de tensão constante correspondem uma sollicitação harmónica ao longo do tempo, com uma determinada frequência e amplitude conforme figura 2.5.

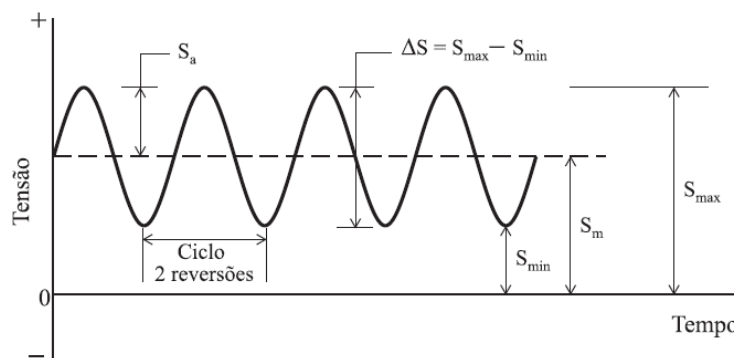


Figura 2.5 - Representação esquemática de um carregamento cíclico a amplitude constante [23]

No seguimento desta temática, pode-se definir as seguintes equações de acordo com a figura 2.5, em que σ [MPa] representa a tensão local aplicada:

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{m\acute{a}x} - \sigma_{m\acute{i}n}}{2} \quad (2.3)$$

$$\Delta\sigma = 2\sigma_a = \sigma_{m\acute{a}x} - \sigma_{m\acute{i}n} \quad (2.4)$$

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{m\acute{a}x} + \sigma_{m\acute{i}n}}{2} \quad (2.5)$$

$$R = \frac{\sigma_{m\acute{i}n}}{\sigma_{m\acute{a}x}} \quad (2.6)$$

em que σ_a representa a amplitude de tensão do ciclo, $\Delta\sigma$ a gama de tensão do ciclo, σ_m a tensão média e R a razão de tensões. O parâmetro R indica o tipo de carregamento a que o material está a ser submetido. Se $R > 0$, os ciclos de tensão oscilam de compressão para compressão. Se $1 > R > 0$, tem-se a situação oposta em que as tensões oscilam de tração para tração. Se $-1 < R < 0$ tem-se tensões que oscilam entre tração para compressão. Existem situações específicas tais como $R = 0$ que indicam um carregamento tipo pulsante em que a $\sigma_{m\acute{i}n} = 0$. Se $R = -1$, está-se numa situação em que $\sigma_m = 0$ (figura 2.6).

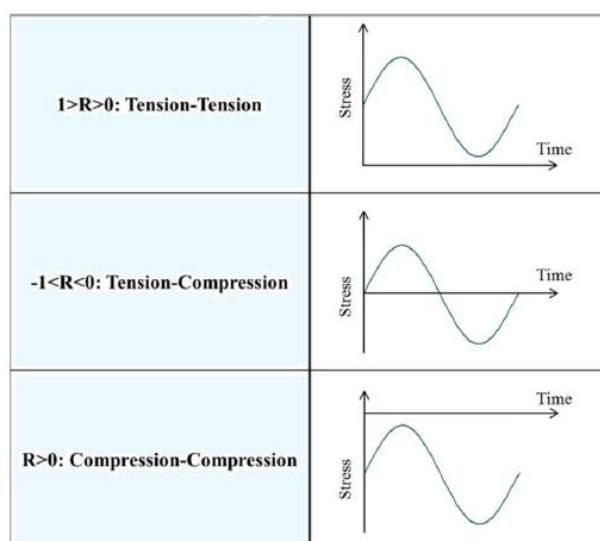


Figura 2.6 – Representação esquemática da razão de tensões, R [24]

2.6.2 Ciclos a amplitude de tensão variável

Solicitações em amplitude de tensão variável são mais prováveis de ocorrer em diversas situações. Este tipo de análise torna-se um pouco mais complexo e os estudos são realizados passando por uma simplificação da solicitação real. Esta passa a ser representada por uma combinação de carregamentos de amplitude constante no tempo chamados de blocos em que n é o número de ciclos por cada bloco e σ_a a amplitude de tensão dos ciclos desse mesmo bloco (figura 2.7).

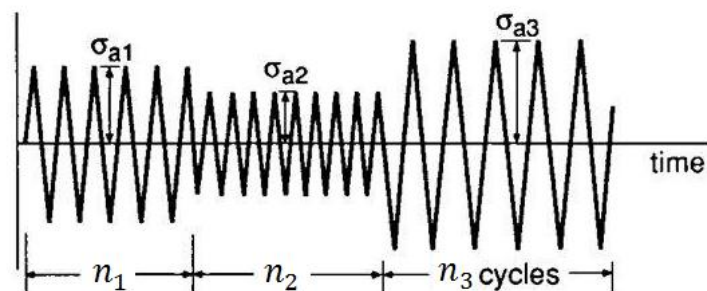


Figura 2.7 – Representação esquemática de um carregamento cíclico a amplitude constante [15]

Muitas das vezes acontece que o carregamento para além de ser variável é irregular (figura 2.8), não sendo possível à primeira vista identificar os ciclos e agrupá-los em blocos. Se existe um carregamento irregular que varia em amplitude e algumas das vezes em frequência, tem-se que recorrer a métodos de contagem de ciclos conforme se pode observar no subcapítulo 2.7.

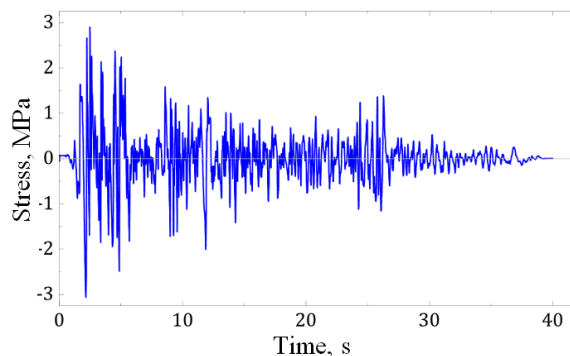


Figura 2.8 – Representação esquemática de um possível carregamento irregular [Modificado de 33]

2.7 Métodos de contagem de ciclos

Como já foi visto no subcapítulo anterior, nos casos em que a amplitude dos carregamentos e a sua frequência variam, torna-se difícil identificar um ciclo. De modo a prever a vida de um componente sujeito a uma história de carregamento irregular, é necessário reduzir essa história complexa a um número de eventos que possa ser mais facilmente quantificados, recorrendo a métodos de contagem de ciclos. Neste subcapítulo, entende-se por história um conjunto de ciclos, ou seja, acontecimentos que se realizam a uma dada amplitude e frequência [26].

Os ciclos podem ser contados usando histórias temporais de um determinado parâmetro do carregamento, tais como força, momento tórsor, tensão, deformação, aceleração, etc. No âmbito desta tese, trabalhou-se com histórias temporais que envolveram acelerações verticais [G 's]. É importante ainda, perceber alguns conceitos tais como pico, vale e semi-reversão. Entende-se por pico o ponto onde a primeira derivada da história *load-time* muda de positiva para negativa. Um vale é precisamente o oposto, onde a derivada muda de negativa para positiva. Por último, um ciclo é constituído por duas semi-reversões.

2.7.1 Método Rainflow

Este é um dos métodos de contagem de ciclos mais conhecido, tendo sido originalmente proposto por Matsuishi e Endo [28] que se basearam na analogia de uma gota de chuva a escorrer num telhado.

O procedimento do método encontra-se representado na figura 2.9 para uma história de eventos que consiste em quatro picos e quatro vales.

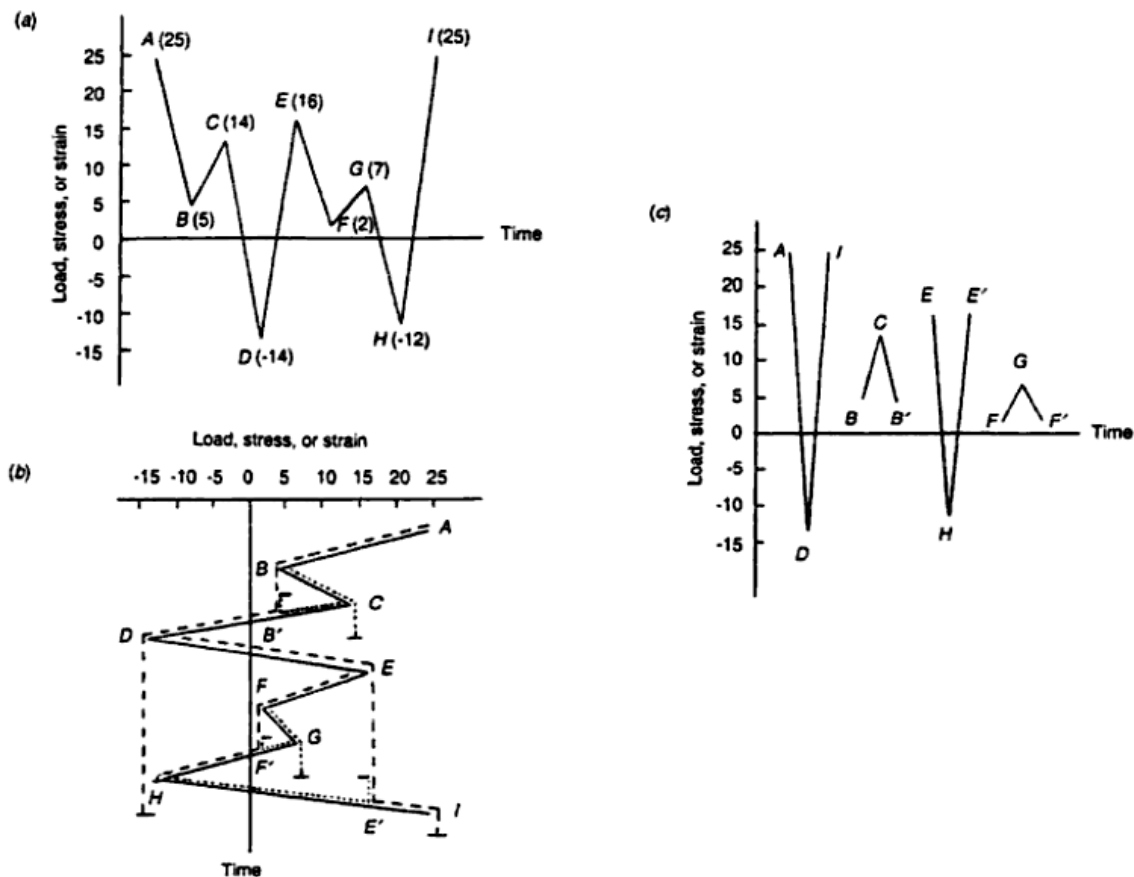


Figura 2.9 – Representação esquemática do Método *Rainflow*: **a)** história de carga, tensão ou extensão, **b)** ilustração da contagem *Rainflow*; **c)** resultado da contagem [4]

Pode-se verificar que neste caso, obteve-se um total de 4 ciclos conforme figura 2.9 c). Segundo a bibliografia existente, nomeadamente NLR [27] e ASTM [25], este método é considerado um método de dois parâmetros. Existem dois tipos de implementação, a manual e a computacional. No âmbito desta revisão bibliográfica, será apenas descrita a implementação manual do processo. Esta obedece às seguintes regras:

- 1) Deve-se escolher um pico ou um vale de maior amplitude para se iniciar a contagem de ciclos;
- 2) É necessário ter em consideração que:
 - a) Uma gota que inicia a queda num pico pára num vale que tenha no lado oposto um pico mais positivo do que aquele de onde partiu;

- b) Uma gota que inicia a queda num vale pára num pico que tenha no lado oposto um vale mais negativo do que aquele de onde partiu;
- c) Uma gota pára se encontrar outra gota que vem de cima.

2.7.2 Método *Level Cross Counting*

O resultado obtido através do método *Level Cross Counting* assemelha-se ao resultado obtido por um contador de *G's*, pois quantifica o número de vezes que um determinado nível de *G's* (patamar) foi alcançado. De acordo com ASTM [25], é efetuada uma contagem sempre que uma porção inclinada positiva da história de acelerações (parâmetro de interesse na presente dissertação) cruza um patamar localizado acima do patamar de referência (m). Na presente dissertação definiu-se patamar de referência a 0 G. De modo semelhante, cada vez que uma porção inclinada negativa da história de acelerações cruza um incremento localizado abaixo da referência é efetuada uma contagem. Adicionalmente, os cruzamentos com o patamar de referência, por uma porção inclinada positiva da história de deformação também são contados. Pode-se observar na figura 2.10 uma representação deste método em que cada ponto representa uma contagem, incluindo-se o resultado do número de ocorrências contabilizadas para cada nível (patamar). Importa referir que a escolha do patamar de referência não irá influenciar os resultados obtidos.

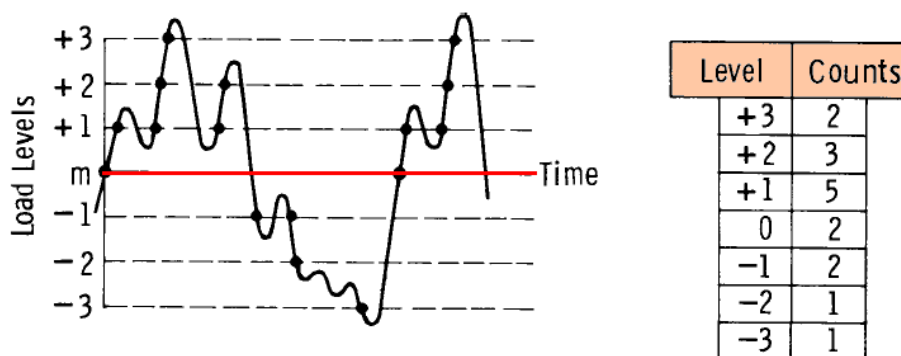


Figura 2.10 – Representação esquemática do Método *Level Cross Counting* [25]

As ocorrências contabilizadas poderão ser representadas num gráfico com escala semi-logarítmica em x . Posteriormente, estas contagens poderão ser combinadas de modo a formarem ciclos completos, sendo que do ponto de vista de fadiga a combinação que provoca maior dano é obtida ao formar-se em primeiro lugar o maior ciclo possível. De seguida, forma-se o próximo maior ciclo e assim por diante, até todas as contagens terem sido utilizadas. Este processo será explicado com mais detalhe no subcapítulo 2.8.

2.8 Cálculo do Dano

Como foi visto na figura 2.7, após simplificação da história de eventos, obtiveram-se vários blocos a amplitude constante. Por aplicação da *Lei de Miner* é possível proceder ao cálculo do dano [13], através da seguinte expressão:

$$\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \frac{n_3}{N_3} + \dots = 1 \quad (2.7)$$

Na equação 2.7, n representa o número de ciclos a uma dada amplitude de tensão σ_a e N representa o número de ciclos para se atingir a fratura do material. Este valor de N é facilmente obtido recorrendo à curva S-N para o material em causa. A figura 2.11 representa um exemplo típico de uma curva S-N para o alumínio 2024-T3 e para um fator de concentração de tensões $K_t = 1$ [29].

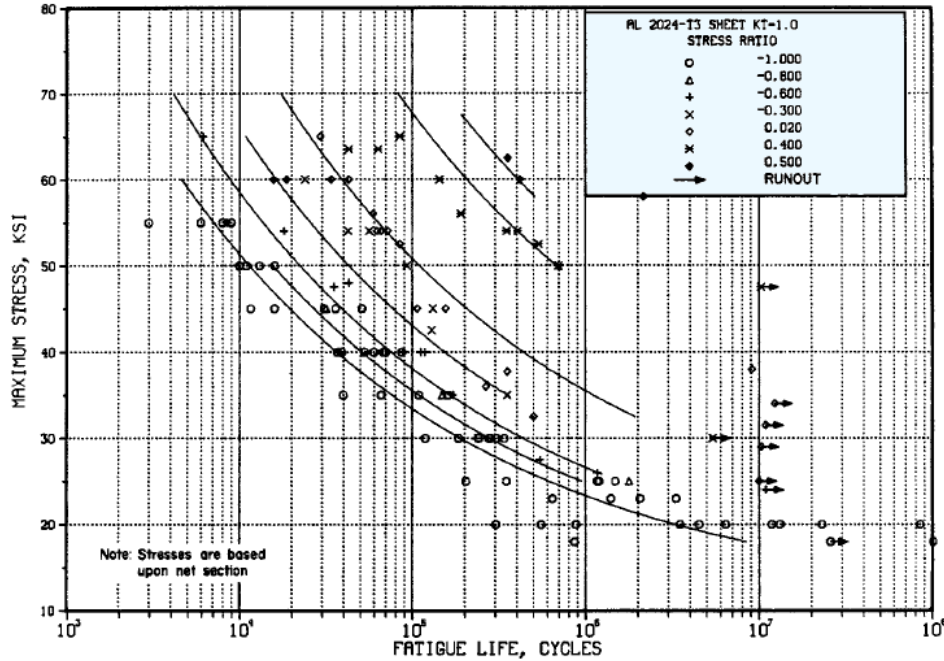


Figura 2.11 – Curvas S-N para alumínio 2024-T3, $K_t = 1$ para vários valores de R [29]

Como se pode facilmente constatar, para uma dada tensão máxima, à medida que o valor de R aumenta, o número de ciclos para a fratura (N) também irá aumentar traduzindo-se no aumento da vida do componente.

A partir da equação 2.7, alcança-se a fratura do material assim que se obtiver um somatório das várias contribuições de dano correspondentes a cada bloco, igual a 1. A abordagem que será adotada na presente dissertação será distinta, uma vez que a fratura ocorrerá para um valor diferente de 1 predefinido pelo fabricante da aeronave, como verá mais à frente.

De acordo com o trabalho efetuado por Silva [30], o algoritmo de cálculo do dano desenvolvido para o Epsilon TB 30 é um algoritmo que tem como base a Regra de Miner, como já sucedia com o algoritmo de cálculo na aeronave Alpha-Jet. As diferenças mais relevantes, em relação a este último algoritmo, encontram-se maioritariamente na forma como são definidos os ciclos de carga, bem como a sua contabilização. O algoritmo elaborado baseia-se no que foi desenvolvido pelo CEAT para determinação do dano dos Alpha-Jet [31], das forças aéreas belga e francesa. Segue-se a descrição do algoritmo de cálculo para o Epsilon TB 30.

Algoritmo de Cálculo do Dano

- 1) Depois de contabilizadas as ocorrências N para as HV (horas de voo) efetuadas pela FAP utilizando o método *Level Cross Counting*, determinam-se as ocorrências para 1000 HV, através da utilização de um

fator corretivo de acordo com a equação 2.8. No caso do espectro da SOCATA não será necessária esta correção pois este já está definido para 1000 HV.

$$fator = \frac{1000 \text{ HV}}{HV \text{ efetuadas pela FAP}} \quad (2.8)$$

- 3) Ajuste do espectro pela adição das seguintes ocorrências para os níveis N_z , que representam o nível em termos de forças G a considerar: $N_z (6,7 \text{ G's}) = 1$, $N_z (2,5 \text{ G's}) = 1$, $N_z (1 \text{ G}) = 1 \times 10^5$;
- 4) Representação das cargas em função das ocorrências contabilizadas numa escala logarítmica em x conforme figura 2.12;

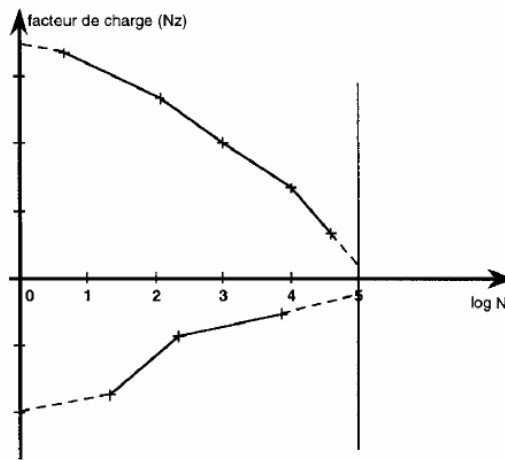


Figura 2.12 – Representação do espectro de carga em escala logarítmica em x [30]

- 5) Determinação das equações das retas de interpolações lineares entre os pontos conhecidos do espectro de carga, isto é para a $N_z \geq 1$ e $N_z \leq 1$ de acordo com a equação 2.9. Os fatores de carga $N_z \geq 1$ são designados por N_z^+ e os fatores $N_z \leq 1$ por N_z^- ;

$$N_z = m \times \log_{10}(N) + b \quad (2.9)$$

- 6) Discretização, em 20 intervalos iguais, do eixo dos xx do espectro de carga, de 0 até 1×10^5 de acordo com a equação 2.10;

$$\log_{10}(N_i) = 0.25i \Rightarrow N_i = 10^{0.25i} \quad 0 \leq i \leq 20 \quad (2.10)$$

- 7) Determinação, através da utilização das equações das retas das interpolações lineares calculadas no ponto 5), dos níveis de carga N_z^+ e N_z^- correspondentes a cada um dos pontos do eixo x definidos no ponto anterior;

- 8) Definição dos ciclos de carga associados aos ciclos de aceleração vertical, definidos por N_z^+ e N_z^- do ponto anterior, através do cálculo da tensão média e amplitude respectivas (equação 2.11);

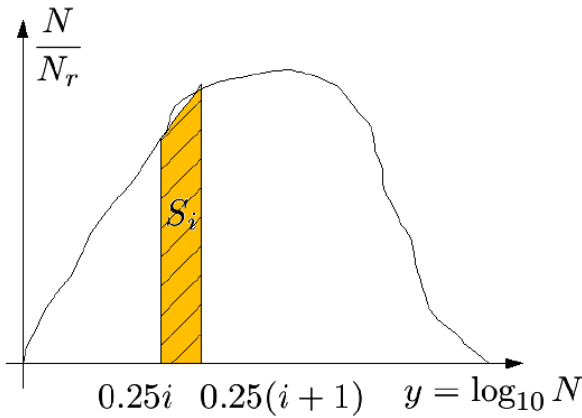
$$\sigma_a = \frac{\sigma^+ - \sigma^-}{2} \quad \sigma_m = \frac{\sigma^+ + \sigma^-}{2} \quad (2.11)$$

σ^+ - tensão máxima: $\sigma^+(N_z^+)$

σ^- - tensão máxima: $\sigma^-(N_z^-)$

A conversão dos fatores de carga N_z^+ e N_z^- em σ^+ e σ^- respectivamente, é efetuada através da aplicação de uma função de transferência já estimada em Silva [30] como irá ver mais à frente;

- 9) Determinação do número de ciclos para a fratura do material (N_r) para cada um dos ciclos de carga definidos em 8), recorrendo a curvas S-N para o material em causa;
- 10) Cálculo do Dano recorrendo à mudança de variável abaixo indicada e utilizando a formulação em 2.12. Esta formulação baseia-se na utilização da regra do trapézio onde são calculadas as áreas S_i para cada um dos 20 blocos conforme figura 2.13.



Mudança de variável

$$y = \log_{10} N = \frac{\ln N}{\ln 10} = \frac{\ln N}{2.3}$$

$$\Rightarrow dy = \frac{dN}{2.3N} \Rightarrow dN = 2.3 N dy$$

Figura 2.13 – Regra do trapézio [30]

$$\begin{aligned} D &= \int \frac{dN}{N_r} \\ &= 2.3 \int_0^5 \frac{N}{N_r} dy \\ &= 2.3 \sum S_i \\ &= 2.3 \sum \frac{b+B}{2} h \\ &= 2.3 \sum \left(\frac{N_i}{N_r} + \frac{N_{i+1}}{N_r} \right) \frac{0.25}{2} \\ &= \frac{2.3 \times 0.25}{2} \sum_{i=0}^{19} \left(\frac{10^{0.25i}}{N_r} + \frac{10^{0.25(i+1)}}{N_r} \right) \end{aligned} \quad (2.12)$$

Capítulo 3

3 Conceitos relativos à instrumentação de aeronaves

3.1 Diferença entre instrumentação e telemetria

Nesta abordagem é importante remeter ao conceito de ensaios em voo que não é mais que a avaliação crítica do desempenho duma aeronave, ou dos seus sistemas, em condições reais de utilização. A realização de ensaios em voo consiste na medição e posterior análise, dum conjunto de parâmetros inerentes à aeronave em ensaio, aos seus sistemas ou ao meio que a rodeia. Os meios que permitem a realização de ensaios em voo designam-se por sistemas de instrumentação, sendo constituídos por componentes embarcados e por sistemas não embarcados, instalados numa estação terrestre. Normalmente, os meios embarcados permitem medir, codificar e registar os valores correspondentes às medidas realizadas em voo recorrendo a memórias internas. Em algumas situações, existe mesmo a transmissão em tempo real dos parâmetros recolhidos, recorrendo-se a sistemas de transmissão para uma estação terrestre. Neste caso, passa-se a ter um sistema de telemetria. Posteriormente, os meios no solo que se encontram diretamente relacionados com o sistema de instrumentação, permitem a receção e/ou reprodução, descodificação, processamento e análise dos dados recolhidos na aeronave instrumentada. [34, 35].

3.2 Sensores e a sua evolução

O grande desenvolvimento dos sensores deveu-se essencialmente à evolução espacial. Nessa altura adquirir um instrumento de medição eletrónico poderia representar custos elevadíssimos. Atualmente o acesso à tecnologia está cada vez mais facilitado, em resultado de uma diminuição do custo de aquisição dos equipamentos e na melhoria das suas capacidades [36]. Em termos de mercado é possível encontrar vários tipos de sensores conforme a sua aplicabilidade. No que diz respeito a acelerómetros, sensores com capacidade de medir forças G 's, a sua aplicação é vasta, desde sistemas de monitorização de pontes, passando por sistemas de aplicação espacial e militar e até sistemas embarcados em veículos automóveis. Hoje em dia existem variadas ofertas de mercado, que vão desde sistemas com elevada precisão e baixa capacidade de medição de G 's (medição de vibrações), até sistemas com uma precisão mais baixa mas com uma elevada capacidade de medição de forças G 's (medição de impactos). Esta diferenciação conforme representação na figura 3.1, representa um custo de aquisição variável conforme o tipo de aplicação.



Figura 3.1 – Sensibilidade em termos de G 's face ao custo de aquisição, para cada área de aplicação [37]

3.3 Tipos de acelerómetros

Um acelerómetro é um sensor capaz de medir acelerações num certo referencial. Existem diversos tipos de acelerómetros no mercado, cada um com características específicas. Assim é possível agrupá-los segundo o seu princípio físico de funcionamento [38,39,40].

3.3.1 Sistemas Massa-Mola

Este sistema é um sistema simples bastante usado até meados do século XX. É composto por uma massa acoplada a uma mola (figura 3.2). Quando a massa é sujeita a uma aceleração, essa massa move-se até que a força provocada pela aceleração iguale a força produzida pela mola. A medição é realizada através do deslocamento da mola a partir da posição de equilíbrio. Muitas das vezes este tipo de acelerómetros possuía amortecimento com recurso a um fluido viscoso por forma a limitar a excitação da mola. A razão prende-se com o facto deste sistema ter um modo de vibração próprio e consequentemente, caso a vibração a medir tenha uma frequência de oscilação próxima da frequência natural do conjunto, tem-se o sistema em ressonância e não será possível realizar a medição.

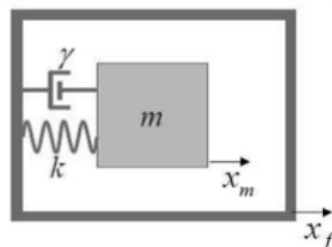


Figura 3.2 – Sistema Massa-Mola [37]

3.3.2 Acelerômetros Piezoresistivos

O funcionamento dos acelerômetros piezoresistivos (figura 3.3) assenta na utilização de extensômetros feitos a partir de material semicondutor acoplados a uma mola flexível que suporta uma massa inercial. Estes extensômetros variam a sua resistência conforme a extensão detetada devido às suas características piezoresistivas, produzindo assim uma tensão mecânica que por sua vez é proporcional à aceleração. As suas características são diferentes das características dos piezoelétricos porque estes precisam que lhes seja fornecida uma tensão de excitação, no entanto têm uma impedância de saída muito baixa o que os torna ideais para usar com cablagens compridas pois não limitam a passagem de corrente e tornam-se menos suscetíveis a ruído.

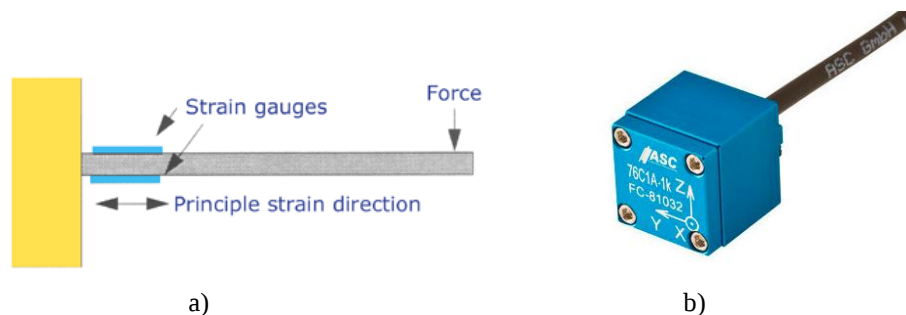


Figura 3.3 – a) Princípio de funcionamento de um acelerômetro piezoresistivo, **b)** Exemplo de um acelerômetro piezoresistivo [42]

3.3.3 Acelerômetros de Capacitância Variável

Acelerômetros de capacitância variável são acelerômetros que através de um sistema MEMS (*Micro Electro Mechanical Systems*) ou outro, produzem na presença de uma aceleração, um sinal correspondente a uma variação na sua resistência/capacitância/indutância interna. Em termos de estrutura interna, o acelerômetro possui um microsensor com placas paralelas formando um dispositivo capacitivo. A aceleração causa o movimento das placas, alterando-se assim a folga entre elas, e consequentemente a capacitância do sistema (figura 3.4).

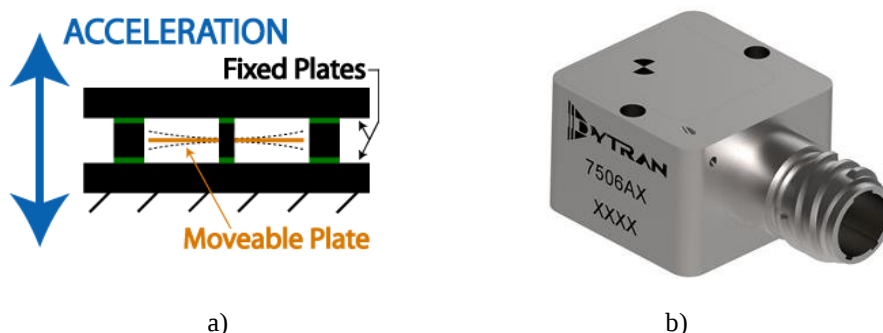


Figura 3.4 – a) Princípio de funcionamento de um acelerômetro de capacitância variável, **b)** Exemplo de um acelerômetro de capacitância variável [43]

3.3.4 Acelerômetros Piezoelétricos

O seu princípio de funcionamento assenta na existência de um elemento básico, um bloco de cristal com características piezoelétricas ao qual se encontra fixo uma massa inercial. Esta quando submetida a uma aceleração, pressiona o cristal que por sua vez gera uma diferença de potencial à sua superfície. É possível, então, relacionar a tensão gerada com a aceleração a que a massa está sujeita. A principal vantagem desta tecnologia prende-se com a sua reduzida dimensão, uma vez que a massa e o cristal podem ser muito pequenos. Este sistema possuiu uma frequência própria na ordem dos milhares de Hz e o tipo de amortecimento oferecido pelo material é muito baixo, nunca sendo nulo. É um tipo de acelerómetro bastante flexível, no entanto, devido às características do material que o compõe, a sua utilização em regime estático não é possível, visto que o material apenas produz uma certa diferença de potencial quando carregado dinamicamente (figura 3.5).

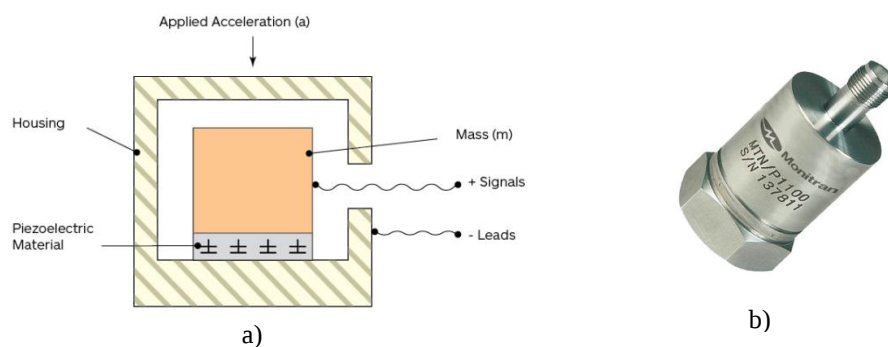


Figura 3.5 – a) Princípio de funcionamento de um acelerómetro piezoelétrico [41], b) Exemplo de um acelerómetro piezoelétrico [44]

3.4 Tipologia dos parâmetros medidos e respetiva frequência de amostragem

A instrumentação em causa resulta da necessidade de se fazer uma análise de fadiga à frota Epsilon TB 30. Faz parte do projeto de instrumentação desenvolver um sistema capaz de recolher acelerações em voo que posteriormente sejam tratadas recorrendo a métodos de análise de fadiga. Segundo a bibliografia existente [46,47,49,50], as acelerações que contribuem maioritariamente para a fadiga são resultado de manobras que a aeronave efetua, com frequências até um máximo de 0.5 Hz dependendo do tipo de manobra, e de acelerações provocadas por turbulência do ar e rajadas, também denominadas por *gust loads*. Estas já possuem frequências mais elevadas podendo ir até 100 Hz. As mais danosas são aquelas que ocorrem a frequências mais baixas, até um máximo de 5 a 10 Hz. As frequências acima de 100 Hz podem resultar de vibrações estruturais, vibrações provocadas pelo funcionamento do motor, etc., não sendo importantes para o estudo de fadiga.

Pelo Teorema de Nyquist [48], a frequência de amostragem de um sinal analógico, para que possa posteriormente ser reconstruído com o mínimo de perda de informação, deve ser maior ou igual a duas vezes a largura de banda desse sinal. Desta forma, para que se possam captar acelerações que contribuam para a fadiga, isto é, até um máximo de 10 Hz, tem que ser observada uma frequência de amostragem de pelo menos 20 Hz. Esta ideia vem reforçada na publicação AGARD/*Fatigue Management* [47], uma proposta de instrumentação para a Força Aérea Italiana em que é usada uma frequência de amostragem de 16 Hz. Nesta mesma bibliografia,

em aplicação à aeronave F-18, foi utilizada uma frequência de amostragem de 20 Hz. Numa outra fonte [45], foi mais uma vez recomendado o uso de frequências na ordem dos 20 Hz de frequência de amostragem para este tipo de análises. Também em [46], documento elaborado para a Força Aérea Inglesa, sugere-se uma frequência de amostragem de 20 Hz na instrumentação da aeronave Islander ZG989.

No que diz respeito a outro tipo de parâmetros, importa também fazer o registo da pressão estática registada pela aeronave, para posteriormente se conseguir descrever o perfil de voo em termos de altitude de voo. A frequência de amostragem para este parâmetro não segue nenhuma norma, uma vez que a aeronave voa a baixas velocidades, considerado regime subsónico.

3.5 Principais requisitos inerentes à instrumentação Epsilon TB 30

Numa fase inicial da instrumentação existem alguns aspetos que devem ser tomados em consideração [51]. Abaixo encontram-se listados os principais aspetos para a instrumentação em questão:

1. **Preferência de gravação de acelerações em 3 eixos** – Apesar de para a análise de fadiga apenas se necessitar de medir acelerações verticais N_z na aeronave, poderá ser interessante para trabalhos futuros, possuir o registo das acelerações nos outros eixos da aeronave;
2. **Resistência ao meio ambiente** – Uma vez que o dispositivo foi instalado no interior do *cockpit* não estava exposto a condições meteorológicas adversas, por isso não existiram requisitos obrigatórios neste campo;
3. **Interferências eletromagnéticas** – Posteriormente à instrumentação foram realizados testes de interferência eletromagnética com os sistemas da aeronave. Requereu-se um sistema de gravação que funcionasse com baixas diferenças de potencial (Volts), na ordem dos 5 V para que a interferência fosse reduzida ou inexistente;
4. **Implicações de segurança** – Neste campo a análise foi realizada em conjunto com o suporte projetado para o acelerómetro. Em termos de aquisição do equipamento, não existiram requisitos iniciais;
5. **Dimensões** – Uma vez que o local a instrumentar apresentava pouco espaço, foi requisito essencial que o equipamento de gravação tivesse dimensões reduzidas.
6. **Peso do equipamento** – Tendo em conta que o equipamento tinha como aplicação o meio aeronáutico, foi requisito inerente que este possuísse um peso o mais reduzido possível.
7. **Frequência de amostragem** – O acelerómetro deveria permitir uma frequência de amostragem com um mínimo de 20 Hz conforme recomendado na bibliografia disponível;

8. **Autonomia de bateria** – Foi importante a escolha de um equipamento com autonomia, pois a utilização de um sistema de gravação com recurso a energia da aeronave iria trazer muitas mais alterações e consequentemente, muitos mais testes teriam de ser realizados por forma a garantir a aeronavegabilidade do sistema. Foi também primordial possuir um sistema com uma autonomia considerável em termos de duração de bateria (de pelo menos uma semana), porque assim menos vezes teria de ser posto à carga, e menos horas de trabalho seriam gastas neste processo, por mais rápido que ele fosse;
9. **Capacidade de memória** – Foi também relevante possuir uma considerável capacidade de memória (capacidade de gravar todos os voos de pelo menos uma semana). Novamente, mais capacidade de memória, menos horas de trabalho seriam gastas no processo de recolha de dados;
10. **Custos de aquisição do equipamento** – Foi expectável encontrar tecnologia capaz de cumprir os requisitos a uma boa relação qualidade/preço. Definiu-se um limite máximo na ordem dos 1000€ para este tipo de equipamentos.

3.6 Tecnologia disponível no mercado

De seguida serão apresentadas algumas possibilidades para a instrumentação da aeronave em termos de tecnologia disponível no mercado (figura 3.6). Todas elas de alguma forma satisfazem os requisitos definidos no subcapítulo 3.5.

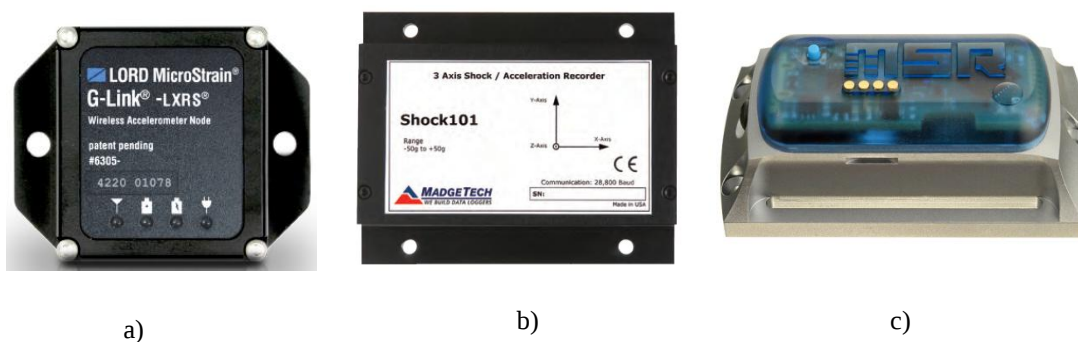


Figura 3.6 – Tecnologia disponível, **a)** Acelerómetro G-Link-LXRS, **b)** Acelerómetro Shock 101-50, **c)** Acelerómetro MSR 165²

Após a elaboração de um estudo de mercado, conforme tabela 3.1, pôde-se facilmente chegar à conclusão que o equipamento que melhor se adapta às necessidades do estudo em questão é o MSR 165. Este equipamento é ajustável para uma frequência de amostragem de 25 Hz, muito próxima da frequência pretendida, peso e dimensões reduzidos, excelente autonomia de bateria e uma tensão de funcionamento relativamente baixa na ordem dos 3.6 V. Este equipamento possui a capacidade de acoplar sensores externos entre eles, o sensor de pressão estática pretendido, bem como uma ficha na possibilidade de se ligar/desligar da gravação a partir de um

² A *datasheet* do equipamento poderá ser consultada em anexo

switch. Apresenta também a capacidade de gravação de dados em cartão de memória, uma mais-valia na capacidade de armazenamento de dados.

Uma segunda possibilidade passava pela opção G-Link-LXRS uma vez que possuía a capacidade de fazer a transferência dos dados via *Wireless* para o recetor, num raio máximo de 2 Km sem obstáculos. Seria vantajoso uma vez que não seria necessário haver uma pessoa responsável pela recolha dos dados. Foi no entanto esperado que o uso deste sistema envolvesse alguns problemas de interferência eletromagnética com os sistemas da aeronave, pelo que não seria aconselhável.

Em termos de custos de aquisição, o MSR 165 apesar de não ser o mais acessível foi o único que cumpriu todos os requisitos necessários. É um equipamento com um vasto leque de aplicações entre elas, indústria automóvel, monitorização de encomendas, construção civil e na indústria aeroespacial. Este equipamento também já foi usado pela Força Aérea Inglesa na instrumentação das suas aeronaves conforme se encontra mencionado no documento [46]. Este foi portanto o equipamento escolhido para a instrumentação da aeronave Epsilon TB 30.

Tabela 3.1 – Comparação das características de três acelerómetros

Acelerómetros	G-Link-LXRS	Shock 101-50	MSR 165
Transmissão de dados via USB	✓	✓	✓
Registo de acelerações nos 3 eixos	✓	✓	✓
Dimensões	58×43×21	89×112×26	39×72×23
Peso do equipamento	40g	340g	69g
Frequências de amostragem disponíveis superiores a 1 Hz	1, 2, 4, 8, 16, 32, 64, 128, 256, 512	512	1, 25, 50, 100, 200, 400, 800, 1600
Autonomia de bateria	7 dias	7 dias	24 dias ³
Tensão e energia da bateria	3.7 V, 220 mAh	9 V	3.6 V, 900 mAh
Capacidade de memória	1.000.000 leituras ⁴	1.400.000 leituras	2.000.000 leituras
Custo de aquisição	2000€	574€	1800 €

³ Autonomia de bateria média para uma frequência de amostragem de aproximadamente 20 Hz e uma média de gravação de 8 horas por dia

⁴ Entende-se por 1 leitura, o registo em memória de 1 ponto de duas coordenadas

3.7 Filtros de processamento de sinal

Após a recolha dos dados de aceleração vertical N_z obtidos em voo, existiu a necessidade de fazer um tratamento da informação de forma a eliminar ruído que nela existisse. Como já foi referido anteriormente, ruído é tudo o que é captado com frequências superiores a 5 Hz, ou seja, frequências que resultam maioritariamente da vibração estrutural e do *gust* com frequências acima de 5/10 Hz. Desta forma, é importante fazer uma limpeza de espectro recorrendo a filtros capazes de eliminar frequências captadas acima de 5 Hz. Muitas das vezes o uso de filtro induz uma mudança de fase no espectro. Esta alteração é irrelevante para o processo de contagem de ocorrências pelo método *Level Cross Counting*, pois o método apenas contempla o eixo das acelerações verticais N_z e não o eixo temporal.

Tendo em conta o pressuposto, serão de seguida apresentadas algumas possibilidades de filtros a utilizar, no entanto, foi adotado um filtro passa-baixo pois é o recomendado e o mais utilizado na bibliografia existente [46,47].

3.7.1 Filtro Hodrick-Prescott

Este tipo de filtros é frequentemente usado em macroeconomia e em estudos relacionados com a área da meteorologia. A título exemplificativo, de acordo com [56] o uso deste tipo de filtros na presença de ciclos ou periodicidades aparentes em variáveis meteorológicas, auxilia na compreensão dos processos físicos que controlam o clima, servindo assim como indicadores do clima regional. Um filtro do tipo *Hodrick-Prescott* (HP) gera duas novas séries temporais a partir da série original, uma de baixas frequências e outra de altas frequências. Esta poderia ser uma possível abordagem, uma vez que interessa retirar do espectro inicial apenas as baixas frequências, ou seja, fazer uma limpeza de espectro a partir de 5 Hz.

3.7.2 Filtro de Kalman

O filtro de *Kalman* é um método matemático criado por *Rudolf Kalman* que tem como propósito utilizar espectros temporais de uma determinada grandeza e a partir deles criar um espectro limpo de ruído, de modo a ter uma aproximação o mais fidedigna possível aos valores reais. O filtro de *Kalman* conceptualmente é bastante complexo, no entanto possui diversas aplicações, entre elas no desenvolvimento de tecnologias espaciais e militares. “Os filtros de *Kalman* são estimadores ótimos nas condições de a incerteza inicial ser Gaussiana e de o modelo das observações e da dinâmica do sistema serem funções lineares do estado. Mas pelo facto da maioria dos sistemas não ser estritamente linear, é frequente a utilização do filtro de *Extended Kalman Filter* (EKF), que é responsável por linearizar o sistema através de expansões de primeira ordem da série de Taylor”, citado em Couto [59].

3.7.3 Filtro Passa-Baixo

Uma outra das possibilidades para este tipo de análise é o uso de um filtro passa-baixo do tipo *Butterworth*. A resposta em frequência de um filtro deste tipo é bastante plana/linear, ou seja, não possui grandes oscilações na

banda passante e aproxima-se de zero junto à banda rejeitada [60]. O caso de se observar a sua resposta num diagrama usual para este tipo de análise, o diagrama de Bode, em que as ordenadas vem em decibéis (dB) e as abcissas numa escala logarítmica em frequência (Hz), esta irá descer linearmente até ao infinito negativo. Em termos de implementação do filtro e mais uma vez de acordo com a bibliografia consultada, o filtro sugerido foi um filtro com 2 pólos, uma frequência de corte 5 Hz para uma frequência de amostragem de 25 Hz. Deste modo, todos os requisitos de projeto foram cumpridos. Na figura 3.7 pode-se analisar a resposta em frequência para o filtro utilizado. Para um filtro *Butterworth* de segunda ordem, a resposta em frequência varia -12 dB por oitava (-40 dB por década) a partir da frequência de corte. Na mesma figura, o ponto assinalado corresponde à frequência de corte de 5 Hz, também conhecida como a frequência da meia potência. Neste ponto, o sinal tem exatamente metade da potência do sinal de entrada a que corresponde uma magnitude de -3 dB [60]. Importa ainda referir que o filtro mantém o mesmo número de pontos do espetro inicial.

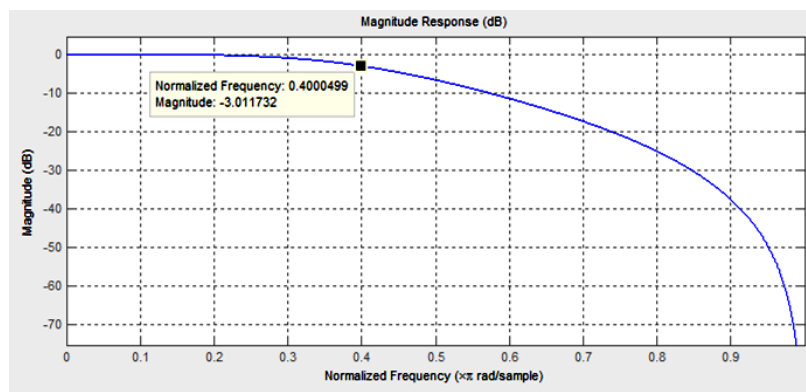


Figura 3.7 – Resposta em frequência, obtida pelo programa *MATLAB*, para o filtro passa-baixo utilizado, do tipo *Butterworth*

3.8 Caso de estudo de instrumentações realizadas

A instrumentação realizada pela Força Aérea Inglesa que consta no documento [46], serviu de guia principal à instrumentação realizada, ao abrigo da presente dissertação. Foi uma mais-valia, uma vez que foi usado um acelerómetro da mesma família, de maneira que alguns dos testes já tinham sido realizados no âmbito de certificar o equipamento e validá-lo em termos de aeronavegabilidade.

Capítulo 4

4 Instrumentação da aeronave Epsilon TB 30

A aeronave Epsilon TB 30 (figura 4.1) é utilizada pela FAP para instrução intermédia. É uma aeronave “*bi-lugar em tandem, de asa baixa e curta e trem triciclo retrátil*. O motor de 6 cilindros horizontais é de injeção automática, possui um dispositivo de alimentação e lubrificação para o voo invertido e aciona um hélice de velocidade constante. A configuração do seu painel de instrumentos, a sua velocidade de cruzeiro, a robustez da sua célula que suporta de +6,7 G's a -3,35 G's e a sensibilidade de comandos, conferem-lhe características similares às de um pequeno avião de caça convencional” [17]. As suas características principais encontram-se na tabela 4.1



Figura 4.1 - Aeronaves Epsilon TB 30

Tabela 4.1 - Especificações FAP para a aeronave Epsilon TB 30 [17]

Especificações				
Comprimento	Altura	Envergadura	Velocidade Máxima	Velocidade Mínima
7,59 m	2,66 m	7,92 m	520 Km/h	126 Km/h
Velocidade Cruzeiro	Velocidade Manobra	Potência	Alcance Máx.	Autonomia Máx.
370 Km/h	270 Km/h	300 HP	1224 Km	03H45
Distância Descolagem	Distância Aterragem	Peso vazio	Peso Máx. Take-off	Peso Máx. Carga
300 m	450 m	930 Kg	1300 Kg	1300 Kg
Raio Ação	Teto Máx.	Teto Serviço	Tripulação	Combustível
1300 Km	7300 m	7010 m	2 Tripulantes	100 L

4.1 Caracterização do perfil de uma aeronave em termos de ciclos de carga

Como referido anteriormente, o fenómeno de fadiga ocorre sempre que determinado componente é solicitado dinamicamente no tempo traduzindo-se assim numa variação cíclica de tensões. Para a situação de uma aeronave em voo, os ciclos presentes são sobretudo ciclos a amplitude de tensão variável uma vez que a aeronave ao longo do voo está sujeita a carregamentos variáveis.

Em termos de dinâmica de voo [61], um voo típico comporta a fase de *taxi*, em que a aeronave se encontra no solo na fase de preparação para a decolagem. Nesta fase, as cargas a que a aeronave está sujeita em termos de acelerações verticais são praticamente inexistentes sendo que eventuais rajadas que possam acontecer têm um efeito negligenciável em termos de fadiga da aeronave. Normalmente nesta fase, N_z é próximo de 1 a que corresponde a aceleração gravítica. A partir do momento em que a aeronave descola, isto é, a aeronave deixa de tocar o solo inicia-se o processo de contabilização de ocorrências G 's para o cálculo de fadiga. Nesta fase, fase de *take-off* e *climb*, as cargas são ligeiramente superiores a 1 e correspondem maioritariamente a possíveis rajadas ou turbulência que a aeronave possa estar sujeita. Dependendo do tipo de missão a desempenhar pela aeronave, segue-se a fase de manobras. É nesta fase que as solicitações à estrutura do avião são maiores, devido à execução de manobras que induzem grandes variações nos fatores de carga [12]. Também é nesta fase que o efeito das rajadas de vento pode influenciar significativamente os fatores de carga da aeronave. A fase final do voo é a fase de descida e *landing*, muito idêntica à fase de *climb*, com a diferença de que no momento em que a aeronave toca o solo a estrutura sofre um grande impacto apesar de que amortecido pelo trem de aterragem. Este momento deverá ser registado para posterior análise de fadiga.

4.2 Localização do equipamento MSR 165

De acordo com a bibliografia [30, 47, 62], a instrumentação de uma aeronave para análise de fadiga deve ser efetuada o mais próximo do CG (Centro de Gravidade) quanto possível. Isto deve-se ao facto de que no centro de gravidade a influência de acelerações angulares provocadas pela dinâmica do voo é reduzida. Neste ponto também a influência de pequenas vibrações estruturais é atenuada por ser um dos pontos mais estáveis na aeronave. De acordo com [65], o centro de gravidade da aeronave situa-se a 29.8% da corda para configuração *ferry* e 28.13% para configuração acrobática, contando a partir do bordo de ataque conforme representação esquemática da figura 4.2.

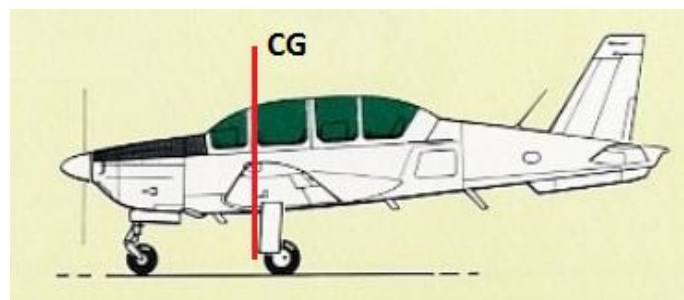


Figura 4.2 – Representação aproximada para o CG da aeronave [63]

Deste modo, e conforme a melhor localização para o acelerómetro MSR 165 em termos de espaço e de pontos de fixação, optou-se por colocá-lo no *cockpit* no seguimento do painel de instrumentos, parte inferior conforme figuras 4.3. É decerto a localização mais viável uma vez que se encontra aproximadamente sobre o CG e não requer grande esforço em termos de instalação do equipamento.



Figura 4.3 – Localização do conjunto, suporte e acelerómetro MSR 165, **a)** Vista geral, **b)** Vista pormenorizada

4.3 Componente crítico da aeronave

Na fase de projeto o fabricante da aeronave Epsilon, não definiu previamente as localizações críticas da aeronave nem elaborou um programa de seguimento de vida de fadiga [12]. Assim no sentido de se determinar as localizações críticas na estrutura da aeronave, o fabricante elaborou um ensaio de fadiga à escala real no CEAT como já foi referido anteriormente. Da realização deste ensaio entre outras conclusões, o fabricante verificou que o limite de vida da aeronave é controlado pelo comportamento da localização mais crítica da estrutura da aeronave, que se situa na travessa do quadro nº 2 (C2), conforme figura 4.4 e figura 4.5. Este é um componente da fuselagem onde encastram as longarinas principais de ambas as asas e que se encontra constantemente sujeito a forças de compressão e tração, resultantes do efeito de *Bending* nas asas da aeronave.

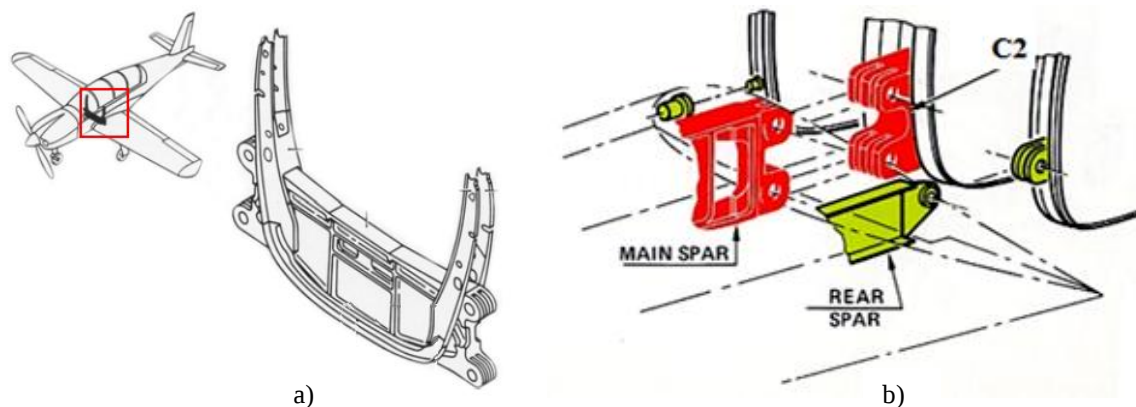


Figura 4.4 – a) Representação esquemática da travessa do quadro C2 [12], **b)** Representação esquemática do encaixo da longarina principal com a travessa do quadro C2 [63]

Assim, o limite de vida da aeronave para o fabricante, foi definido tendo por base um determinado espectro de referência. O espectro de referência, que consta na tabela 4.2, utilizado pelo CEAT no ensaio à escala real foi determinado para 1000 HV. Desse ensaio à escala real, o CEAT conclui que, após a realização de 89458 HV simuladas, o quadro C2 ruiu por fadiga. Por conseguinte, utilizando um coeficiente de segurança (CS) recomendado pelo fabricante de 3, o tempo de vida estimado seria cerca de 29800 HV [64].

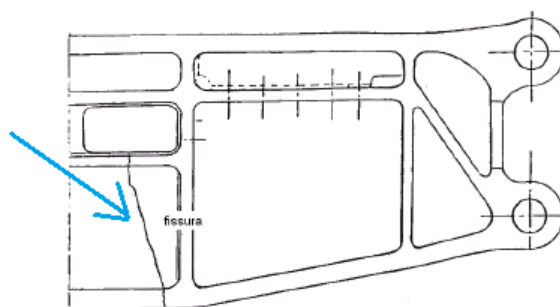


Figura 4.5 – Fissura do quadro detetada pelo CEAT [64]

Em termos de abordagem, considerou-se nesta dissertação de acordo com a tabela 4.2, dois níveis de esforço distintos, o mais exigente e portanto mais gravoso em termos de dano que é a formação onde estão envolvidas sobretudo missões de acrobacia. Por outro lado, o nível menos exigente que é o voo de navegação e instrumentos onde os fatores de carga atingidos são em geral baixos. O fabricante considera também um espectro total que é resultado de uma ponderação de todo o tipo de missões que uma aeronave possa estar submetida, desde a mais exigente à menos exigente.

Tabela 4.2 – Espectro de referência SOCATA para 1000 HV [64]

Nz (G's)	Formação	Navegação e Voo por Instrumentos	Total
-2,5	1	1	1
-2	15	9	30
-1,5	60	10	80
-1	160	24	200
-0,5	914	217	600
0	7008	1752	3000
0,5	25700	6400	11000
1	100000	100000	100000
1,5	73620	24540	47000
2	29760	9920	19000
2,5	15256	3814	8200
3	10160	2540	5500
3,5	5786	1315	2800
4	1829	381	820
4,5	762	70	300
5	250	20	95
5,4	90	7	33
5,75	25	3	10
6,2	5	1	2
6,7	1	1	1

Com a instrumentação da aeronave foi então possível obter um espectro FAP, extrapolá-lo para 1000 HV e compará-lo com os espectros do fabricante que constam na tabela 4.2, e desta forma avaliou-se a severidade FAP face ao fabricante. Importa referir que existe uma função de transferência estimada por Silva com recurso a extensometria [30], conforme tínhamos visto no subcapítulo para o cálculo do dano. Esta função permite correlacionar fatores de carga medidos pelo equipamento MSR no CG, com tensões sentidas no quadro C2 de acordo com a equação 3.1.

$$\sigma = 31.3 * N_z \quad (3.1)$$

4.4 Projeto e construção do suporte do MSR 165 instalado na aeronave

Numa fase inicial do projeto foram pensadas várias possibilidades para o suporte ao equipamento MSR 165 tendo em conta as suas dimensões, a localização do sensor de pressão e do *switch*, e do local por onde passaria a cablagem que estabelece a ligação entre todos os elementos. Foi estudada qual seria a melhor posição do equipamento para proceder à recolha dos dados e carregamento da bateria, através da saída USB. Foi também tomada em consideração a melhor localização para que o piloto conseguisse facilmente visualizar um *led* azul que indica o ponto de situação em relação à gravação, uma confirmação aquando o ligar e desligar do *switch*. Dos testes efetuados para certificação do suporte em termos de aeronavegabilidade, resultou uma modificação que consistiu apenas na realocização do sensor de pressão, da posição lateral para a posição inferior, uma vez que poderia trazer problemas em termos de segurança ao piloto numa eventual saída de emergência da aeronave.

O projeto da caixa foi feito com recurso ao *software* de desenho e modelação geométrica *SOLIDWORKS 2014*, conforme figura 4.6.

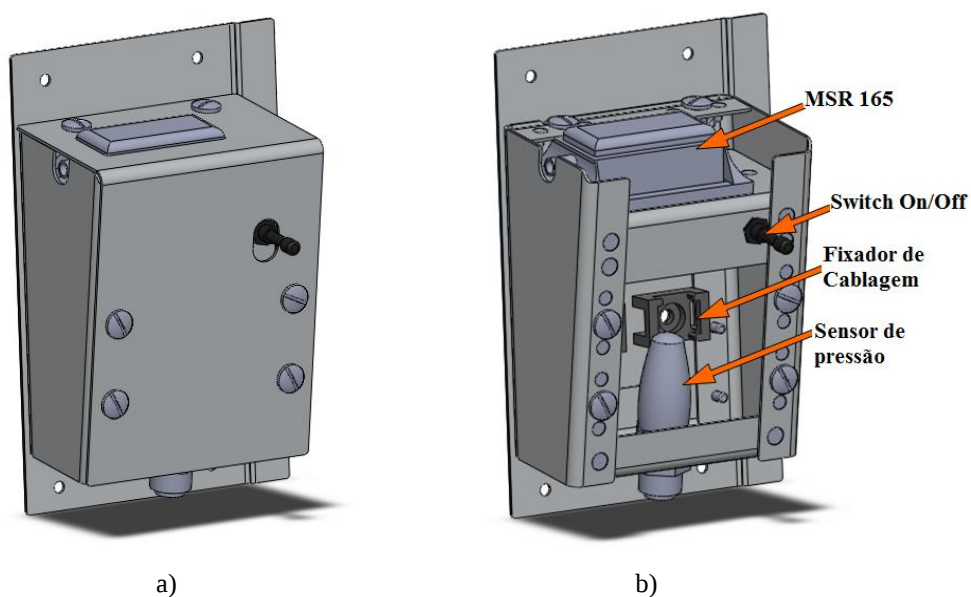


Figura 4.6 – Modelação do suporte para o MSR 165 em *SOLIDWORKS*, a) vista exterior, b) vista interior

Neste parágrafo são mencionados algumas particularidades inerentes ao projeto e fabrico da caixa. A fixação do conjunto à aeronave foi feita através de seis parafusos, sendo que foram utilizados alguns dos parafusos já existentes, de maneira a fazer o menor número de furos possível no painel da aeronave. A caixa que embarca o acelerómetro possui a sua base de apoio com uma inclinação de 8.9° em relação à vertical conforme figura 4.7, de modo a garantir o alinhamento do eixo vertical do acelerómetro com o da aeronave. Tal acontece porque quando a aeronave se encontra posicionada em linha voo, o painel de instrumentos sofre essa inclinação.

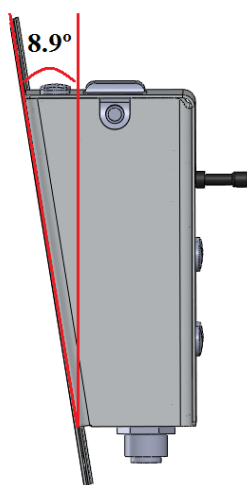


Figura 4.7 – Vista lateral do suporte

Toda a cablagem foi protegida com manga termo retrátil e reforçada junto às quinas da chapa que pudessem provocar desgaste da mesma por efeito de *chafing*. Na base do acelerómetro encontra-se um entalhe na chapa de modo a que possa ser passado o sensor de pressão, a ficha e toda a cablagem para a parte inferior da caixa. Antes do *assembling* das várias peças, foi feito um tratamento anticorrosivo com *Alodine* e foi dada uma pintura primária. No final de tudo estar montado foi dada uma pintura final conforme figura 4.8.

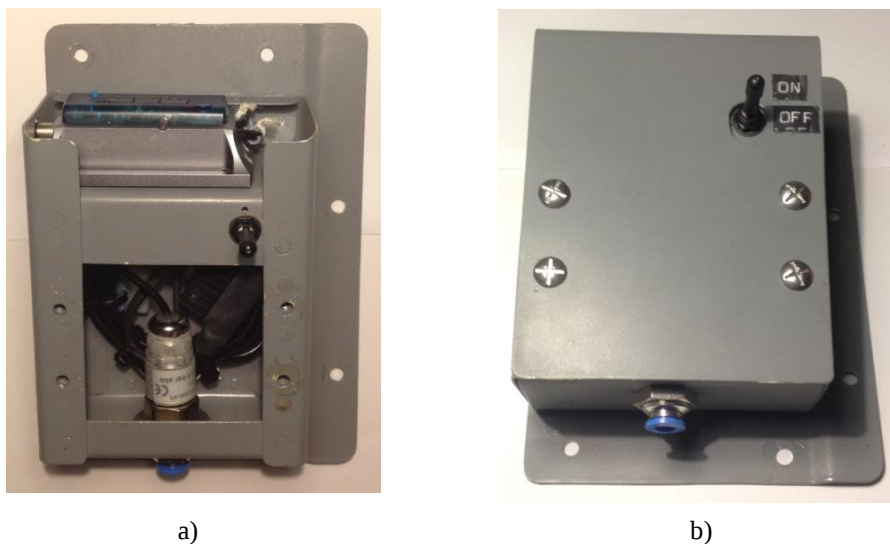


Figura 4.8 – Imagem real do suporte do equipamento MSR 165 em diferentes perspetivas, **a)** vista interior, **b)** vista exterior

Importa referir que na fase de projeto foram seguidas algumas normas presentes em [66] que dizem respeito a tolerâncias e medidas que devem ser tomadas em conta sobretudo no meio aeronáutico. Em todas as quinagens foi garantido um raio de 3 mm, uma distância entre furação de 4 a 8 vezes o diâmetro do furo, e uma distância do furo à margem da chapa de 2.5 a 3 vezes o diâmetro do mesmo. O tipo de rebites também foi pensado de acordo com as necessidades, sendo que de acordo com a norma [67] os rebites adequados são os MS20426AD3-4 e MS20426AD4-5. Quanto à espessura da chapa, o aconselhado foi o uso de uma chapa de alumínio de 0.040 polegadas (1.016 mm).

Em anexo encontram-se os desenhos técnicos, peça a peça e em vista explodida com o detalhe essencial, bem com o material necessário em termos de quantidades para a produção do suporte. A construção da presente caixa ficou a cargo da Manutenção da Esquadra 101, Núcleo de Estruturas.

4.5 Implementação do *switch* On/Off de gravação

Como já foi mencionado acima, surgiu a necessidade de se implementar um controlo prático para o início e fim da gravação. Uma possibilidade seria recorrer a um sistema do tipo *weight on wheels* em que o sistema MSR 165 tomava conhecimento para iniciar a gravação assim que a aeronave deixasse de sentir peso sobre as rodas, e interrompia a gravação assim que a aeronave voltasse a aterrar, isto é, a sentir peso sobre as rodas. No entanto, a implementação deste processo iria envolver interferência do sistema MSR 165 com o sistema da aeronave pelo que seriam necessários mais testes e modificações para que a aeronave ficasse a cumprir os requisitos de

aeronavegabilidade. Apesar do acelerómetro possuir um botão para o efeito, também não era viável a sua utilização uma vez que era bastante pequeno e de difícil acionamento. A solução encontrada passou então por fazer o On/Off da gravação a partir de um *switch* acionado pelo piloto. Esta modificação constituirá também uma posterior alteração da *checklist* da aeronave por forma a haver um controlo mais eficaz no acionamento do sistema, sob pena de não se fazer o registo do voo. O esquema de montagem encontra-se na figura 4.9.

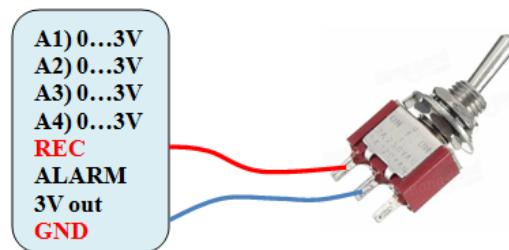


Figura 4.9 – Esquema elétrico de ligação do *switch* On/Off de gravação de dados

4.6 Testes para a aeronavegabilidade continuada do sistema

Após a instrumentação da aeronave, procedeu-se à inspeção e à realização de alguns testes que garantissem a aeronavegabilidade continuada do sistema. Entre eles, destacam-se os testes de interferência eletromagnética, testes que avaliam a interferência da instrumentação com o cumprimento da missão, com a segurança do piloto ou mesmo com a ação do piloto sobre a aeronave. Como já foi dito, a única alteração foi a realocização do sensor de pressão por motivos de segurança.

Todos os testes efetuados constam no Procedimento de Teste e Inspeção (PTI) levado a cabo pela Direção de Engenharia e Programas.

Capítulo 5

5 Acelerómetro MSR 165

O acelerómetro MSR 165 regista acelerações em 3 eixos conforme representação esquemática na figura 5.1.

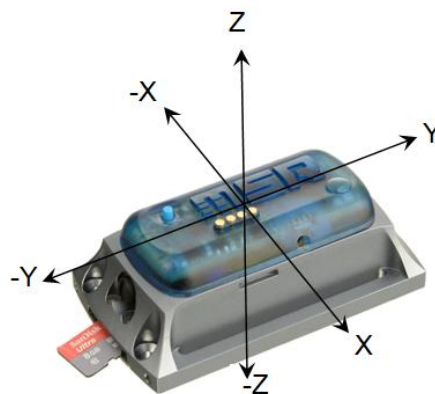


Figura 5.1 – Representação dos eixos de gravação do acelerómetro MSR 165

Para a contagem de ciclos de carga apenas interessa as acelerações verticais representadas pelo eixo z da figura acima. Para além do registo das acelerações foi também feito o registo da pressão estática ao longo do tempo. O sensor de pressão utilizado está representado na figura 5.2.



Figura 5.2 – Sensor de pressão que vem acoplado ao acelerómetro

A figura 5.3 é um exemplo de um espetro obtido para um voo típico que envolve algumas manobras de acrobacia. Como se pode ver, a linha azul claro representa a pressão estática (mbar) e a linha azul-escuro a aceleração vertical (G's). Para uma melhor interpretação dos dados, pode-se verificar que cada vez que a pressão volta a subir até valores muito próximos do valor de *take-off* pode-se estar perante uma manobra de *go around* ou um *landing*.

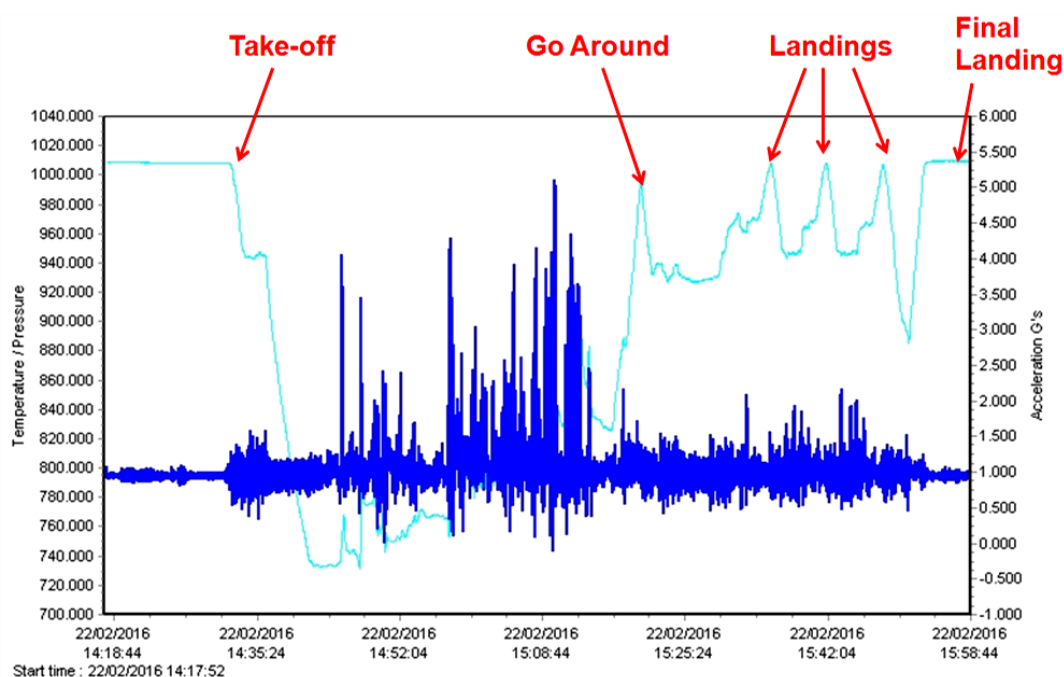


Figura 5.3 – Registro de um voo típico que envolva acrobacia

5.1 Calibração e validação do acelerómetro

Para efeitos de validação do acelerómetro em termos de leituras, procedeu-se à validação do mesmo com recurso a um outro acelerómetro previamente calibrado. Antes de se prosseguir com o método propriamente dito, começou-se por fazer uma calibração automática através do *software* que acompanha o equipamento, de modo a que fossem importados os valores pré-definidos pela fábrica e assim eliminar qualquer erro associado.

Em termos de ensaios, foram feitas duas medições a 5 Hz com amplitudes de vibração diferentes, duas medições a 10 Hz também com amplitudes de vibração diferentes e três mediações a 20 Hz, 40 Hz e 60 Hz.

5.1.1 Cadeia de medição

A cadeia de medição utilizada encontra-se representada na figura 5.4.

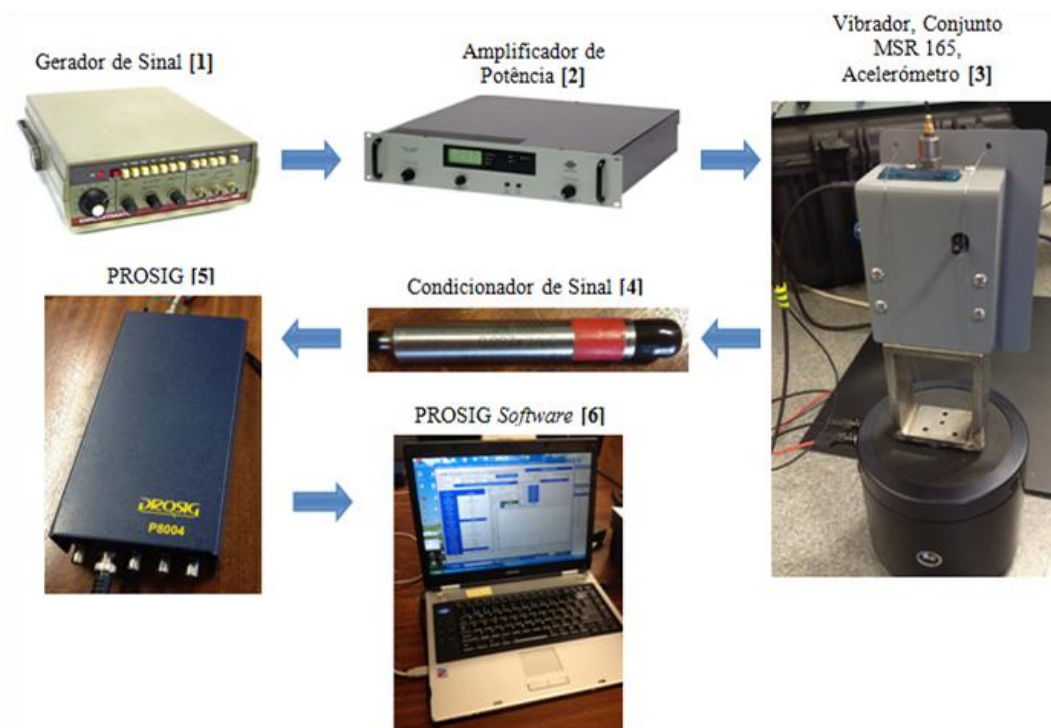


Figura 5.4 – Esquema da cadeia de medição

[1] – O equipamento responsável por gerar o sinal com a amplitude e frequência desejadas é um gerador de sinal *Circuitmate Function Generator FG2* da *Beckman Industrial Corp.*, nº de série 803048;

[2] – O amplificador de potência utilizado tem a designação de *Bruel & Kjaer type 2718* e aumenta a amplitude do sinal de modo a ter intensidade suficiente para ser reproduzido pelo vibrador;

[3] – O vibrador utilizado foi o vibrador eletromagnético *Bruel & Kjaer type 4809* e tem como função excitar o conjunto do MSR 165 de acordo com o sinal gerado. Posteriormente, o acelerômetro do tipo piezoelétrico colocado sobre o conjunto irá fazer o registo das acelerações. É um acelerômetro da *Bruel & Kjaer type 4384* com o nº de série 30610 e sensibilidade 9.863 pC/g;

[4] – Como o acelerômetro utilizado não é do tipo ICP, teve de ser ligado a um condicionador de sinal *PCB 422E13*, nº de série 13885 que amplifica o sinal medido e filtra as frequências desejadas;

[5] e [6] – Após a recolha do sinal da resposta do acelerômetro utilizou-se o equipamento *PROSIG* para fazer a análise dos dados. Recorrendo ao *software* do *PROSIG (DATS)* foi medida a resposta do sinal no domínio do tempo e no domínio da frequência, pela análise FFT (*Fast Fourier Transform*) e posteriormente foram comparadas com os resultados do MSR 165.

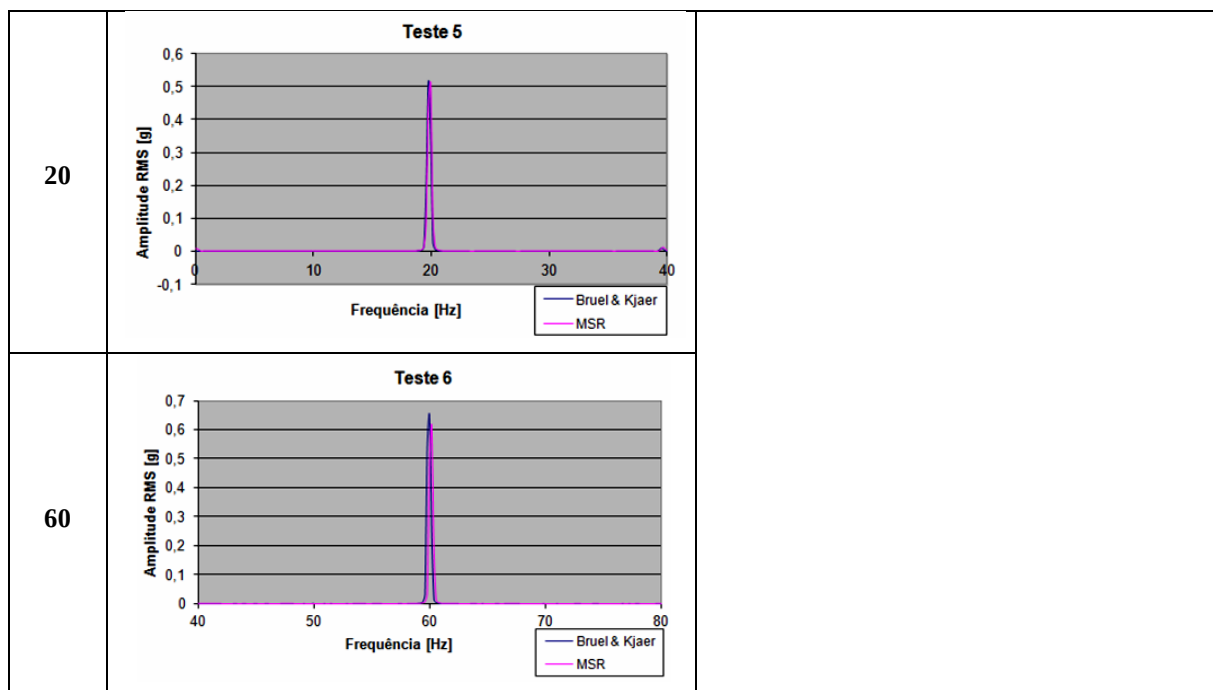
5.1.2 Resultados obtidos

Os resultados obtidos pelo *software DATS* foram comparados com os resultados obtidos pelo MSR 165. Na análise FFT, a amplitude do sinal é medida em RMS (Root Mean Square) em que a amplitude RMS vale cerca de 70.7% do valor de amplitude real para um sinal a amplitude constante. A análise FFT é bastante útil nestas

situações uma vez que nos indica em simultâneo os desvios em frequência e amplitude para um sinal deste tipo, a amplitude constante.

Tabela 5.1 – Resultados obtidos no domínio da frequência e do tempo

[Hz]	Domínio da Frequência	Domínio do Tempo
5	Teste 1	Teste 1
5	Teste 2	Teste 2
10	Teste 3	Teste 3
10	Teste 4	Teste 4

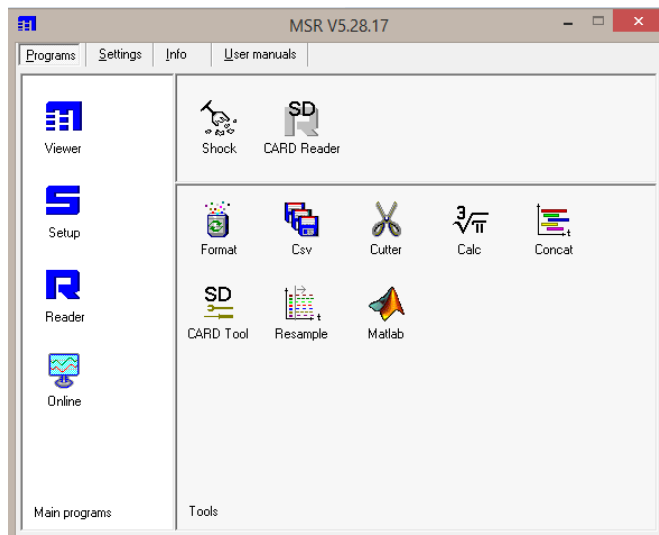


Para a realização destes testes seria mais aconselhável utilizar gamas de amplitude maiores uma vez que na aeronave as acelerações verticais podem atingir limites na ordem dos 6 G 's. No entanto por limitações do vibrador utilizado, não foi possível fazer tal ensaio. Dos resultados obtidos (tabela 5.1), verifica-se que no geral as diferenças são mínimas tanto em amplitude como em frequência. Concretamente, pela análise no domínio do tempo, para 5Hz verifica-se que existem pequenas diferenças, podendo em determinados momentos atingir um máximo de 0.1 G 's. Para 10 Hz, os resultados são bastantes semelhantes entre si. Para gamas de frequência maiores não foi feita a análise no domínio do tempo uma vez que a análise no domínio da frequência é suficiente para ver as diferenças. Para 60 Hz, pode-se verificar que existe uma pequena diferença na ordem dos 0.04 G 's em amplitude RMS.

A *datasheet* que acompanha o MSR 165 refere que numa gama de -15 G 's a 15 G 's podem ser encontrados erros de leitura até um máximo de 0.15 G 's. São portanto erros muito baixos para análise de fadiga, por isso são desprezados.

5.2 Software MSR 165

O equipamento MSR 165 é acompanhado de um *software* específico, designado por **MSR V5.28.17**, conforme figura 5.5 a). É através dele que todos os parâmetros são controlados, desde a frequência de amostragem, parâmetros desejados (aceleração, pressão, temperatura) e controlo de gravação. A partir do *software* é também controlada a formatação pretendida para os dados, quando o utilizador proceder à sua recolha. Ao serem exportados os dados é criado um ficheiro em formato *.msr* e outro em formato *.csv* para cada voo, em que o tempo é em segundos por conveniência do programa desenvolvido. O nome do ficheiro é criado automaticamente, constando nele a data e hora de início da gravação, conforme figura 5.5 b). O tipo de missão que a aeronave voou será inserido posteriormente pelo responsável da recolha dos dados.



a)

MSR452694160114142748B2

Número de
ficheiro

14 Janeiro
de 2016

14h:27m:48s

Tipo de
missão

b)

Figura 5.5 – a) Janela principal do *software* do MSR 165, **b)** Nome do ficheiro criado pelo *software* do MSR 165 e alterado com o tipo de missão

Capítulo 6

6 Software desenvolvido para análise de fadiga

O desenvolvimento de um *software* que possibilitasse a análise de fadiga através do cálculo do dano constituiu um dos objetivos desta dissertação. Esse programa, denominado por *Software de Análise de Fadiga para o Epsilon TB 30*, elaborado por Paulo Gameiro, foi então desenvolvido recorrendo ao *software* comercial *MATLAB 2013a*.

6.1 Código *MATLAB*

O programa desenvolvido em *MATLAB* permitiu chegar ao cálculo do dano acumulado para os voos selecionados, a partir do espectro de ocorrências contabilizadas de cada voo, obtido pelo método *Level Cross Counting*. Na figura 6.1 é apresentado um fluxograma simplificado do programa.

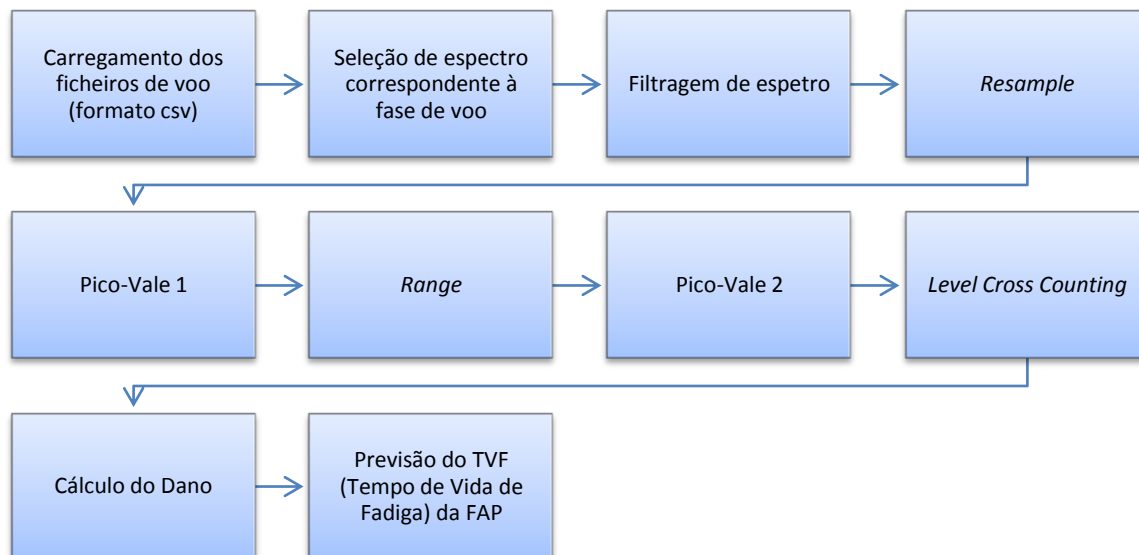


Figura 6.1 – Fluxograma simplificado do programa desenvolvido em *MATLAB*

6.1.1 Carregamento dos ficheiros de voo

Neste bloco é feita a seleção dos ficheiros de voo em formato csv a partir de uma pasta previamente definida. Dependendo do tipo de análise que se pretenda fazer, a seleção dos ficheiros por tipo de missão é facilitada uma vez que o nome do ficheiro contém o tipo de missão realizada.

6.1.2 Seleção de espectro correspondente à fase de voo

Este bloco do programa é responsável por selecionar o espectro de acelerações e pressão estática que corresponde apenas à fase do voo propriamente dita (figura 6.2), isto é, pretende-se o espectro imediatamente depois à fase em que a aeronave descola até ao momento em que a aeronave aterra já na fase final, incluindo o momento de impacto do trem de aterragem no solo. Todo este processo é feito com base na pressão estática. Com a aeronave no solo, a pressão mantém-se constante. Com a aeronave em fase de decolagem a pressão diminui e assim que atinge uma diferença de pressão de 1.7 mbar em relação à pressão no chão, o programa inicia a análise do espectro. Inerente ao método usado, poderá haver a perda de poucos segundos de registo mas que não são significativos uma vez que as acelerações para esta fase são muito baixas. De modo semelhante, o mesmo acontece para interromper a seleção do espectro, em que a partir do momento em que a pressão estabiliza numa gama de pressão de 1.7 mbar durante 60 segundos, a gravação é interrompida. Este tempo é considerado para garantir que a aeronave se encontra já no solo, em resultado de não haver uma variação significativa de pressão nessa fase. Deste modo, também fica garantido que o momento de impacto no solo é registado. Os valores escolhidos foram resultado de um ajuste contínuo de maneira a obter o efeito desejado.

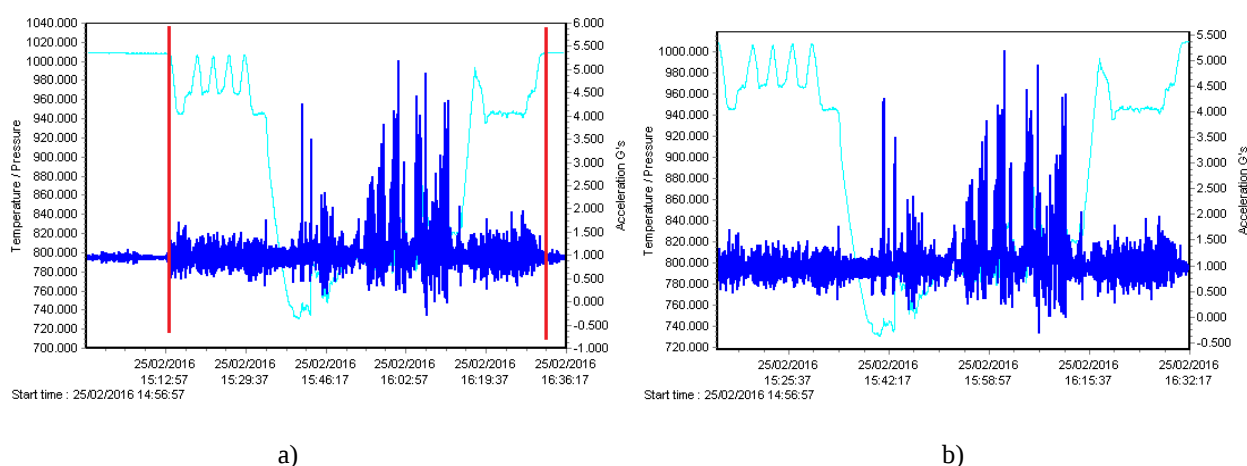


Figura 6.2 – Espectro de acelerações (azul escuro) e espectro de pressão (azul claro) para um voo aleatório, **a)** Espectros iniciais, **b)** Espectros selecionados para análise

6.1.3 Filtragem de espectro

Este bloco é responsável por aplicar o filtro passa-baixo definido no subcapítulo 3.7.3 por forma a fazer uma limpeza de espectro em frequência. A figura 6.3 mostra precisamente o resultado do filtro aplicado numa zona do espectro inicial.

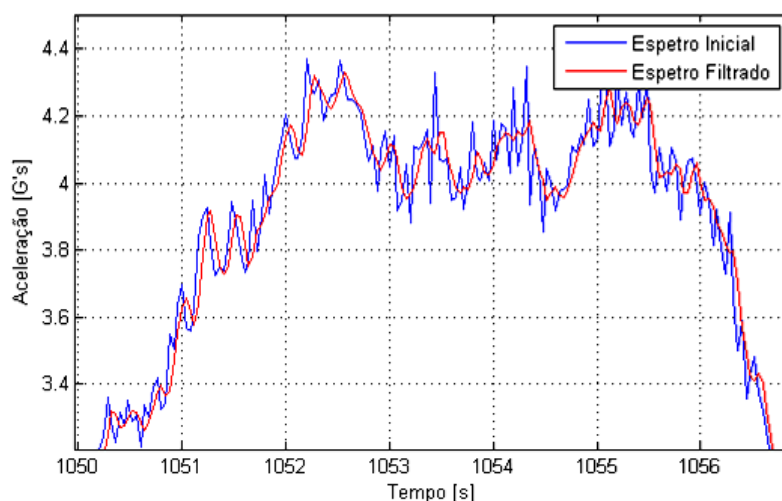


Figura 6.3 – Aplicação do filtro passa-baixo ao espectro inicial

6.1.4 Resample

Neste momento o programa faz um *resample*, ou seja uma reamostragem do sinal inicial que foi recolhido com uma frequência de amostragem de 25 Hz. Deste modo o número de pontos diminui. Na prática o resultado seria o mesmo se o acelerómetro tivesse sido programado para recolher a frequências de amostragem mais baixas que a frequência atual. Conforme o número de amostras que se pretendam do espectro inicial recolhido a 25 Hz, assim se obtém a frequência de amostragem do novo sinal. Na tabela 6.1 encontram-se as possibilidades para a frequência de amostragem do novo sinal (frequência de *resample*). A título de exemplo, se o novo sinal for captado a partir do sinal inicial de 25 Hz, com um período T de 0.4 segundos, então a frequência de amostragem f do novo sinal será de 2.5 Hz, pela equação 6.1.

$$f = \frac{1}{T} \quad (6.1)$$

Tabela 6.1 – Frequências de amostragem do novo sinal

Nº da Amostra do Espectro Inicial	Tempo (s)	Frequência de <i>resample</i> (Hz)	Nº da Amostra do Espectro Inicial	Tempo (s)	Frequência de <i>resample</i> (Hz)
1	0,04	25	14	0,56	1,7857
2	0,08	12,5	15	0,6	1,6667
3	0,12	8,3333	16	0,64	1,5625
4	0,16	6,25	17	0,68	1,4706
5	0,2	5	18	0,72	1,3889
6	0,24	4,1667	19	0,76	1,3158
7	0,28	3,5714	20	0,8	1,25
8	0,32	3,125	21	0,84	1,1905
9	0,36	2,7778	22	0,88	1,1364
10	0,4	2,5	23	0,92	1,0870
11	0,44	2,2727	24	0,96	1,0417
12	0,48	2,0833	25	1	1
13	0,52	1,9231			

A figura 6.4 mostra precisamente o resultado obtido para o exemplo anterior, para uma zona de um espectro inicial.

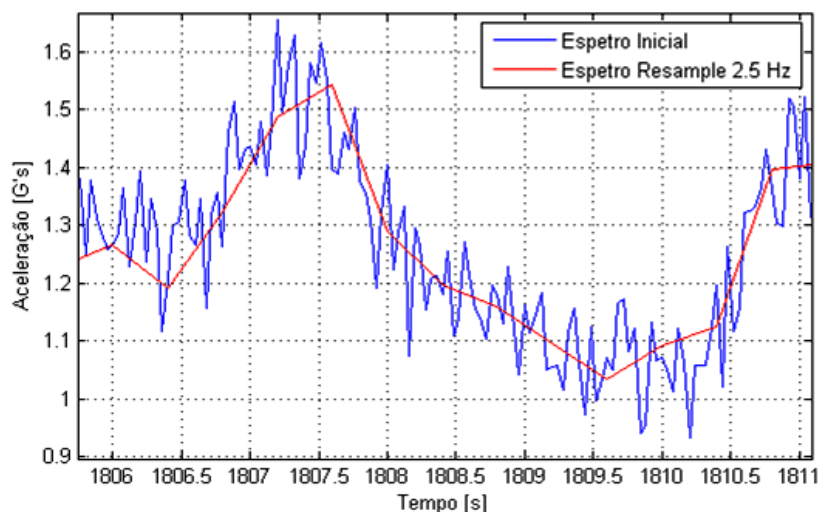


Figura 6.4 – Aplicação do bloco *resample* a um espectro inicial

Na versão final do programa, este bloco deixará de existir como se verá mais à frente, em resultado das conclusões a que se chegaram.

6.1.5 Pico-Vale

Mais uma vez de forma a simplificar o espectro, este bloco permite reduzir o número de pontos através do processo demonstrado na figura 6.5. Existem 3 situações possíveis que podem ocorrer num sinal. De maneira a simplificar a explicação, considere-se um sinal constituído por 3 pontos apenas. Na situação 1, a grande característica deste sinal é que possui dois segmentos de reta com o mesmo declive. Esta situação será simplificada passando o espectro a ter apenas dois pontos representados pela linha tracejada a verde. Esta simplificação resulta do facto de para efeitos de contagem de ocorrências pelo método *Level Cross Counting*, ser indiferente existir o ponto do meio. O mesmo sucede para a situação 2 com a diferença em que o declive de um dos segmentos será zero. Na situação 3 em que temos um declive positivo e um declive negativo, não há qualquer tipo de intervenção uma vez que o sinal já está de acordo com o pretendido.

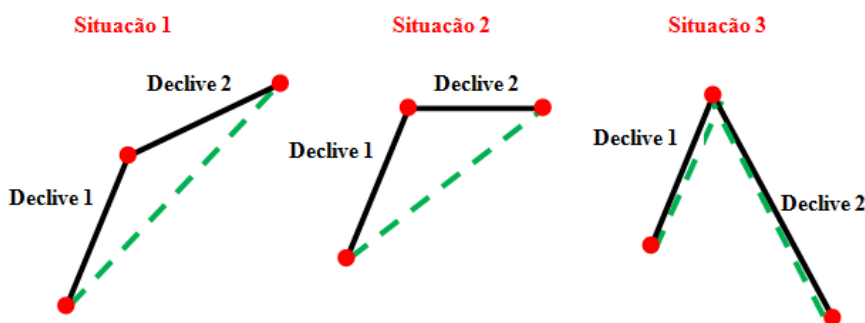


Figura 6.5 – Situações espectáveis de ocorrerem num espectro

A figura 6.6 mostra precisamente a aplicação deste método numa porção de sinal verdadeiro oriundo de um voo. Importa referir que o bloco Pico-Vale 2 tem a mesma função que o bloco Pico-Vale 1 (figura 6.1), consiste apenas na segunda vez que se aplica esta metodologia.

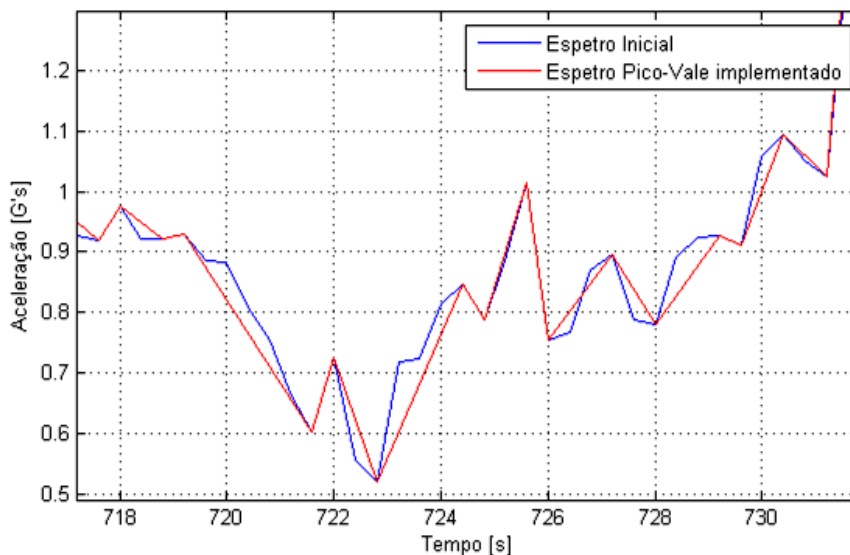


Figura 6.6 – Aplicação do bloco pico-vale a um espectro inicial

6.1.6 Range

Este bloco é responsável por fazer uma limpeza de espectro em amplitude ao sinal. De acordo com a bibliografia [12,47,69,70] este método é frequentemente utilizado em análise de fadiga uma vez que permite eliminar ciclos com amplitudes muito pequenas e por isso desprezáveis para efeitos de fadiga. Este método, representado na figura 6.7, permite eliminar a partir de um certo ponto, todos os outros que se encontrem a uma distância menor ou igual a metade do *range*. No exemplo demonstrado, pode-se verificar que dois dos pontos foram eliminados sendo o sinal representado a preto transformado no sinal representado a verde tracejado.

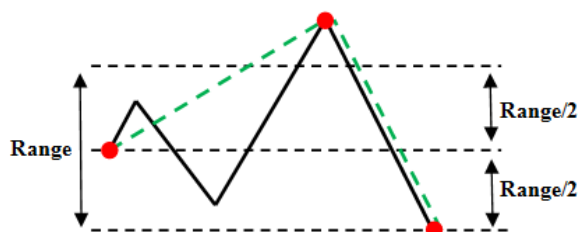


Figura 6.7 – Ilustração do método *range*

Mais uma vez pode-se observar o resultado do método *range* aplicado a um espectro real na figura 6.8. Neste exemplo foi utilizado um *range* de 0.6.

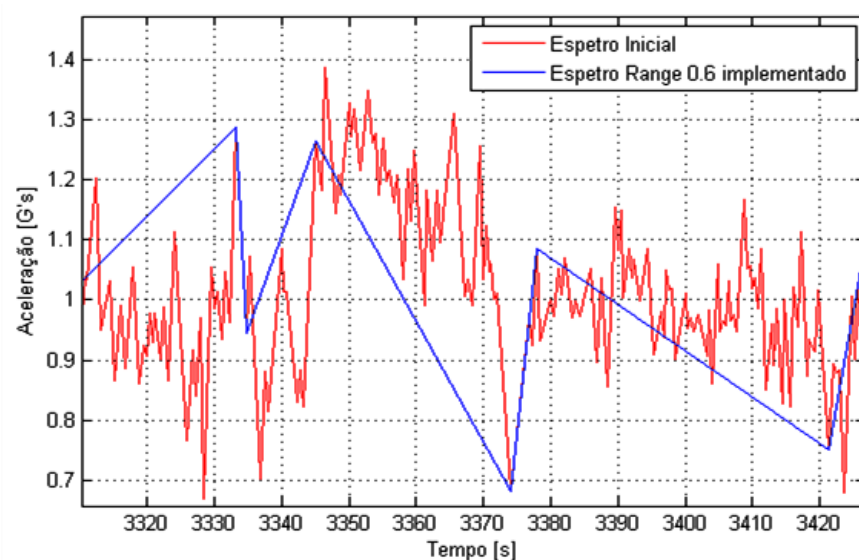


Figura 6.8 – Aplicação do bloco *range* a um espectro inicial

6.1.7 Level Cross Counting

Nesta fase é então feita a contagem do número de ocorrências pelo método *Level Cross Counting* descrito no subcapítulo 2.7.2. A figura 6.9 retrata a aplicação do método a um espectro simples. As ocorrências contabilizadas são assinaladas por um círculo a verde e encontram-se na tabela 6.2.

Toda a rotina de cálculo até aqui mencionada é executada tantas vezes quanto o número de ficheiros seleccionados no início. As ocorrências de cada voo são então acumuladas (somadas) num único espectro. Este espectro é posteriormente corrigido para 1000 HV através da equação 2.8.

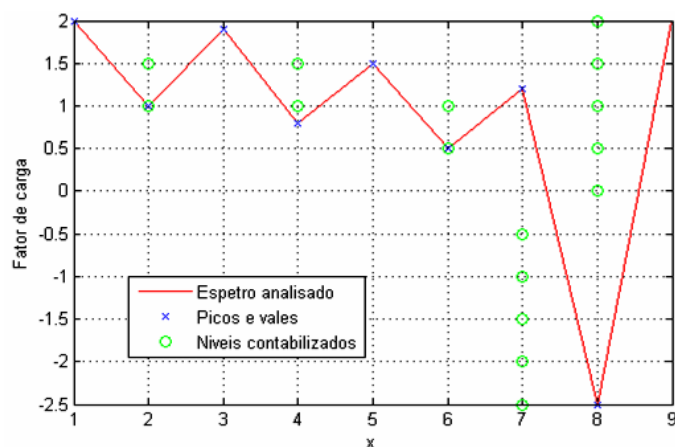


Figura 6.9 – Exemplo de aplicação do método *Level Cross Counting*

Tabela 6.2 – Ocorrências contabilizadas

Níveis	Nº de ocorrências
-2.5	1
-2	1
-1.5	1
-1	1
-0.5	1
0	1
0.5	2
1	4
1.5	3
2	1

A figura 6.10 representa um espectro de ocorrências acumuladas FAP para um voo de formação em acrobacia em comparação com o espectro do Fabricante para Formação. Importa referir que todos espectros acumulados, apresentados daqui em diante, são relativos a 1000 HV.

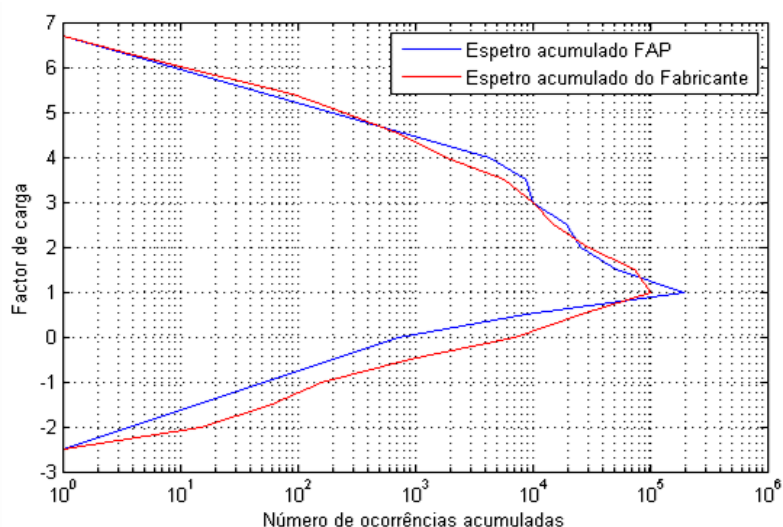


Figura 6.10 – Espectro acumulado FAP versus espectro acumulado Fabricante

Com o objetivo de facilitar a leitura do espectro de ocorrências acumuladas o programa possuiu uma janela onde é possível verificar para cada nível (fator de carga), se as ocorrências FAP são mais elevadas que as ocorrências SOCATA. O valor da diferença é resultado da equação 6.2, em que um valor negativo significa que a FAP é menos severa que o fabricante para determinado nível. A figura 6.11 mostra precisamente a aplicação da equação seguinte ao espectro da figura 6.10.

$$diferença [\%] = \frac{N^{\circ} \text{ de ocorrência FAP} - N^{\circ} \text{ de ocorrências SOCATA}}{N^{\circ} \text{ de ocorrências SOCATA}} \times 100 \quad (6.2)$$

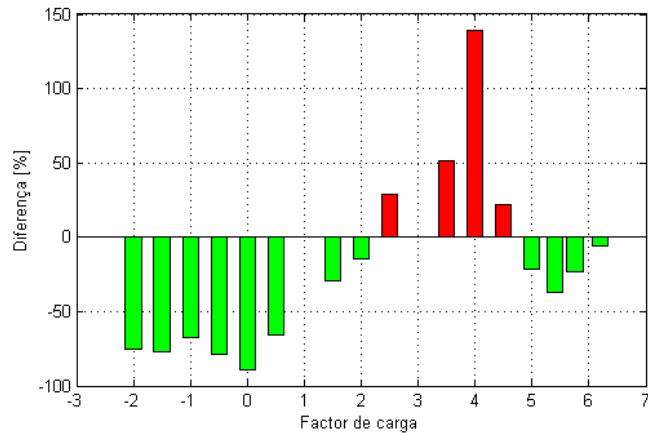


Figura 6.11 – Representação das diferenças FAP/Fabricante para o espectro da figura 6.10

6.1.8 Cálculo do Dano

Neste bloco procede-se à implementação do cálculo do dano recorrendo ao algoritmo de cálculo definido no subcapítulo 2.8. A figura 6.12 representa a aplicação direta da função de transferência definida na equação 3.1, ao espectro mencionado na figura 6.10. O espectro passou assim de fatores de carga a tensões.

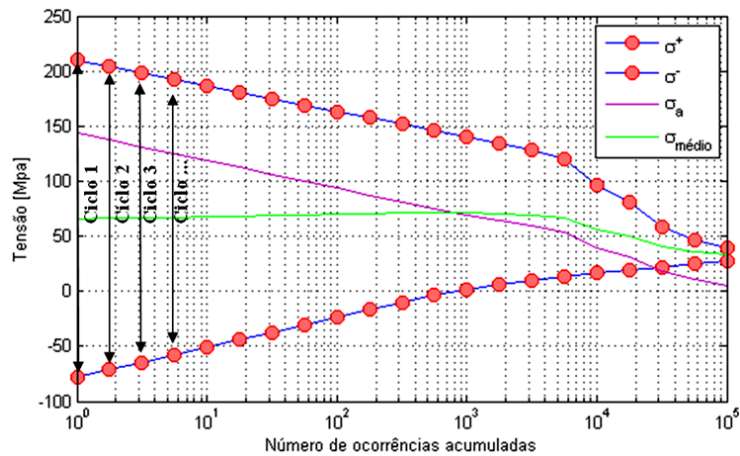


Figura 6.12 – Aplicação da função de transferência

Cada ponto vermelho sobre a curva de ocorrências acumuladas é resultado da discretização em 20 intervalos iguais, por aplicação da equação 2.10. Para cada conjunto de dois pontos (superior e inferior) é definido um ciclo em que a tensão média do ciclo é representada pela linha verde e a amplitude de tensão pela linha a roxo. Neste momento, o programa está em condições de proceder ao cálculo de N_r , número de ciclos para a fratura em cada ciclo de carga, recorrendo a uma curva S-N recomendada. Por aproximação será utilizada a curva S-N representada na figura 2.11 uma vez que o material de que é constituído o quadro C2 é um alumínio 2024-T351, com um $K_t = 1$. Uma vez que existem várias curvas em função da razão de tensões R , é conveniente para o cálculo de N_r , a utilização de uma equação que dependa de uma tensão equivalente S_{eq} . Isto é, de uma tensão que depende da razão de tensões e da tensão máxima de cada ciclo. A equação 6.3 representa

precisamente uma equação que contempla todas as curvas S-N da figura 2.11 de uma forma bastante aproximada. Importa referir que a partir de momento em que a solução da equação 6.3 é inexistente para um determinado número de ocorrências, ou seja, estamos perante conceito vida infinita do material, o programa irá assumir um valor N_f fictício, na ordem de grandeza de 10^{13} . Desta maneira, a contribuição N/N_f será desprezável para o cálculo do dano nesta zona.

$$\begin{aligned}
 &\text{Equivalent Stress Equation:} \\
 &\log N_f = 11.1 - 3.97 \log (S_{eq} - 15.8) \\
 &S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.56} \\
 &\text{Std. Error of Estimate, Log (Life)} = 0.38 \\
 &\text{Standard Deviation, Log (Life)} = 0.90 \\
 &R^2 = 82\%
 \end{aligned}
 \tag{6.3}$$

De seguida procede-se ao cálculo o dano propriamente dito recorrendo à equação 2.12. Este processo é feito a partir do cálculo de todas as áreas S_i (figura 6.13).

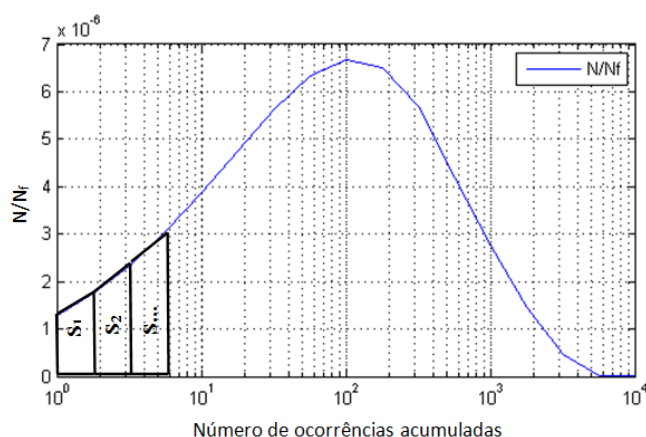


Figura 6.13 – Representação das áreas S_i para o espectro da figura 6.10

Posteriormente, este bloco de cálculo repete-se para o cálculo do dano do Fabricante, a partir dos espectros da tabela 4.2. Na tabela 6.3 encontram-se esses valores para as três situações estudadas.

Tabela 6.3 – Dano Fabricante para 1000 HV

Dano Fabricante para 1000 HV		
Formação	Navegação	Total
5.5101×10^{-5}	6.2927×10^{-6}	3.0416×10^{-5}

Em termos de avaliação da severidade FAP, é frequentemente utilizado nesta dissertação o conceito de percentagem de dano (% Dano FAP/Fabricante). A equação 6.4 mostra como isso é definido. Mais uma vez, à semelhança do que acontecia com a diferença, uma % de Dano FAP/Fabricante positiva significa que a FAP está com uma operação mais severa que o limite imposto pelo fabricante para cada tipo de espectros (missões).

$$\% \text{ Dano FAP/Fabricante} = \frac{\text{Dano FAP}_{1000HV} - \text{Dano Fabricante}_{1000HV}}{\text{Dano Fabricante}_{1000HV}} \times 100 \quad (6.4)$$

6.1.9 Previsão do TVF para um espectro FAP

Como foi referido anteriormente, no ensaio à escala real efetuado pelo CEAT em que foi utilizado o espectro do fabricante, o TVF (tempo de vida de fadiga) determinado foi de 89458 HV. O método utilizado para calcular o TVF da FAP (TVF_{FAP}) conforme o espectro considerado (formação, navegação ou total), encontra-se explicado de seguida. Considere-se o exemplo em que se pretende determinar o TVF_{FAP} para $D_{FAP\ 1000\ HV} = 3.9651 \times 10^{-5}$, em comparação com o espectro do fabricante total. Sabe-se que a fratura acontece assim que o dano da FAP igualar o dano do Fabricante para as 89458 HV, logo:

$$\begin{aligned} D_{Fabricante\ 1000\ HV} &= 3.0416 \times 10^{-5} \Rightarrow 1000\ HV \\ D_{Fabricante\ 89458\ HV} &\Rightarrow TVF_{Fabricante} = 89458\ HV \end{aligned}$$

$$D_{Fabricante\ 89458\ HV} = \frac{D_{Fabricante\ 1000\ HV} \times 89458}{1000} \quad (6.5)$$

$$\begin{aligned} D_{FAP\ 1000\ HV} &= 3.9651 \times 10^{-5} \Rightarrow 1000\ HV \\ D_{FAP\ TVF\ HV} &= D_{Fabricante\ 89458\ HV} \Rightarrow TVF_{FAP} \end{aligned}$$

$$TVF_{FAP} = \frac{D_{FAP\ TVF\ HV} \times 1000}{D_{FAP\ 1000\ HV}} \quad (6.6)$$

Manipulando a equação 6.5 e 6.6 conclui-se que:

$$TVF_{FAP} = \frac{D_{Fabricante\ 1000\ HV} \times 89458}{D_{FAP\ 1000\ HV}} \quad (6.7)$$

De acordo com a equação 6.7, em resultado de existir um $D_{FAP\ 1000\ HV}$ mais elevado que $D_{Fabricante\ 1000\ HV}$, obteve-se um TVF_{FAP} mais baixo que o Fabricante no total de 68623 HV. Significa que ao fim destas horas prevê-se a fratura do material. Na verdade este valor deve ser afetado de um coeficiente de segurança de 3 como visto anteriormente.

6.2 Interface gráfica para o utilizador

De forma a facilitar a análise, foi desenvolvido uma *interface* gráfica que permite selecionar o tipo de voos a carregar no sistema. Os voos já contabilizados encontram-se numa pasta criada automaticamente para o efeito. Sempre que forem selecionados ficheiros, o sistema verifica se esse ficheiro já foi alguma vez contabilizado e caso não tenha sido, será incrementado. Este método permite fazer um seguimento contínuo da severidade FAP à medida que mais voos vão chegando, poupando-se tempo de cálculo. O programa desenvolvido permite ao utilizador visualizar o espetro de ocorrências acumuladas da FAP em sobreposição com o espetro Fabricante Total, uma vez que a análise é feita para todo o tipo de missões. Permite também visualizar um gráfico de barras com as diferenças de espetro semelhante ao da figura 6.11, a % de Dano FAP/Fabricante e o TVF_{FAP} . Numa janela lateral são também listados todos os voos que foram adicionados nesse momento. Em anexo encontra-se a vista geral da interface gráfica desenvolvida.

Capítulo 7

7 Resultados e Discussão

Todos os resultados aqui apresentados baseiam-se no método de cálculo até aqui desenvolvido. Para efeitos de discussão, serão considerados os dados recolhidos em voo num período de 26/1/2016 a 7/4/2016 (tabela 7.1), pelo sistema MSR 165 instalado na aeronave número de cauda 11407.

Tabela 7.1 – Ponto de situação para o período de recolha definido

Total de Voos: 51 voos Total de Horas de Voo: 62.58 HV			
	Acrobacia (B2)	Navegação (B3)	Restantes⁵
Nº de Voos	21	13	17
Horas de Voo	25.68	16.53	20.37
Percentagem em relação ao total de voos [%]	41	26.4	32.6

Pela experiência que já se adquiriu na recolha dos dados, verificou-se que algumas das vezes o sistema MSR não fez o registo do voo, ou então existia ficheiro de voo, mas este estava incompleto. As razões para o sucedido, foram essencialmente:

- O sistema não foi ligado no início do voo pelo facto de ser um procedimento novo e ainda não ter sido devidamente implementado em termos práticos por parte dos pilotos;
- Os ficheiros podem vir incompletos caso os pilotos liguem ou desliguem o equipamento em pleno voo, perdendo-se assim parte dos dados;
- A falta de memória no equipamento também compromete a recolha dos ficheiros ou nem sequer seja feito o registo do voo;
- A falta de carga na bateria também pode estar na origem da perda de dados.

No subcapítulo dirigido às recomendações, será referido o que deverá ser feito para atenuar os efeitos provocados por uma situação deste tipo.

⁵ As missões restantes são missões recolhidas do tipo B1, Q1, Q4 e TRM

7.1 Validação do código

Numa tentativa de validar o método desenvolvido, são aqui demonstrados alguns resultados tendo em conta as várias abordagens possíveis. Apesar da bibliografia em algumas instrumentações, fazer referência à necessidade de uso de determinados blocos tais como *Range* e o Filtro, decidiu-se estudar a influência destes nos resultados obtidos. Existiu também a dúvida se deveria existir o bloco Pico-Vale 1 e qual a ordem dos blocos a adotar de forma a obter resultados isentos de erro. Para além disso, pretendeu-se perceber caso existisse o bloco *Range* qual deveria ser o seu valor.

Desta forma, começou-se por fazer alguns testes, a partir de manipulações ao programa inicial definido na figura 6.1. Ao conjunto de blocos a testar denominam-se de opções. A figura 7.1 mostra precisamente as opções que foram inicialmente consideradas.

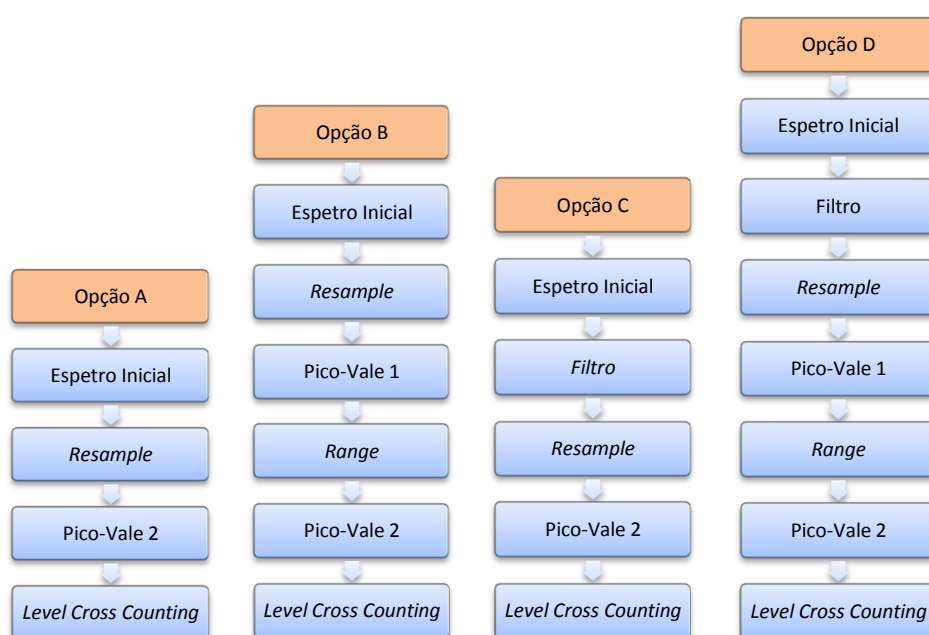


Figura 7.1 – Primeiro conjunto de modificações ao código inicial da figura 6.1

Numa primeira abordagem, tentou-se perceber se o uso de *Resample* era eficaz na limpeza de espectro em frequência, pelo que se encontra presente nas quatro opções da figura acima. Para os testes foram consideradas frequências de *Resample* de 2.5 e 5 Hz uma vez que são as frequências características dos fenómenos de fadiga provocados pelos fatores de carga e pelos fenómenos de *gust* como já se tinha visto anteriormente. Considerou-se ainda a frequência de 25 Hz, que no fundo é como se o bloco de *Resample* não existisse, ou seja, não produz nenhuma alteração ao sinal.

Quanto ao valor de *Range*, optou-se por escolher dois valores, 0.3 e 0.6 uma vez que são valores de *Range* já utilizados na dissertação de Serrano [12]. Importa, aqui, frisar que não era aconselhável testar valores de range superiores a 0.8 uma vez que a probabilidade de eliminar ciclos relevantes aumentava circunstancialmente. Mais ainda, uma vez que os patamares utilizados para o método *Level Cross Counting*, são de 0.5 em 0.5 G's, um *Range* de 0.8 estaria muito próximo desse intervalo, sendo que para valores superiores a 0.8 existia uma grande probabilidade de eliminar ocorrências que deveriam ser contabilizadas.

As tabelas 7.2 e 7.3 mostram os resultados obtidos para as situações aqui descritas, sendo que na primeira os espectros FAP, apenas de acrobacia, são comparados com o espectro de Formação do Fabricante, ou seja o mais severo. Na segunda tabela, os espectros FAP, apenas de navegação, são comparados com o espectro de Navegação do Fabricante, ou seja, o menos severo.

Tabela 7.2 – Testes 1, % de Dano FAP/Fabricante para voos de Acrobacia (apenas B2)

Frequência de Amostragem	Sem Range		Com Range 0.3		Com Range 0.6	
	Sem Filtro	Com Filtro	Sem Filtro	Com Filtro	Sem Filtro	Com Filtro
	A	B	C	D	C	D
2.5 Hz	57	115	22.3	85.5	7.9	62.5
5 Hz	83.77	132	57.5	92.5	17	65
25 Hz	896.8	290	253.47	93.56	55.11	32.5

Tabela 7.3 – Testes 1, % de Dano FAP/Fabricante para voos de Navegação (apenas B3)

Frequência de Amostragem	Sem Range		Com Range 0.3		Com Range 0.6	
	Sem Filtro	Com Filtro	Sem Filtro	Com Filtro	Sem Filtro	Com Filtro
	A	B	C	D	C	D
2.5 Hz	-37	-13.3	-16.22	-16.36	-19.4	-27.89
5 Hz	-23.95	-2.21	-9.7	-12.6	-26.2	-16.58
25 Hz	39.66	25.46	9.92	-10.1	-22.17	-17.05

Ao se observar os resultados obtidos pode-se constatar que a situação sem *Range* não parece favorável uma vez que produz percentagens de dano FAP/Fabricante bastante elevadas, sobretudo em acrobacia. Este resultado vai ao encontro do sugerido pela bibliografia, em relação à necessidade de se eliminar aqueles pequenos ciclos desprezáveis para efeitos de fadiga. Caso estes ciclos não sejam eliminados, podem induzir erro no cálculo do dano uma vez que existe a probabilidade de serem contabilizados pelo método *Level Cross Counting*, se estes cruzarem algumas vezes os patamares considerados.

Comparando agora os resultados com e sem filtro tanto para acrobacia como para navegação, seria expectável que com a aplicação de filtro o valor da % de Dano diminuísse em resultado de existir uma limpeza de espectro. Tal não se verificou, à exceção dos valores para um valor de *Resample* de 25 Hz. Isto significa que a utilização de *Resample* não fazia qualquer sentido. Como verificado, um *Resample* ao sinal, produz o mesmo efeito que baixar a frequência de amostragem na captação dos dados em voo. Desta forma, e reforçando a conclusão anterior, o uso de *Resample* seria contraditório com o que sugere a bibliografia, uma vez que é dito que a frequência de amostragem deveria ser na ordem dos 25 Hz. Desta forma, não se cumpre o sugerido pela bibliografia. Em termos do valor de *Range* a utilizar, estes testes não foram conclusivos.

A ideia final a reter com este conjunto de testes incidiu na necessidade de utilizar Filtro, *Range* e excluir o bloco de *Resample*.

De seguida, executou-se mais uma série de testes com o objetivo de aferir qual o melhor valor de *Range*, e se deveria ser utilizado o Pico-Vale 1. Para tal, foram criadas mais duas opções, a E e F de acordo com a figura 7.2.



Figura 7.2 – Segundo conjunto de modificações ao código inicial da figura 6.1

Para a realização dos testes, considerou-se testar a opção E e F para valores de *Range* de 0.3, 0.4, 0.5, 0.6 e 0.8. Esta escolha surgiu no seguimento da ideia já anteriormente explicada. Nas tabelas 7.4 e 7.5, encontram-se os resultados para acrobacia e navegação à semelhança do que aconteceu no grupo anterior de testes.

Tabela 7.4 – Testes 2, % de Dano FAP/Fabricante para voos de Acrobacia (apenas B2)

Hz	Com Filtro					
	Range 0.3		Range 0.4		Range 0.5	
	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale
	E	F	E	F	E	F
25	37.93	93.56	68.37	96.55	59.6	38.39

Hz	Com Filtro			
	Range 0.6		Range 0.8	
	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale
	E	F	E	F
25	35.27	32.5	14.87	41.65

Tabela 7.5 – Testes 2, % de Dano FAP/Fabricante para voos de Navegação (apenas B3)

Hz	Com Filtro			
	Range 0.3		Range 0.4	
	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale
	E	F	E	F
25	-12.92	-10.1	-12.76	-14.26

Hz	Com Filtro			
	Range 0.5		Range 0.6	
	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale	Sem Pico-Vale	Com Pico-Vale
	E	F	E	F
25	-22.17	-15.83	-39.79	-17.05

Perante os resultados obtidos é possível tirar algumas conclusões. Em primeiro lugar, o valor de *Range* 0.8 foi posto de parte uma vez que é um valor já muito elevado, eliminando 0.4 *G*'s para cada lado do ponto de referência. Acontecia em alguns voos de navegação, após ser aplicado o bloco de *Range*, que o espectro deixava praticamente de existir em resultado de se eliminar uma gama de amplitudes muito elevada. Tal acontecia também pela razão do voo de navegação já ser um voo por si só pouco exigente, em que os ciclos de carga são muito baixos.

A dúvida residia se deveria ser utilizado o bloco Pico-Vale 1 ou não, isto é, opção F ou E, respetivamente. Na figura 7.3 encontra-se precisamente a representação das duas situações. Para a situação E, o espectro inicial a preto transformou-se no espectro a verde, uma vez que apenas existia o bloco *Range*. O ponto verde foi considerado pois encontrava-se fora da gama de *Range* a preto. O mesmo não aconteceu com o ponto vermelho porque já se encontrava fora da gama de *Range* representada a azul, a partir do último ponto considerado (verde). Na situação F, em primeiro lugar foi aplicado o bloco Pico-Vale, eliminado o ponto vermelho, passando o espectro de preto a amarelo. Posteriormente, foi aplicado o bloco *Range* ao espectro amarelo, em que foi considerado o ponto verde uma vez que estava fora da gama de *Range*. No final ficou-se apenas com o espectro verde. Se forem analisadas as diferenças entre as duas situações percebe-se que houve a perda de um segmento de espectro. Este segmento poderia significar perda de informação tanto maior quanto maior fosse o valor *Range* considerado. Pode-se dizer que a abordagem F foi uma abordagem muito mais limpa em termos de processo.

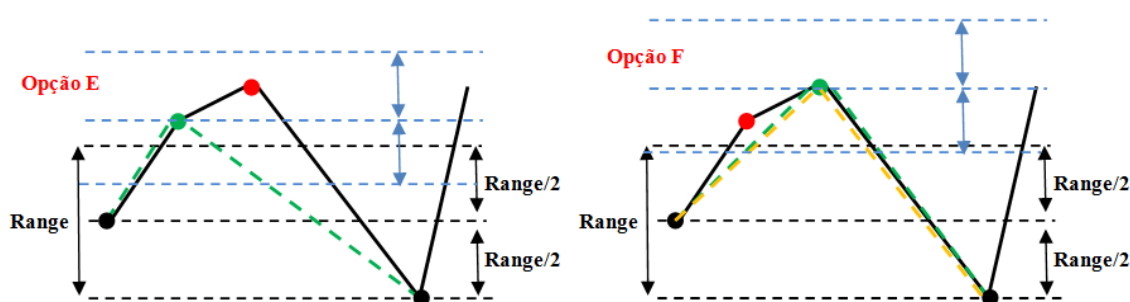


Figura 7.3 – Opção F em comparação com a opção E

Nesta fase restou perceber qual seria o melhor valor do *Range* a considerar, tendo em atenção que 0.8 já tinha sido excluído.

Inicialmente, pensou-se em aferir o valor do *Range* utilizando apenas voos de acrobacia e voos de navegação, em separado. O método consistia em testar vários valores de *Range* até que se obtivesse uma % de Dano FAP/Fabricante igual a 0. Este método rapidamente foi posto de parte por duas razões. Uma delas, porque seria necessário que para cada tipo de missão não houvesse grande diferença de voo para voo e tal não se sucedia. A segunda, que as missões FAP fossem realmente semelhantes em termos de severidade ao espetável pelo fabricante. Tendo em conta que nenhuma das duas se verificava, o método deixou de ser válido. Se for analisado agora o espectro de ocorrências acumuladas das duas figuras 7.4 e 7.5, pode-se chegar a algumas conclusões.

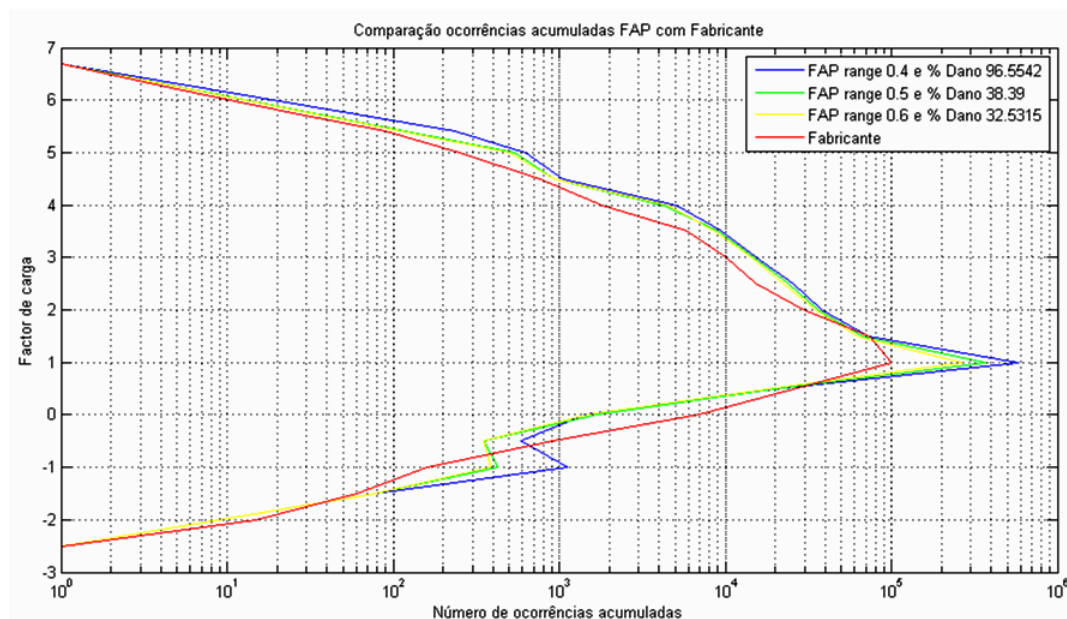


Figura 7.4 – Espectros de ocorrências acumuladas para acrobacia a vários valores de *Range*

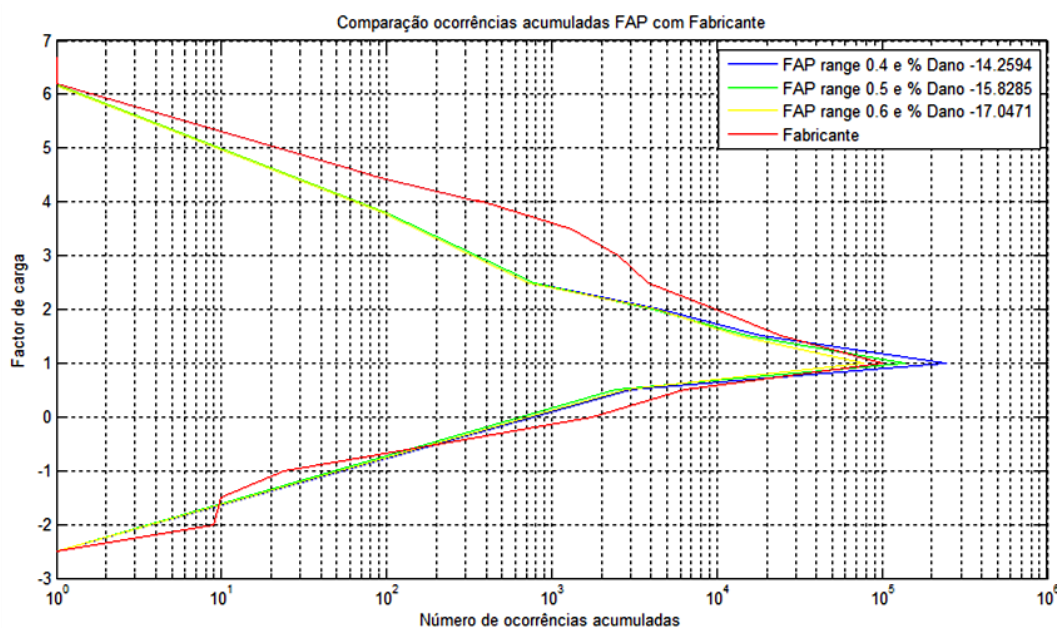


Figura 7.5 – Espectros de ocorrências acumuladas para navegação a vários valores de *Range*

Em primeiro lugar, constatou-se que, independentemente do valor de *Range* escolhido, era evidente um espectro de acrobacia FAP (missões do tipo B2) mais severo que o espectro definido pelo fabricante. Em navegação acontece o oposto, estando o espectro FAP com uma severidade mais baixa do que o fabricante, em resultado das missões de navegação FAP serem menos severas, com máximos a atingirem cerca de 2.5 *G*'s em comparação com o fabricante com valores mais elevados.

Ao examinar as figuras acima, facilmente pode-se concluir o efeito do *Range* no espectro. Com o aumento do seu valor, verifica-se que todo espectro é diminuído em resultado de se eliminarem os pequenos ciclos de carga. Facilmente visível sobretudo para as ocorrências mais altas em torno de 1 *G*, com o recuo da extremidade do espectro. Com o aumento do valor de *Range*, verifica-se que existe uma convergência de resultados, uma vez que se obtém grande variação das curvas de 0.4 para 0.5 e uma quase desprezável diferença, entre 0.5 e 0.6. Isto reflete-se precisamente no valor de % de Dano, que vem comprovar o que foi dito. Foi conclusivo destas observações que de facto o valor de *Range* mais correto a ser adotado foi o valor de 0.6, com uma % de Dano FAP/Fabricante de 32.53% para acrobacia e -17.05% para navegação. Como foi referido anteriormente este valor de *Range* também já teria sido considerado nas conclusões de Serrano [12]. Deste modo, valida-se a opção F como sendo a opção mais correta e a que deve ser adotada para avaliar a severidade FAP.

Numa tentativa de melhor entender qual seria o efeito do espectro de ocorrências acumuladas no cálculo do dano, considerou-se o espectro da figura 7.9 respeitante à análise de todos os voos recolhidos, ou seja, de todo o tipo de missões em comparação com o espectro Total do Fabricante. Como verificado, o cálculo do Dano é fortemente influenciado pela curva S-N uma vez que é a partir dela que definimos o valor de N_r para cada ciclo de carga. A tabela 7.6 ilustra precisamente a evolução desse valor para os vários ciclos de carga.

Tabela 7.6 – Parâmetros inerentes ao cálculo do Dano acumulado para FAP

Pontos Equidistantes		N ⁻	N ⁺	σ ⁻	σ ⁺	σ _a	σ _m	R	N _r
	1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	1	-2.5000	6.7000	-78.2500	209.7100	143.9800	65.7300	-0.3731	7.7650e+05
2	1.7783	-2.3338	6.4300	-73.0490	201.2576	137.1533	64.1043	-0.3630	1.0737e+06
3	3.1623	-2.1677	6.1599	-67.8481	192.8051	130.3266	62.4785	-0.3519	1.5283e+06
4	5.6234	-2.0015	5.8899	-62.6471	184.3527	123.4999	60.8528	-0.3398	2.2519e+06
5	10	-1.8353	5.6198	-57.4462	175.9003	116.6732	59.2271	-0.3266	3.4611e+06
6	17.7828	-1.6692	5.3846	-52.2452	168.5365	110.3909	58.1457	-0.3100	5.3311e+06
7	31.6228	-1.5030	5.3015	-47.0443	165.9371	106.4907	59.4464	-0.2835	6.8130e+06
8	56.2341	-1.3244	5.2185	-41.4539	163.3377	102.3958	60.9419	-0.2538	8.9492e+06
9	100	-1.1456	5.1354	-35.8564	160.7383	98.2973	62.4409	-0.2231	1.2015e+07
10	177.8279	-0.4288	5.0524	-13.4213	158.1389	85.7801	72.3588	-0.0849	2.9564e+07
11	316.2278	-0.2358	4.8212	-7.3817	150.9024	79.1421	71.7603	-0.0489	6.6941e+07
12	562.3413	-0.0429	4.4451	-1.3422	139.1306	70.2364	68.8942	-0.0096	3.2461e+08
13	1000	0.0799	4.2818	2.5021	134.0195	65.7587	68.2608	0.0187	9.3966e+08
14	1.7783e+03	0.1827	4.1185	5.7192	128.9084	61.5946	67.3138	0.0444	3.7237e+09
15	3.1623e+03	0.2855	3.8712	8.9363	121.1673	56.1155	65.0518	0.0738	1.0949e+11
16	5.6234e+03	0.3883	3.3802	12.1533	105.8007	46.8237	58.9770	0.1149	1.0000e+13
17	10000	0.4911	2.8029	15.3704	87.7294	36.1795	51.5499	0.1752	1.0000e+13
18	1.7783e+04	0.5899	2.2279	18.4648	69.7327	25.6339	44.0987	0.2648	1.0000e+13
19	3.1623e+04	0.6884	1.7394	21.5476	54.4443	16.4484	37.9959	0.3958	1.0000e+13
20	5.6234e+04	0.7869	1.4133	24.6303	44.2350	9.8024	34.4327	0.5568	1.0000e+13
21	100000	0.8854	1.2223	27.7130	38.2565	5.2717	32.9847	0.7244	1.0000e+13

Constatou-se que a partir da linha número 15 da tabela acima, a que correspondem 3.1623×10^3 ciclos, o valor de N_r tende a ser bastante elevado, fazendo com que a razão N/N_r seja praticamente nula. Este efeito é então reproduzido na figura 7.6 para o espectro Total da figura 7.9.

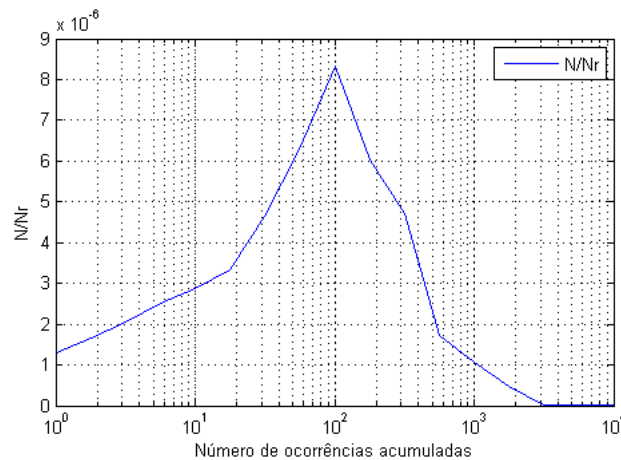


Figura 7.6 – Curva N/N_r para o espectro FAP Total respeitante ao espectro da figura 7.9

De facto, esta situação não se verificaria de forma tão acentuada se os fatores de carga representassem uma tensão máxima mais elevada, uma vez que pela curva S-N ficaríamos mais longe do conceito de vida infinita, ou seja, com o número de ciclos para se dar a fratura, mais baixo.

Em termos de conclusões perante a atual situação, pôde-se dizer de forma aproximada, que todos os ciclos de carga a partir 3.1623×10^3 não foram contabilizados. Tal situação levantou algumas questões em termos de credibilidade da função de transferência utilizada, uma vez que se estava a desprezar a influência de ciclos com fatores de carga numa gama de 0.29 G 's até 3.87 G 's, que deveriam ser considerados. Dever-se-á também ponderar o ajuste da curva S-N uma vez que a utilizada é para um alumínio 2024 mas com um tratamento térmico ligeiramente diferente do material que constitui o quadro C2.

Por observação do gráfico da figura 7.6 constata-se que as contribuições para o dano são máximas na zona das 10^2 ocorrências acumuladas, em resultado de existir uma maior área S_i nessa zona. Esse ponto corresponde a fatores de carga na ordem dos 5 G 's. Se intuitivamente for pensado que fatores de carga superiores a este são mais danosos, tal poderá não ser a realidade, uma vez que se têm poucos ciclos para esses fatores de carga, resultando numa fração N/N_r mais baixa conforme se verifica pela figura 7.6.

No campo da fadiga é habitual observarem-se espectros de ocorrências acumuladas em que para fatores de carga negativos, ocorre o avanço e o recuo do espectro, formando uma extremidade pontiaguda. Esse fenómeno é ligeiramente visível na figura 7.9. A explicação para o sucedido está relacionada com a localização dos ciclos de carga e com o método de contagem utilizado. Para este caso em concreto, o que aconteceu é que foram registadas mais ocorrências a -1 G do que a -0.5 G 's em resultado da aeronave executar manobras a G 's negativos, facilitando assim o aparecimento de ciclos em torno de -1 G . Ao aplicar-se o método *Level Cross Counting* é natural que este contabilize assim mais ocorrências no nível inferior do que no nível superior, imediatamente a seguir. A figura 7.7 ilustra esse fenómeno. Em termos de contribuições para o cálculo do dano, esta pequena ponta saliente produz um efeito desprezável uma vez que ele acontece para fatores de carga muito

baixos, logo tensões também muito baixas e consequentemente uma contribuição em termos de área S_i também desprezável.

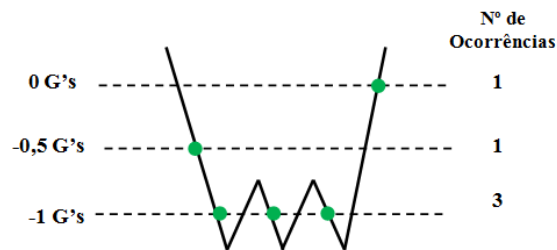


Figura 7.7 – Representação esquemática para o fenômeno da extremidade pontiaguda no espectro de ocorrências acumuladas

Uma outra forma de se analisar e melhor perceber o que acontece no cálculo do dano é pensar-se em termos de tensão equivalente S_{eq} , que resulta da equação 6.3. Se a tensão equivalente aumenta, então o número de ciclos para a fratura irá diminuir. A figura seguinte mostra precisamente a evolução das curvas de tensão equivalente para a FAP e para o Fabricante, bem como os espectros de ocorrências acumuladas em termos de tensões para a situação da figura 7.9, situação em que consideramos novamente todo o tipo de missões.

Observando-se a figura 7.8, consegue-se perceber que para valores aproximados, acima de 180 MPa (reta vermelha superior), a $S_{eqSOCATA}$ (tensão equivalente SOCATA) é geralmente superior à S_{eqFAP} (tensão equivalente FAP). Para valores aproximados abaixo de 140 MPa (reta vermelha inferior), acontece o oposto. Entre estas duas linhas tem-se uma sobreposição das duas curvas.

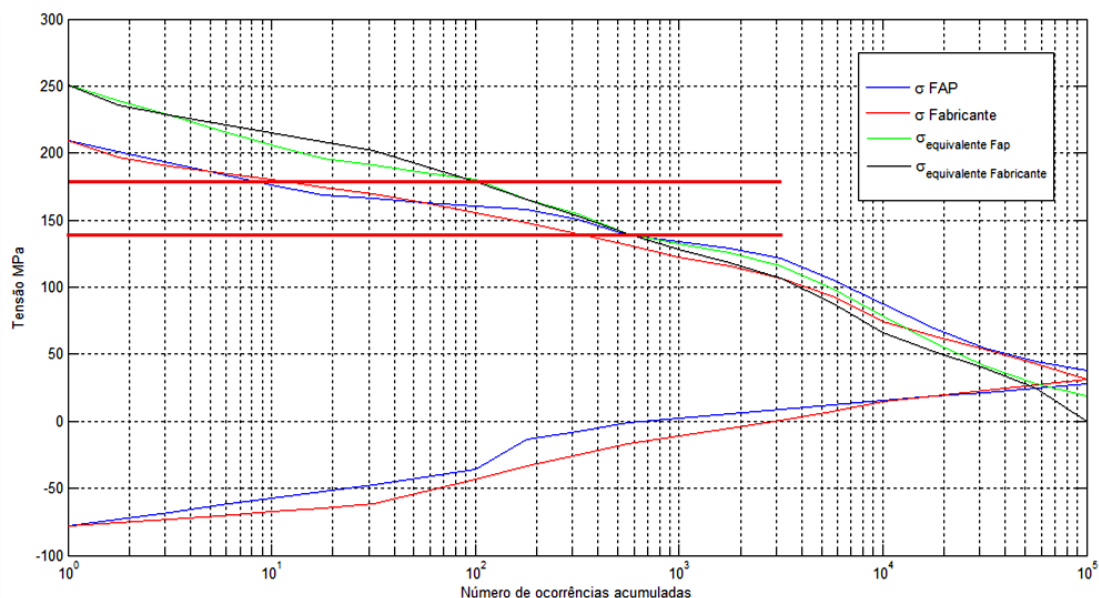


Figura 7.8 – Espectro de tensões FAP versus Fabricante para todos os voos, e tensão equivalente FAP versus tensão equivalente Fabricante

Em termos de interpretação destes resultados pode-se dizer que para valores superiores a 180 MPa, os valores de $N_{rSOCATA}$ (número de ciclos para a fratura, SOCATA) são menores que os valores de N_{rFAP} (número de ciclos para a fratura, FAP). Novamente, abaixo de 140 MPa tem-se o oposto, e entre estes valores de tensão, o

número de ciclos para a fratura são iguais. Voltando às origens do cálculo do dano acumulado, se N_r diminui então a minha fração N/N_r aumenta e tem uma maior contribuição para o dano. Isso é precisamente o que acontece na figura 7.8, pois para valores acima da linha vermelha superior, o Fabricante apresenta-se mais severo. Porém, abaixo da linha vermelha inferior, a FAP é mais severa. Entre estes dois valores, verifica-se que a FAP e o Fabricante estão equilibrados em termos de severidade. À primeira vista pode parecer irrealista esta conclusão, pois para esta zona a tensão máxima dos ciclos em FAP é maior que a tensão dos ciclos em SOCATA. A questão importante a reter é não se pensar apenas em tensões máximas, mas sim em termos de gama de tensões dos ciclos. Daí a tensão equivalente contemplar a tensão máxima do ciclo e o R, que no fundo é ter em conta também a tensão mínima do ciclo.

7.2 Situação atual da frota

Para se conseguir ditar a severidade atual da frota o que realmente é essencial é a % de Dano FAP/Fabricante, pois ela dita se se encontra acima ou abaixo da severidade do Fabricante. Como foi referido no início da presente dissertação, uma vez que apenas uma aeronave foi instrumentada, irá considerar-se que esta é representativa do esforço de cada aeronave na frota. Por aproximação, uma vez que estamos a considerar que as aeronaves são voadas de maneira semelhante, pode-se dizer que os resultados aqui obtidos traduzem de forma aproximada a severidade a frota.

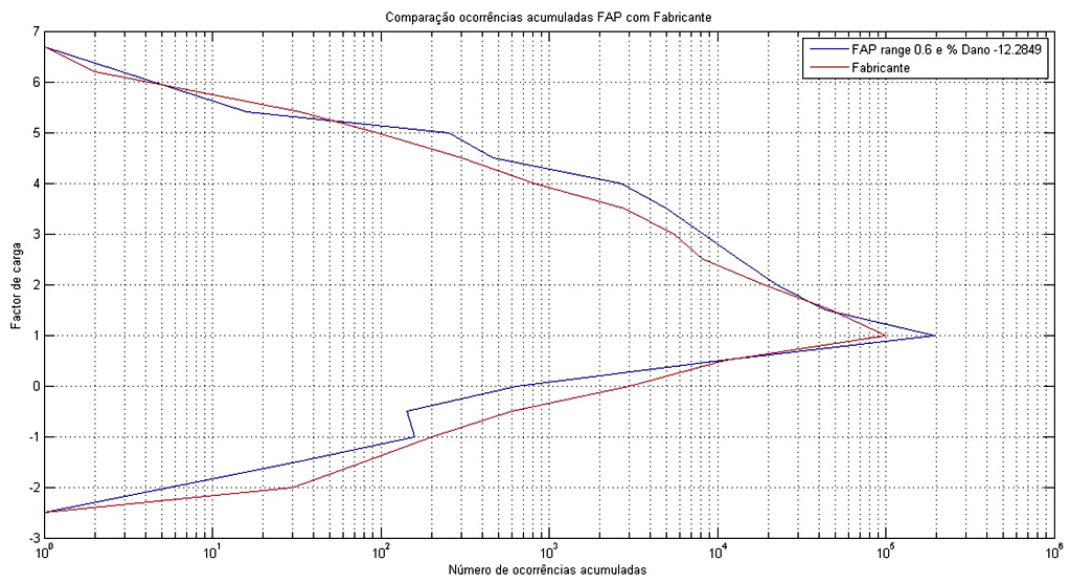


Figura 7.9 – Espectro de ocorrências acumuladas FAP versus Fabricante para o total dos voos

Pelo espectro acima já analisado, com uma % de Dano de -12.28%, é conclusivo que no total das missões, a FAP está ainda abaixo da severidade do Fabricante. No entanto, deve-se ter presente que para os voos de acrobacia da FAP são bastante mais severos que o Fabricante. Em navegação acontece o oposto. Pelo espectro acima, também é importante ter a noção de que apesar de se obter uma % de Dano negativa, a FAP possuiu mais ocorrências que o Fabricante para G 's positivos até um máximo de cerca de 5 G 's. Em G 's negativos, a FAP tem em todo o espectro menos ocorrências que o Fabricante.

Numa tentativa de aferir estes resultados e fazer uma previsão mais conservadora da atual situação da frota, pensou-se em recorrer a uma ponderação dos resultados obtidos para a situação Total FAP, em figura 7.9, com o número de horas voadas pela frota nos últimos 3 anos, por tipo de missão. Para tal recorreu-se a um documento denominado de *Mission Mix* da operação. Este foi elaborado com base na informação fornecida pela Esquadra 101 e nele contém todo o tipo de missões expectáveis bem como o número de horas que cada piloto, ou seja piloto instrutor e piloto aluno, deverá efetuar para a sua qualificação. Às missões presentes no *Mission Mix*, são ainda acrescentadas as missões do tipo Q (Q1, Q2, Q3 e Q4) que são missões de qualificação na aeronave. Existem ainda os voos TRM, que são voos de experiência e manutenção. A tabela 7.7 mostra as horas de voo efetuadas nos últimos 3 anos de operação da esquadra 101.

Tabela 7.7 – Horas de voo efetuadas pela esquadra nos últimos 3anos

ANO	2013	2014	2015
INSTRUÇÃO (alunos) [HV]	2555,33	2049,75	2872,92
INSTRUÇÃO (instrutores) [HV]	272,92	535,01	228,92
MANUTENÇÃO (voos de experiência) [HV]	81,75	38,50	68,42
TOTAL [HV]	2910,00	2623,26	3170,26

Como se pode rapidamente constatar pela tabela 7.8, a instrução de alunos é sem dúvida o grupo que mais horas de voo consome em termos de operação, cerca de 86% do total.

Tabela 7.8 – Média dos últimos 3 anos em %, das horas de voo por grupo de operação

Porcentagem [%]	2013	2014	2015	Média
INSTRUÇÃO (alunos)	0,8781	0,7814	0,9062	85,52%
INSTRUÇÃO (instrutores)	0,0938	0,2039	0,0722	12,33%
MANUTENÇÃO (voos de experiência)	0,0281	0,0147	0,0216	2,15%

As tabelas 7.9 e 7.10 representam o *Mission Mix* para pilotos alunos e instrutores. Os resultados evidenciados nestas tabelas, em termos de horas de voo totais, vem reforçar as percentagens de HV obtidas na tabela 7.8. Pode-se verificar que na formação de um piloto aluno são empregues um total de 136.25 HV, e na formação de um piloto instrutor apenas 57.5 HV.

Tabela 7.9 – Mission Mix para pilotos instrutores

ÁREA DE FORMAÇÃO PRÁTICA							
MODALIDADE DE VOO		MISSÕES			HORAS		
		DC	VS*	Total	DC	VS*	Total
PROF/INSTRUÇÃO DE CONTACTO (IB1)	AERONAVE	10	1	11	15:00	01:30	16:30
INSTRUÇÃO DE INSTRUMENTOS (IB2)		5	1	6	07:30	01:30	9:00
INSTRUÇÃO DE NAV IFR (IB3)		8	-	8	13:00	-	13:00
INSTRUÇÃO NAV VFR (IB4)		4	-	4	06:00	-	06:00
PROF./ INSTRUÇÃO DE FORMAÇÃO (IB5)		8	-	8	13:00	-	13:00
PARCIAL		35	2	37	54:30	03:00	57:30

Tabela 7.10 – Mission Mix para pilotos alunos

ÁREA DE FORMAÇÃO PRÁTICA							
MODALIDADE DE VOO		MISSÕES			HORAS		
		DC	VS	Total	DC	VS	Total
CONTACTO INICIAL (B1)	AERONAVE	24	2	26	30:55	01:50	32:45
CONTACTO BÁSICO (B2)*		9	6	15	12:00	08:00	20:00
INSTRUMENTOS (B3)		14	-	14	20:30	-	20:30
NAVEGAÇÃO IFR (B4)		13	-	13	19:30	-	19:30
NAVEGAÇÃO VFR (B5)		10	2	12	15:00	03:00	18:00
FORMAÇÃO (B6)*		15	2	17	22:30	03:00	25:30
PARCIAL		85	12	97	120:25	15:50	136:15

Da análise do *Mission Mix* para alunos e instrutores, decidiu-se construir a tabela 7.11 para se poder ter uma perceção em termos de percentagem, do quanto representa cada missão em termos de HV, dentro da formação de instrutores e da formação de alunos.

Tabela 7.11 – Percentagem de missões por pilotos alunos, pilotos instrutores e manutenção

Instrução de Pilotos (alunos)						Instrução de Pilotos (Instrutores)					Manutenção
85,5%						12,3%					2,1%
B1	B2	B3	B4	B5	B6	IB1	IB2	IB3	IB4	IB5	Man.
24,0 %	14,7 %	15,0 %	14,3 %	13,2 %	18,7 %	28,7 %	15,7 %	22,6 %	10,4 %	22,6 %	2,1%

Por similaridade dos tipos de missão em termos de severidade, foi construída a tabela 7.12 onde foram agrupadas todas as missões possíveis que a Esquadra pode realizar. Nessa tabela, as HV sugeridas pelo *Mission Mix* foram agrupadas por tipo de missão. No final foi feita uma ponderação com o número de horas de voo realizadas nos últimos 3 anos.

Tabela 7.12 – Previsão do esforço em termos de HV para cada tipo de missão

Instrução de pilotos (alunos e instrutores)			Man.
97,9%			2,1%
B1, B2, IB1 e Q1	B3, B4, B5, IB2, IB3, IB4, Q2 e Q3	B6, IB5 e Q4	TRM
35,7%	44,4%	19,9%	N/A
35,0%	43,5%	19,4%	2,1%

Dos resultados obtidos pode-se assim concluir que as missões do tipo B2 (acrobacia) representam 35% da operação, as missões B3 (navegação) cerca de 44% e as missões do tipo Q4 (qualificação) cerca de 19%. Tem-se ainda a parte da operação relativa a missões de TRM (experiência e manutenção) que representam uma minoria de apenas 2.1%. Neste momento, está-se em condições de fazer uma previsão mais correta da severidade da frota. Irá ser afetada a severidade obtida pelo cálculo do dano, para cada um dos 4 conjuntos da tabela 7.12, pela percentagem final anteriormente calculada. A imagem 7.10 mostra o resultado dessa ponderação.

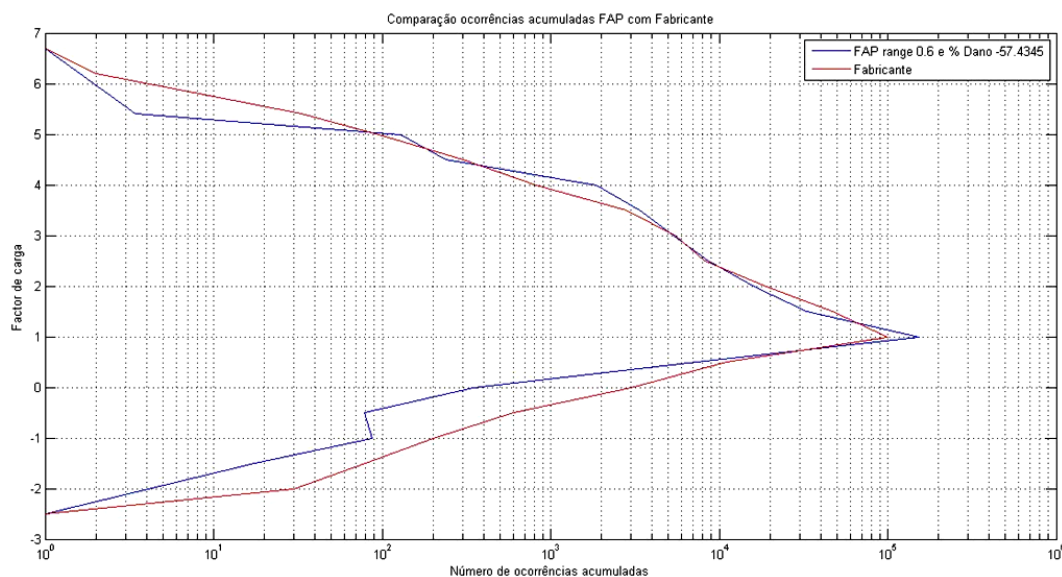


Figura 7.10 – Espectro de ocorrências acumuladas FAP versus Fabricante corrigido pelo *Mission Mix*

Como se pode comprovar, obteve-se uma curva muito semelhante em termos de forma, à curva da figura 7.9 para o total das missões como seria de esperar. Todavia, o valor obtido para a % de Dano desceu significativamente, de -12.3% para -57.4%. O valor a que se chegou parece demasiado baixo uma vez que deste modo se teria uma severidade FAP em cerca de metade abaixo da severidade do Fabricante. A explicação para o sucedido deve-se essencialmente ao facto de que as missões de navegação recolhidas (cerca de 24 % do total de missões recolhidas) são bastante menos severas que o Fabricante, como já se tinha concluído. É aqui acrescido o facto de que pela tabela 7.12, o grupo das missões do tipo navegação possuem a maior percentagem (43.5%). Desta forma, estará assim justificado o resultado obtido para a % de Dano ser tão baixa. Apesar de em termos de conceito teórico ser uma boa abordagem para fazer a previsão da severidade da FAP, os resultados obtidos revelaram que não se deve dar uma grande importância a este resultado. Certamente com o aumento do número de voos recolhidos, este valor tenda a ajustar-se, em resultado de mais voos, diferentes dos de navegação, serem contabilizados.

No que diz respeito ao TVF para a FAP, e de acordo com os resultados obtidos da figura 7.9 para todo os voos, calculou-se um tempo máximo de 101999 HV para a fratura do quadro C2, uma vez que se tinha obtido uma severidade um pouco mais baixa que a severidade do Fabricante. Este valor afetado de um coeficiente de segurança de 3 como recomenda o Fabricante, deu origem a um total de 33996 HV.

Capítulo 8

8 Conclusões e Recomendações

8.1 Conclusões

Posteriormente à abordagem considerada, com esta dissertação é essencial ficar com a noção de que se obteve uma severidade FAP para um total das missões, um pouco abaixo do previsto pelo Fabricante. Este valor foi cerca de -12.3 % do Dano FAP/Fabricante. Particularizando, conclui-se que os voos de acrobacia eram bastante mais severos que o previsto pelo Fabricante. Já os voos de navegação, menos severos que o Fabricante, com um máximo a chegar aos 2.5 G's.

É importante ter em consideração que para o mesmo tipo de missão poderá haver voos distintos em termos de severidade, pois cada piloto cumpre a missão que lhe foi incumbida de maneira diferente, tendo no entanto que respeitar sempre o número e os tempos de cada manobra.

Os resultados obtidos poderão não ser os mais fiáveis tanto quanto se pretendia, pois apenas foram recolhidos um total de aproximadamente 63 HV. Estas HV foram extrapoladas para 1000 HV para se conseguir fazer a comparação com o Fabricante, e isso certamente que implica um erro associado considerável. Com o aumento do número de horas de voo recolhidas, os resultados serão cada vez mais fiáveis e estarão mais próximos da realidade, até porque quanto maior for o período de recolha mais probabilidade haverá de contabilizar todo o tipo de missões que uma aeronave estará exposta. No período de recolha considerado, apenas houve a possibilidade de recolher missões do tipo B1, B2, B3, Q1, Q4 e TRM.

É também importante haver um esforço contínuo, tanto por parte da manutenção como por parte da Esquadra, de modo a que não exista a perda dos registos de voo, sob pena do estudo de fadiga não ser tão fidedigno quando se desejaria.

Com a presente dissertação, e na continuação do trabalho e pesquisa desenvolvida por Serrano [12], houve a possibilidade de evolução no que diz respeito ao estudo de fadiga. Fazer a monitorização das acelerações verticais em cada aeronave, recorrendo a sistemas de instrumentações atuais, constitui uma mais-valia para a FAP. Recuando ao passado, à data do estudo e instrumentação desenvolvidos pela NLR [68] para a FAP e no que diz respeito ao estudo de fadiga da frota Apha-Jet, rapidamente se entende que houve uma evolução desde então, pois nessa altura o estudo de fadiga baseava-se essencialmente na análise dos espectros de ocorrências acumuladas, fornecidas por contadores de G's por patamares.

Este considera-se um trabalho indispensável porque dará à Gestão de Frota uma visão mais concreta em relação à severidade da operação. Servirá também de suporte para o cumprimento de um dos grandes objetivos para a frota, que é passar o programa de inspeções das 1600 HV para as 2000 HV, perante aprovação do Fabricante.

8.2 Recomendações

Sempre que exista a perda de um voo, ou este se encontre incompleto (facilmente verificável pela variação de pressão estática), recomenda-se que seja introduzido no programa um voo substituto, com o mesmo tipo de missão. Este deve possuir uma severidade média daquela missão, em termos de fatores de carga e em termos de tempo de voo. Desta forma, o efeito que a perda de um voo possa representar, é atenuado ao ser introduzido um voo tipo.

De forma a evitar que o sistema de gravação seja ligado em voo ou simplesmente não seja ligado, com consequente perda de dados, recomenda-se que seja introduzida uma alteração à *checklist* da aeronave, por forma a existir um procedimento formal para ligar e desligar o *switch* de gravação. No âmbito de evitar a perda de informação, recomenda-se também que sejam cumpridas ao máximo as periodicidades de recolha de dados e de carregamento da bateria propostas em anexo.

Com a alguma experiência adquirida na recolha de dados, verificou-se que a saída do cabo USB, bem como o encaixe no próprio acelerómetro que permite a ligação ao computador, é bastante frágil. Com o constante uso, a probabilidade da ficha se danificar é elevada. Sabe-se, no entanto, que o fabricante do MSR criou recentemente um sistema mais robusto, em que a transferência dos dados é feita com recurso a 4 pinos instalados na parte superior do acelerómetro, conforme se pode ver na figura 2.20 c). Esta será certamente uma boa opção para instrumentações futuras.

Recomenda-se também que seja revista a função de transferência utilizada nesta instrumentação, uma vez que a sua validade é crucial para uma análise correta à severidade da frota. Como vimos a curva S-N utilizada na presente instrumentação também não estava totalmente de acordo com o tipo de material que constitui o quadro C2 da aeronave, pelo que será também um aspeto a melhorar.

Uma sugestão interessante seria elaborar um documento que acompanhasse o momento em que é feita a recolha dos dados e fosse anotado o número de voos recolhidos. Esse documento seria, então, comparado com o número de voos que constam na plataforma MENTOR, utilizada na Esquadra 101 para anotar, o tipo de missões, horas de voo, horas de saída e chegada das aeronaves, etc. No final, calculava-se a taxa de voos recolhidos, ou seja, se esse valor fosse diferente de 1, significaria que tinha havido perda de voos. Reunir-se-ia, posteriormente, a parte do pessoal responsável da manutenção e a parte do pessoal da Esquadra, e tentava-se perceber o que realmente tinha falhado. Isto seria uma mais-valia para que possíveis falhas humanas fossem eliminadas, e assim garantíamos que a perda de voos seria mínima ou nula.

8.3 Trabalhos Futuros

No futuro, deverá ser realizada uma nova instrumentação em algumas aeronaves com recurso a extensómetros, de forma a poder ser aferida a função de transferência proposta por Silva [30].

Propõe-se que seja instrumentada toda a frota com acelerómetros MSR 165 e sensores de pressão estática, para se perceber de forma mais rigorosa o tipo de operação da frota, e assim fazer um estudo de severidade mais fidedigno.

Será igualmente importante, com recurso a um parecer do Fabricante da aeronave, validar todo o método aqui desenvolvido, bem como testar o programa *MATLAB* em termos de robustez.

Estudar e analisar o programa de manutenção a partir dos resultados obtidos.

Elaborar testes em laboratório no âmbito da análise de fadiga, utilizando provetes representativos da estrutura da aeronave.

Referências Bibliográficas

- [1] www.digitallmachines.blogspot.pt, [Consultado a 19 Março 2016].
- [2] Taylor, M. I. e Fonseca, Jr. (2003). *Métodos de Previsão da Curva Deformação - Vida em Fadiga para as Ligas de Alumínio AA6261-T6 e AA6351-T6*. Tese de Mestrado da Universidade Estadual de Campinas.
- [3] Schutz, W. (1996). *A History of Fatigue*. Engineering Fracture Mechanics, 54 (2): 263-300.
- [4] Stephens, R. I., Fatemi, A., Stephens, R. R. e Fuchs, H. O. (2001). *Metal Fatigue in Engineering*. Wiley Inter-Science, Second Edition.
- [5] Fatemi, A., Yang, L. (1998). *Cumulative Fatigue Damage and Life Prediction Theories: A Survey of the State of the Art for Homogeneous Materials*. International Journal of Fatigue 20 (1): 9-34.
- [6] Suresh, S. (1998). *Fatigue of Materials*. Cambridge Solid State Science Series, Cambridge University Press, Second Edition.
- [7] Torres, M. P. C. (2004). *Uma Abordagem Computacional para Precisão de Fadiga de Metais Duros*. Universidade Federal do Paraná, Tese de Mestrado.
- [8] Fonte, M. e Freitas, M. (1999). *Stress Intensity Factors for Semi-elliptical Surface Cracks in Round Bars under Bending and Torsion*. International Journal of Fatigue 21: 457-463.
- [9] Smith, K. N., Watson, P. e Topper, T. H. (1970). *A Stress-Strain Function for the Fatigue of Metals*. Journal of Materials, JMLSA 5 (4): 767-778.
- [10] Reis, L. (2004). *Comportamento Mecânico de Aços em Fadiga Multiaxial a Amplitude de Carga Constante e Síncrona*. Universidade Técnica de Lisboa, Instituto Superior Técnico, Tese de Doutoramento.
- [11] Garud, Y. S. (1981). *Multiaxial Fatigue - a Survey of the State of the Art*. Journal of Testing and Evaluation 9 (3): 165-178.
- [12] Serrano, B. (2009). *Previsão do tempo de vida de fadiga da aeronave Epsilon TB-30 da FAP*. Tese de Mestrado.
- [13] Carlos A. G. de Moura Branco (1994). *Mecânica dos Materiais*. Fundação Calouste Gulbenkian, second edition.
- [14] Meyers, M. e Chwla, K. (2006). *Mechanical Behavior of Materials*. Cambridge Press, second edition.
- [15] Infante, V. – Aulas teóricas (2010). *Comportamento Mecânico dos Materiais*. Instituto Superior Técnico.
- [16] ASTM. Standard Terminology - *Relating to Fatigue and Fracture Testing*, ASTM E 1823 - 96 (Reapproved 2002), 2004.
- [17] Estado Maior da Força Aérea - www.emfa.pt, [Consultado a 19 Março 2016].
- [18] Totten, G. Fatigue Crack Propagation. Advanced Materials & Processes, May 2008. [Consultado a 22 Março 2016].
- [19] Richard, W. Hertzberg (1996). *Deformation and Fracture Mechanics of Engineering Materials*, 4th Edition, New York, JohnWiley & Sons: 521 - 578.
- [20] Taylor, M. I. Fonseca Jr. *Métodos de Previsão da Curva Deformação-Vida em Fadiga para as Ligas de Alumínio AA6261-T6 e AA6351-T6*, Tese de Mestrado da Universidade Estadual de Campinas, 2003.

- [21] *Failure Analysis of Heat Treated Steel Components*, Edited by L.C.F. Canale, R.A. Mesquita, and G.E. Totten, Advanced Materials & Processes /May 2008.
- [22] Willems, N., Easley, J. T., Rolfe, S. T. (1983), *Resistência dos Materiais*, São Paulo, McGraw-Hill do Brasil.
- [23] Paula, F., *Estudo Crítico do Método de Contagem de Ciclos de Wang & Brown para a estimativa de Vida à fadiga Multiaxial*, universidade de Brasília, Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas, Março de 2012.
- [24] Goksel, L. S., *Fatigue and Damage Tolerance Assessment of Aircraft Structure under uncertainty*, A Thesis Presented to The Academic Faculty, Georgia Institute of Technology, August 2013 .
- [25] ASTM. Standard Terminology - Standard Practices for Cycle Counting in Fatigue Analysis, ASTM E 1049 – 85 (Reapproved 1997).
- [26] Bannantine, J. A., Comer, J. J. e Handrock, J. L. (1990), *Fundamentals of Metal Fatigue Analysis*, Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey 07632.
- [27] J.B. de Jonge., *Counting Methods for the Analysis of Load Time Histories*, National Aerospace Laboratory (NLR).
- [28] Lee, Y., Pan, J., Hathaway, R. e Barkey, M. (2005), *Fatigue Testing and Analysis: Theory and Practice*, Elsevier Butterworth, Heinemann.
- [29] *Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS)*, National Technical Information, Springfield (NTIS), Virginia 22161, Federal Aviation Administration, January 2003.
- [30] Capitão EngAer João Pedro Silva, *Relatório do Tirocínio EngAer 2002/3*, Abril 2003.
- [31] Direction Des Constructions Aeronautiques, Alpha-Jet – Suivi des charges en service et essai de fatigue d'ensemble, Ministère de la Défense, Janeiro 1996.
- [32] Pineau, A., Bathias, C., *Fatigue of Materials and Structure*, published in Great Britain and the United States by ISTE Ltd and John Wiley & Sons, Inc.(2010).
- [33] Varpasuo, P., *Generation of design ground motion time histories for the Lianyungang Nuclear Power Plant*, Delft University of Technology, Fortum Engineering, 00048 Fortum, Finland.
- [34] www.fenix.tecnico.ulisboa.pt, [Consultado a 01 Maio 2016].
- [35] Campos, S., *Fundamentos de Instrumentação*, Sistema FIESP.
- [36] Habibi, S., *Evolution of MEMS motion sensors and future trends*, Colibris - Business Development Manager.
- [37] Singh, P., *MEMS Capacitive Accelerometer* (Design and Fabrication).
- [38] McLaren, I., Mace, W.D. and Pool, A., (April 1976), *Open and closed loop accelerometers*, In AGARD Flight Test Instrumentation Series, volume 6 of AGARDograph N° 160. Advisory Group for Aerospace Research and Development.
- [39] Areny, P. and Webster, J., (2001), *Sensors and Signal Conditioning*, John Wiley Sons, INC., second edition.

- [40] Magalhães, D., *Extensometria e Sensores de Aceleração*, SEM0539, Instrumentação e Sistemas de Medidas, Engenharia Mecânica.
- [41] www.insights.globalspec.com, [Consultado a 2 Maio 2016].
- [42] www.directindustry.com, [Consultado a 2 Maio 2016].
- [43] www.dytran.com, [Consultado a 2 Maio 2016].
- [44] www.directindustry.com, [Consultado a 2 Maio 2016].
- [45] Guo1, J., Penmetsa, R. and Smarslok, B., Tuegel, E., *Determining Most Likely Flight Profiles from Aircraft Usage Data for Damage Prognosis*, AIAA 2011-1839, 4 - 7 April 2011, Denver, Colorado.
- [46] Reed, S., *Structural Integrity usage monitoring capability development*, DSTL/CR53447 V1, 4 March 2011.
- [47] Agard conference proceedings 506, *Fatigue Management (La gestion de la Fatigue)*, AGARD-CP-506, Advisory Group for Aerospace Research and Development, May 1991.
- [48] www.pt.wikipedia.org/wiki/Teorema_de_Nyquist, [Consultado a 2 Maio 2016].
- [49] Sturgeon, R. and Mitchell, C. G. B., R.A.E., *Fatigue Meters and Counting Accelerometers*, Royal Aircraft Establishment Technical Memorandum Structures 718, March 1968.
- [50] Sturgeon, R., *Operational Flight Load Measurement using R.A.E. fatigue load meters*, Royal Aircraft Establishment Internal Memorandum Number Structures 543, July 1962.
- [51] Fonseca, A., *Introdução e Planeamento de Ensaaios em Voo*, RTO/AGARD AG300 - v14 - 2 - cap. 1-10, Mestrado Integrado em Engenharia Aeroespacial.
- [52] Shock 101-50, *Tri-Axial Shock Data Logger*, Omni Instruments, Datasheet.
- [54] G-Link LXRS, *Wireless Accelerometer Node*, LORD Sensing MicroStrain, Datasheet.
- [55] MSR 165, *Data Logger for shock and vibration*, MSR Universal Data Loggers, Datasheet.
- [56] www.scielo.br, [Consultado a 3 Maio 2016].
- [57] Brown, R., Hwang, P., *Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering*, third edition.
- [58] www.pt.wikipedia.org/wiki/Filtro_de_Kalman, [Consultado a 3 Maio 2016].
- [59] Couto, M., *Localização e Navegação entre Robôs Móveis*, Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em Engenharia Mecânica, Maio 2010.
- [60] www.pt.wikipedia.org/wiki/Filtro_Butterworth, [Consultado a 3 Maio 2016].
- [61] Corke, T. (2003), *Design of Aircraft*, Prentice Hall New Jersey 07458, 367 págs .
- [62] Perking, C., (1959), *Flight Test Manual*, Pergamon Press, In AGARD, Advisory Group for Aerospace Research and Development.
- [63] Capitão EngAer João Costa, *Apresentação Frota Epsilon TB 30*, Direção de Manutenção do Sistema de Armas.
- [64] CEAT, *Epsilon - Documents de Synthese Suite a la Campagne d'Essai de Fatigue*, Socata, Dezembro 1995.
- [65] *Guide d'instruction* (1985 -1988) – Cours – Pilotes - Epsilon Aerospatiale, 92 págs.

- [66] *Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe, Volume 1*, Federal Aviation Administration, FAA-H-8083-31.
- [67] *Rivet, Solid, Countersunk 100°, Precision Head, Aluminum and Titanium Columbium Alloy*, National Aerospace Standards, Arlington, VA 22209, Class 5320.
- [68] *Generation of Stress Sequences to be used in Fatigue Analyses/Tests for the Alpha-Jet Aircraft*, NLR CR 97253 L, National Aerospace Laboratory.
- [69] Simpson, D. L., Zavitz, D., and Histcocks, J. (1991), *A Parametric Approach to Spectrum Development*, AGARD Specialists' Meeting on Fatigue Management, Bath, England.
- [70] *An Assessment of Fatigue Damage and Crack Growth Prediction Techniques*, L'Evaluation de l'Endommagement en Fatigue et les Techniques de Prediction de la Propagation des Fissures, AGARD-R-797, March 1994.

Apêndice A

Instrução Técnica



MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA
SISTEMA DE GESTÃO DA QUALIDADE E
AERONAVEGABILIDADE

INSTRUÇÃO TÉCNICA

/TECHNICAL INSTRUCTION

Referência do Documento

/Document Reference

IT FA A18.12000.002

Outra Referência/Other Reference

N/A

Revisão: 1

Pag: 1 de 42

FORÇA AÉREA PORTUGUESA

PORTUGUESE AIR FORCE

INSTRUÇÃO TÉCNICA

TECHNICAL INSTRUCTION

MODULAR SIGNAL RECORDER (MSR) INSTALLATION

EPSILON TB 30

Preparado por: Cap/122278-J/Bruno Serrano <i>Bruno Serrano</i> CAP ENGAER Data: 15 JAN 2016	Verificado por DEP/DQAA: TCor/105076-B/Madruga Matos <i>Isabel Machado</i> ISABEL MACHADO MAJ ENGAER Data: 15 JAN 2016	
Proposto por: TCor/100874-K Ana Baltazar <i>Ana Baltazar</i> Data: 15 JAN 2016	Verificado por DEP/DE: COR/119920-L/João Rocha <i>João Rocha</i> Data: 15-01-2016	Aprovado por dDEP: BGEN/076441-J/Paulo Guerra <i>Paulo Guerra</i> 15-01-2016 Data:



MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA
SISTEMA DE GESTÃO DA QUALIDADE E
AERONAVEGABILIDADE

INSTRUÇÃO TÉCNICA

/TECHNICAL INSTRUCTION

Referência do Documento

/Document Reference

IT FA A18.12000.002

Outra Referência/Other Reference
N/A

Revisão: 1

Pag: 1 de 42

FORÇA AÉREA PORTUGUESA

PORTUGUESE AIR FORCE

INSTRUÇÃO TÉCNICA

TECHNICAL INSTRUCTION

MODULAR SIGNAL RECORDER (MSR) INSTALLATION

EPSILON TB 30

Preparado por: Cap/132278-J/Bruno Serrano

Data:

Verificado por DEP/DQAA: TCor/105076-B/Madruga
Matos

Data:

Proposto por: TCor/100874-K Ana Baltazar

Data:

Verificado por DEP/DE: COR/119920-L/João Rocha

Data:

Aprovado por dDEP:
BGEN/076441-J/Paulo Guerra

Data:

FORÇA AÉREA PORTUGUESA

PORTUGUESE AIR FORCE

INSTRUÇÃO TÉCNICA

TECHNICAL INSTRUCTION

MODULAR SIGNAL RECORDER (MSR) INSTALLATION

EPSILON TB 30

NOTA/NOTE

This Technical Instruction is incomplete without Annexes I and II.

1. REFERÊNCIAS/REFERENCES.

[1] *Manuel de Maintenance – Cablage (Manuel 03).*

[2] *Manuel de Maintenance – Reparations Structurales (Manuel 04).*

2. APLICAÇÃO/APPLICATION.

2.1. Aeronaves Afetadas/Affected Aircraft. Portuguese Air Force (PRTAF) Epsilon TB-30 Tail number 11407.

2.2. Componentes Afetados/Affected components. P/N TB302113100160 NOM, support palonnier poste av instl ap mods 173, see Figure 1.



Figure 1 – P/N TB302113100160.

3. PROPÓSITO/PURPOSE. The purpose of this IT is to install a Modular Signal Recorder (MSR) to measure the flight loads for fatigue assessment of the aircraft operation, in order to send the data do the manufacturer. This revision 1 includes the results of the PTI EPSILON_A18.12000.002.0.1, that lead to a change in the pressure sensor location and in the labels location.

4. IMPLEMENTAÇÃO/IMPLEMENTATION.

4.1. Periodicidade/Periodicity. This IT is to be implemented one time as a prototype.

4.2. Quando cumpre/When to accomplish. N/A.

4.3. Rescisão/Rescision. N/A.

5. QUEM IMPLEMENTA/ BY WHOM TO BE IMPLEMENTED.

This IT should be implemented by the Maintenance of the 101 Squadron.

The MSR enclosure (assembly) P/N DEP1G-A18MSR-611B should be assembled and produced by the Structural Repair Section. The MSR-165 system is installed in the MSR enclosure (P/N DEP1G-A18MSR-611B) and after that the assembly is installed in the aircraft.

6. MÃO DE OBRA/ PERSONNEL INFORMATION AND REQUIREMENTS.

WORK PHASE	SPECIALTY	MINIMUM QUALIFICATION REQUIREMENTS	MAN/HOUR REQUIRED
Production of enclosure	MMA	Structural repair technicians	2/ 5:00
Electrical integration	MELECA/MELIAV	Aircraft qualified technician	2/ 4:00
		Aircraft production inspector	1/ 0:15
Installation in the aircraft	MMA/MELECA	Structural repair technicians	2/ 2:00
		Aircraft production inspector	1/ 2:00
Final Inspection	MMA/MELECA	Aircraft certification inspector	1/ 00:30
		TOTAL MAN/HOUR	24:45

7. INFLUÊNCIA NO DESEMPENHO DA AERONAVE/INFLUENCE ON AIRCRAFT PERFORMANCE.7.1. Caraterísticas aerodinâmicas/Aerodynamic Characteristics. N/A.7.2. Peso e centragem/Mass and Balance. Not affected.7.3. Outras alterações no desempenho/Other changes in performance. N/A.**8. ELETRICIDADE E ELETRÔNICA/ELECTRICITY AND ELECTRONICS.**8.1. Energia elétrica/Electric power. Not affected8.2. Compatibilidade e interferência eletromagnética/Electromagnetic compatibility and interference. Not affected.8.3. Software/Software. N/A.**9. O QUE É REQUERIDO/WHAT IS REQUIRED.**9.1. Necessidades e requisitos/Needs and Requirements.

9.1.1. Kits/Componentes/Material necessário/Necessary Kits/Components/Materials. To implement this Technical Instruction it is required the kits, components and material identified in table 1 and table 2. For more details see built of materials of DRW DEP1G-A18MSR-611B and DRW DEP1G-A18MSR-611B2.

Table 1 - Required materials/components to manufacture the MSR enclosure P/N DEP1G-A18MSR-611B.

P/N	NSN	Description	Quant.	Obs.
DEP1E-A18MSR-612A	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
DEP1E-A18MSR-613A	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
DEP1E-A18MSR-614B	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
DEP1E-A18MSR-615A	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
DEP1E-A18MSR-616B	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
DEP1E-A18MSR-617A	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
DEP1E-A18MSR-618A	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
DEP1E-A18MSR-619A	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
DEP1E-A18MSR-620A	N/A	Sheet metal part	1	Alloy 2024-T4 0.040 inch
MS20426AD4-X*	N/A	Rivet	21	Fasteners
MS20426AD3-X*	N/A	Rivet	18	Fasterers
TB302113100160	N/A	Support Palonnier Poste AV	1	Panel to be modified
FTH-13R-01	N/A	Cable Tie Holder	2	Manufacturer RICHCO
22551L040	5310142220067	Screw	6	N/A
E27128-40Q10CCU	5305144002191	Vis	6	N/A
22552L030	5310142220084	Ecrou	6	N/A
M3X15	N/A	Screw	3	N/A
22551L050	5310142220068	Ecrou	3	N/A
ALODINE 1200S	N/A	Surface treatment	$\frac{1}{4}$ litre	N/A
*Grip to be defined by the sheet metal technician.				

Table 2 - Required kits/materials/components to install MSR enclosure P/N DEP1G-A18MSR-611B in the aircraft.

P/N	NSN	Description	Quant.	Obs
-----	-----	-------------	--------	-----

MSR 165	6625310140655	Recorder	1	Zeben manufacturer
DEP1G-A18MSR-611B	N/A	MSR enclosure	1	as described in table 1
10-641N2GK0-38	N/A	Switch	1	N/A
FTH-13R-01	N/A	Cable tie holder	2	Manufacturer RICHCO
E27128-50Q10CCU	5305143987680	Short bolt	4	N/A
E27128-50Q16CCU	5305144002195	Long bolt	2	N/A

9.1.2. Ações necessárias a itens em stock/Action required on items in stock. N/A.

9.1.3. Kits/Componentes/Material necessário a alterar material em stock/Kits/Parts/Materials required to modify items in stock. N/A.

9.1.4. Peças substituídas/Disposition of removed and replaced Parts/Materials. N/A.

9.1.5. Desenhos e instruções necessários/Drawings and instructions required.

(1) The following drawings should be used in conjunction with the materials/components of Table 1 to manufacture the MSR enclosure P/N DEP1G-A18MSR-611B:

(a) For the MSR main assembly P/N DEP1G-A18MSR-611B see DRW DEP1G-A18MSR-611B and DRW DEP1G-A18MSR-611B2.

(b) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-612A see DRW DEP1E-A18MSR-612A.

(c) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-613A see DRW DEP1E-A18MSR-613A.

(d) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-614B see DRW DEP1E-A18MSR-614B.

(e) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-615A see DRW DEP1E-A18MSR-615A.

(f) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-616B see DRW DEP1E-A18MSR-616B.

(g) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-617A see DRW DEP1E-A18MSR-617A.

(h) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-618A see DRW DEP1E-A18MSR-618A.

(i) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-619A see DRW DEP1E-A18MSR-619A.

(j) For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-620A see DRW DEP1E-A18MSR-620A.

(2) Annex I – ELECTRICAL INSTALLATION DRW N° MSR 165 • ANALOG - INPUT (SCHEME REC START/STOP) AND SCHEMATIC INSTALLATION PHOTOS.

9.1.6. Tamanho, peso e custo dos kits/Componentes/Material/Size, weight and cost of kits/Parts/Materials. N/A.

9.1.7. Destino de kits/Componentes/Material/Disposition of kits/Parts/Materials. N/A.

9.2. Equipamentos de apoio e ferramentas especiais/Special tools, fixtures, test equipment and software required. N/A.

10. INSTRUÇÕES PARA EXECUÇÃO/HOW WORK IS ACCOMPLISHED.

10.1. Avisos/Precauções/Notas/Warnings/Cautions/Notes.

WARNING: OBSERVE ALL APPLICABLE SAFETY PRECAUTIONS WHILE ACCOMPLISHING THIS MODIFICATION. ENSURE THAT ALL ELECTRICAL AND HYDRAULIC POWER SOURCES ARE OFF, THE BATTERY AND EXTERNAL ELECTRICAL POWER DISCONNECTED, AND HYDRAULIC SYSTEMS DEPRESSURIZED BEFORE STARTING THE WORK. FAILURE TO COMPLY MAY RESULT IN SERIOUS INJURY OR DEATH.

ENSURE THAT ALL APPLICABLE SAFETY PRECAUTIONS ARE OBSERVED WHILE ACCOMPLISHING THE WORK PRESCRIBED IN THIS PUBLICATION.

CAUTION: MAINTENANCE AND INSTALLATION PERSONNEL MUST EXERCISE CAUTION WHILE INCORPORATING THIS TECHNICAL INSTRUCTION TO ENSURE THAT WIRING SYSTEMS ARE PROTECTED AND KEPT CLEAN AT ALL TIMES. NOTE THAT METAL SHAVINGS CAUSED BY DRILLING AND OTHER FORMS OF DEBRIS THAT CONTACT WIRE BUNDLES MIGHT IMPAIR WIRE SYSTEM INTEGRITY AND SHORTEN SYSTEM AND COMPONENT SERVICE LIFE.

NOTE: TREAT ALL ALUMINUM PARTS BEFORE ASSEMBLE WITH ALODINE 1200S AND AFTER INSTALLATION, APPLY A FINAL COAT OF PAINT SIMILAR TO THE ONE USED INSIDE THE AIRCRAFT:

NOTE: TO ALLOW ELECTRICAL BONDING BETWEEN MSR ENCLOSURE P/N DEP1G-A18MSR-611B AND P/N TB302113100160 REMOVE THE PAINT ON THE LOWER HOLES (AREA WITH 7 MM OF DIAMETER) OF THE PANEL P/N DEP1E-A18MSR-612A, SEE FIGURE 1. TREAT ALUMINUM WITH ALDINE 1200S AND APPLY A CORROSION INHIBITOR ON THE AREA WHERE THE PAINT WAS REMOVED.

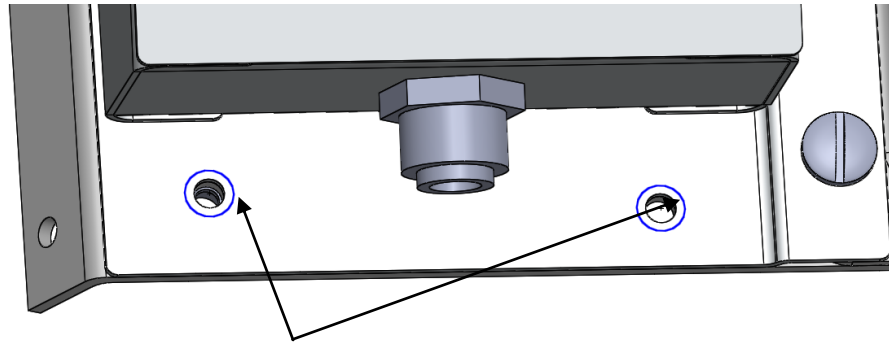


Figure 2 - Area to remove the paint with 7 mm of diameter.

10.2. Execução/Implementation.

10.2.1. Fabrication of MSR enclosure P/N DEP1G-A18MSR-611B.

10.2.1.1. Fabricate the following components using the respective drawing presented in Annex II:

10.2.1.1.1. The sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-612A in accordance with DRW DEP1E-A18MSR-612A.

10.2.1.1.2. The sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-613A in accordance with DRW DEP1E-A18MSR-613A.

10.2.1.1.3. The sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-614B in accordance with DRW DEP1E-A18MSR-614B.

10.2.1.1.4. The sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-615A in accordance with DRW DEP1E-A18MSR-615A.

10.2.1.1.5. The sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-616B in accordance with DRW DEP1E-A18MSR-616B.

10.2.1.1.6. The sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-617A in accordance with DRW DEP1E-A18MSR-617A.

10.2.1.1.7. The sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-618A in accordance with DRW DEP1E-A18MSR-618A.

10.2.1.1.8. The sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-619A in accordance with DRW DEP1E-A18MSR-619A.

10.2.1.1.9. For sheet metal part P/N DEP1E-A18MSR-620A see DRW DEP1E-A18MSR-620A.

10.2.1.2. Assemble the main MSR enclosure P/N DEP1G-A18MSR-611B, with rivet MS20426AD3-X and MS20426AD4-X as applicable according to DRW DEP1G-A18MSR-611B and DRW DEP1G-A18MSR-611B2 in Annex II, see also figure 3.

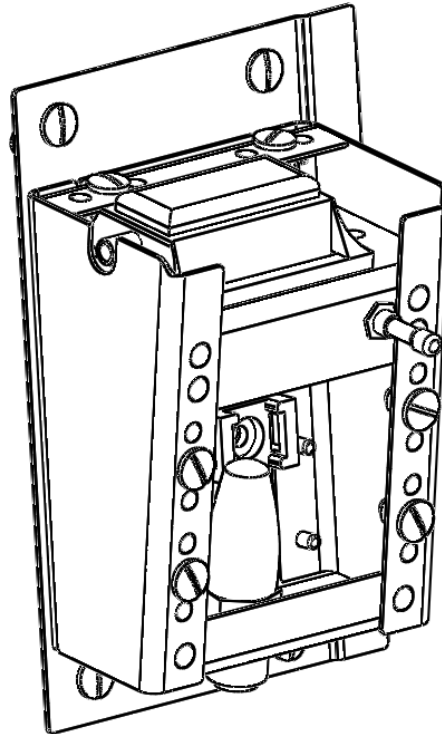


Figure 3 – Main MSR enclosure overview.

10.2.2. Installation of the MSR 165 recorder in the P/N DEP1G-A18MSR-611B.

10.2.2.1. Install the MSR 165 recorder in the enclosure with the screw P/N M3X15, in accordance with DWG DEP1G-A18MSR-611B.

10.2.2.2. Install the pressure sensor in the side wall of the P/N DEP1G-A18MSR-612A, in accordance with DWG DEP1G-A18MSR-611B. Use Loctite 243 or similar locking glue to fix the sensor pressure nut.

10.2.2.3. Dispose the electrical wires according to Annex I with a Cable Tie Holder, P/N FTH-13R-01.

NOTE: CARE MUST BE TAKEN WHEN INSTALLING THE MSR IN THE ENCLOSURE BOX. THE ELECTRIC WIRE FROM THE SENSOR OR ANALOG PORT MUST NOT TOUCH THE PANEL TO PREVENT INTERNAL CHAFFING, FOR MORE DETAIL SEE POAF T.O. MSR-165 EPSILON AND ANNEX I.

10.2.2.4. Integrate the switch P/N 10-641N2GK0-38 in the electrical system according to Annex II.

10.2.2.5. Put a sign to identify the “ON/OFF” positions and mark the MSR system with a identification label “MSR S/N XX”, according to figure 4, where XX is the sequential number of the enclosures that were produced.

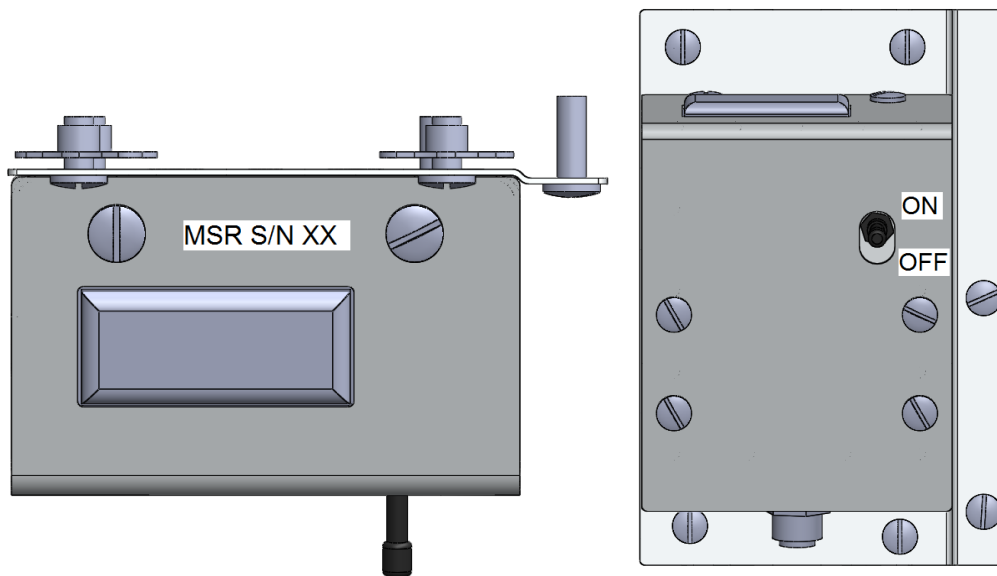


Figure 4 - Labels locations

10.2.3. Remove the fasteners that fix the panel P/N TB302113100160 and remove the panel.

10.2.4. Install the MSR enclosure P/N DEP1G-A18MSR-611B in the aircraft panel P/N TB302113100160.

10.2.4.1. Drill new holes on the aircraft support palonnier poste av P/N TB302113100160 according to DRW DEP1G-A18MSR-611B and DRW DEP1G-A18MSR-611B2.

10.2.4.2. Install rivet nuts self locking 22551L050, in panel P/N TB302113100160.

10.2.4.3. Install the panel P/N TB302113100160 in the aircraft with the same fasteners that were removed in paragraph 10.2.3.

- 10.2.4.4. Install the MSR enclosure P/N DEP1G-A18MSR-611B in the aircraft panel P/N TB302113100160 with two long bolts P/N E27128-50Q16CCU and four short bolts P/N E27128-50Q10CCU, see figure 5.

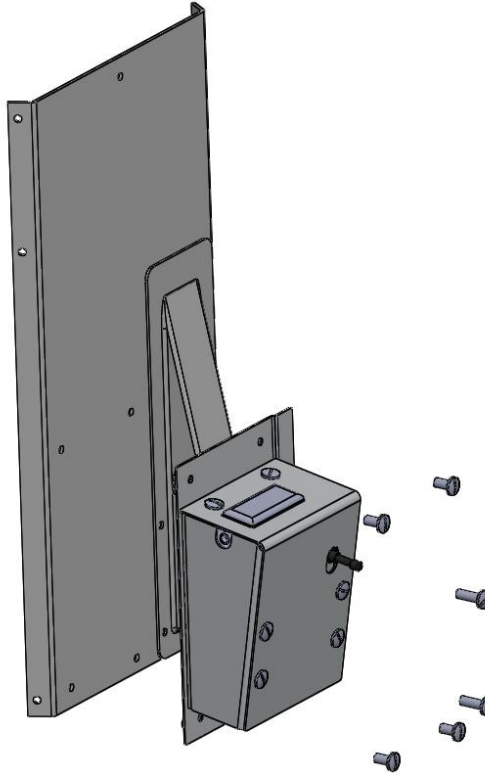


Figure 5 – Installation of the MSR System P/N DEP1G-A18MSR-611B in the aircraft.

- 10.2.5. Install the aircraft panel P/N TB302113100160, after modification, in the aircraft, in accordance with the aircraft maintenance manual.

10.3. Alterações de identificação, manutenção e funcionamento/Changes in identification, maintenance and operation.

Any issues related with technical support for this equipment and modification, please contact CLAFA/DEP.

11. INFORMAÇÃO SUPLEMENTAR/SUPPLEMENTAL INFORMATION.

11.1. Combustível/Fuel. N/A.

11.2. Testes/Testing. After installation and before any flight, perform the test procedure PTI EPSILON_A18.12000.002.0.2 followed by a compass swing, if system accepted after these PTI.

11.3. Informação relativa a peso e centragem/Weight and balance information. N/A.

12. REGISTO/RECORDS

12.1. Registo Histórico/Actions required on maintenance records. Record the implementation of this IT on the aircraft historical record (RH-A), using the Plus Systems.

12.2. Ações necessárias nos registos e abastecimento/Actions required on supply records. N/A.

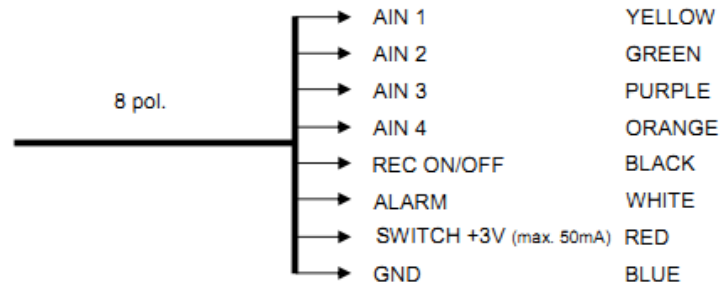
13. INDICE DE ANEXOS/ANNEX INDEX

ANEXO/ANNEX	TÍTULO/TITLE
I	ELECTRICAL INSTALLATION DRW N° MSR 165 • ANALOG - INPUT (SCHEME REC START/STOP) AND SCHEMATIC INSTALLATION PHOTOS.
II	DRAWINGS

ANEXO I/Annex I

**ELECTRICAL INSTALLATION DRW N° MSR 165 • ANALOG -
INPUT (SCHEME REC START/STOP) AND SCHEMATIC
INSTALLATION PHOTOS**

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

MSR 165 ANALOG 4

Alarm:

• Alarm Output

NOT IN USE

Alarm Output

V_{CEO} = 50 V
I_{CMAX} = 100 mA

GND

GND

AIN1 ... AIN4:

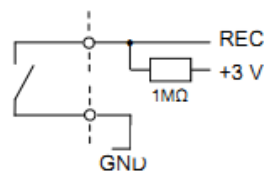
• Analog - Input 0...3V

NOT IN USEI_{MAX} = 40 mA

GND

REC Start/Stop: • Record Start/Stop

1. Install switch P/N
10-641N2GK0-38



GND:

• Ground

MSR 165 • Analog- Input

GEZ: JA

DATUM: 03.11.2009

GEPR: WE

DATUM: 03.11.2009



B2XXX4

1.1

1 / 1

ART. NR.

REV:

SEITE:

MSR Electronics GmbH

Oberwilerstrasse 16 • CH- 8444 Henggart • www.msr.ch

PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK

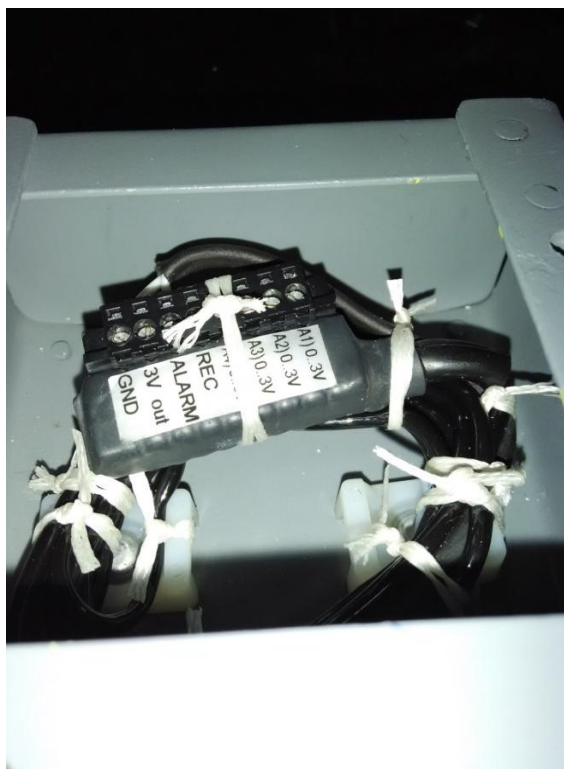


Figure 6 – Schematic of the electrical connector and pressure switch.



Figure 7 – Detail of the switch installation and the cover used to protect the cables from chafing.

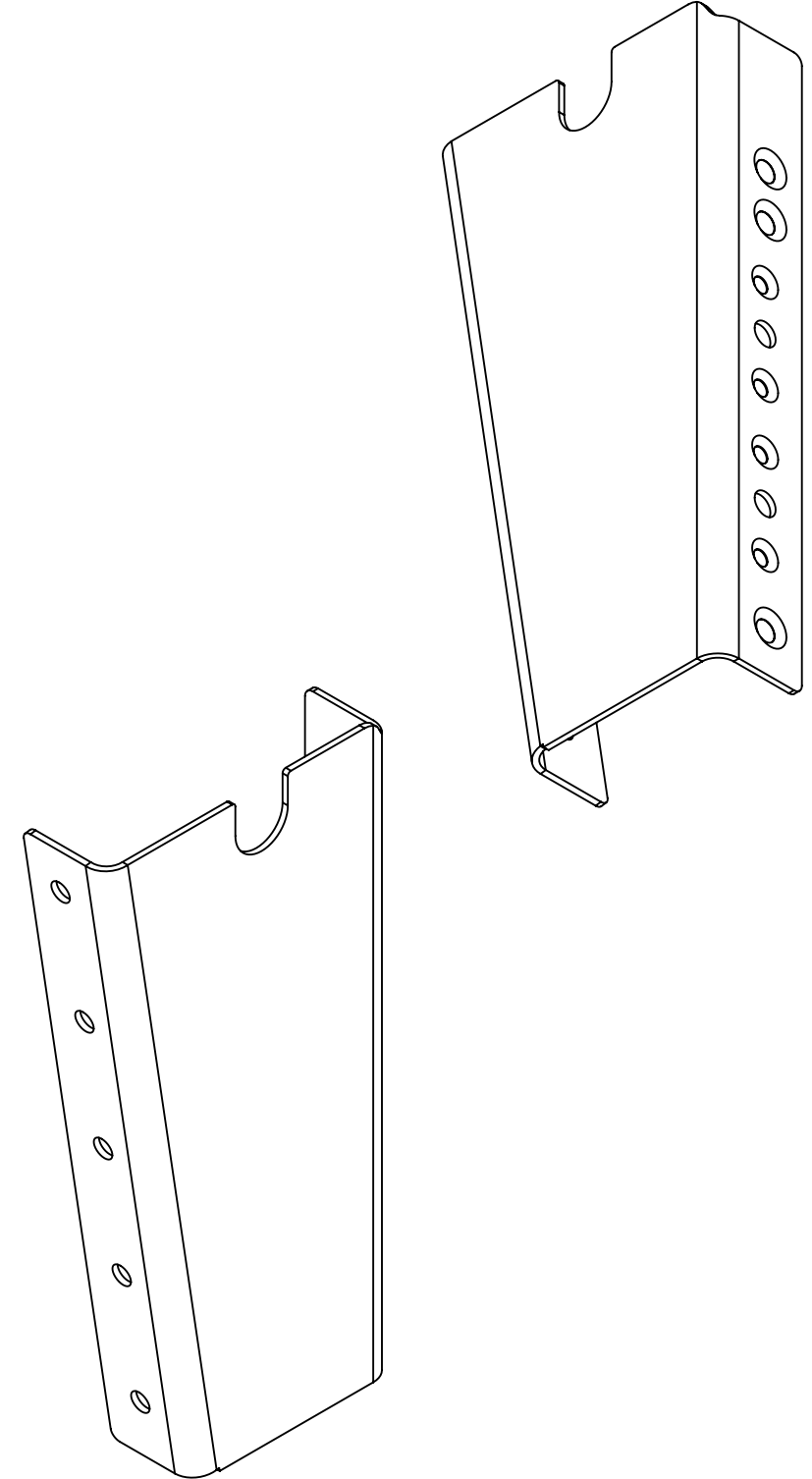


Figure 8 – MSR 165 and cables installation.

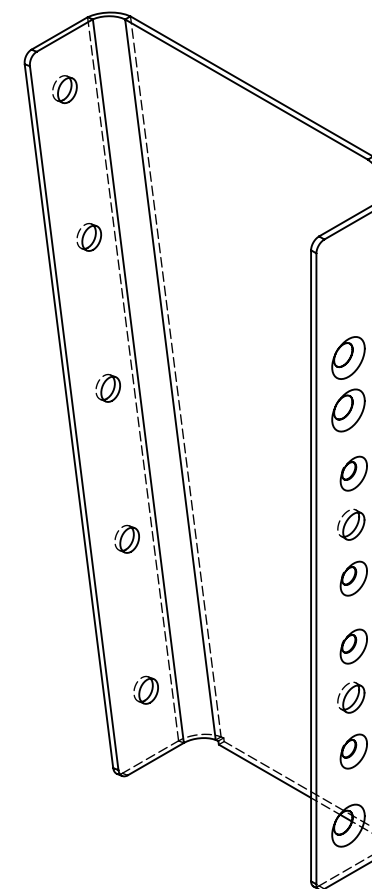
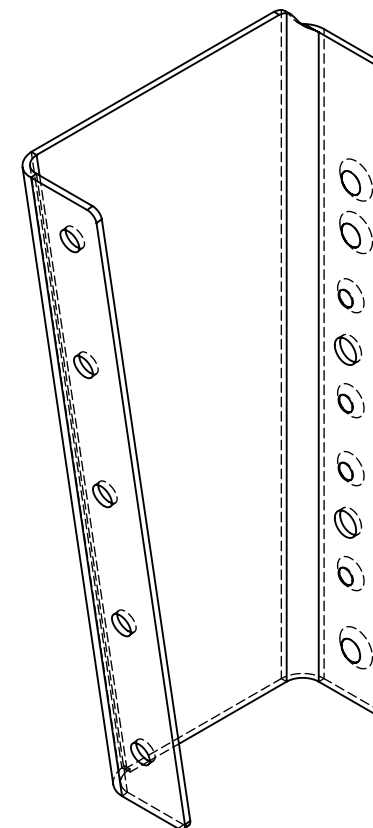
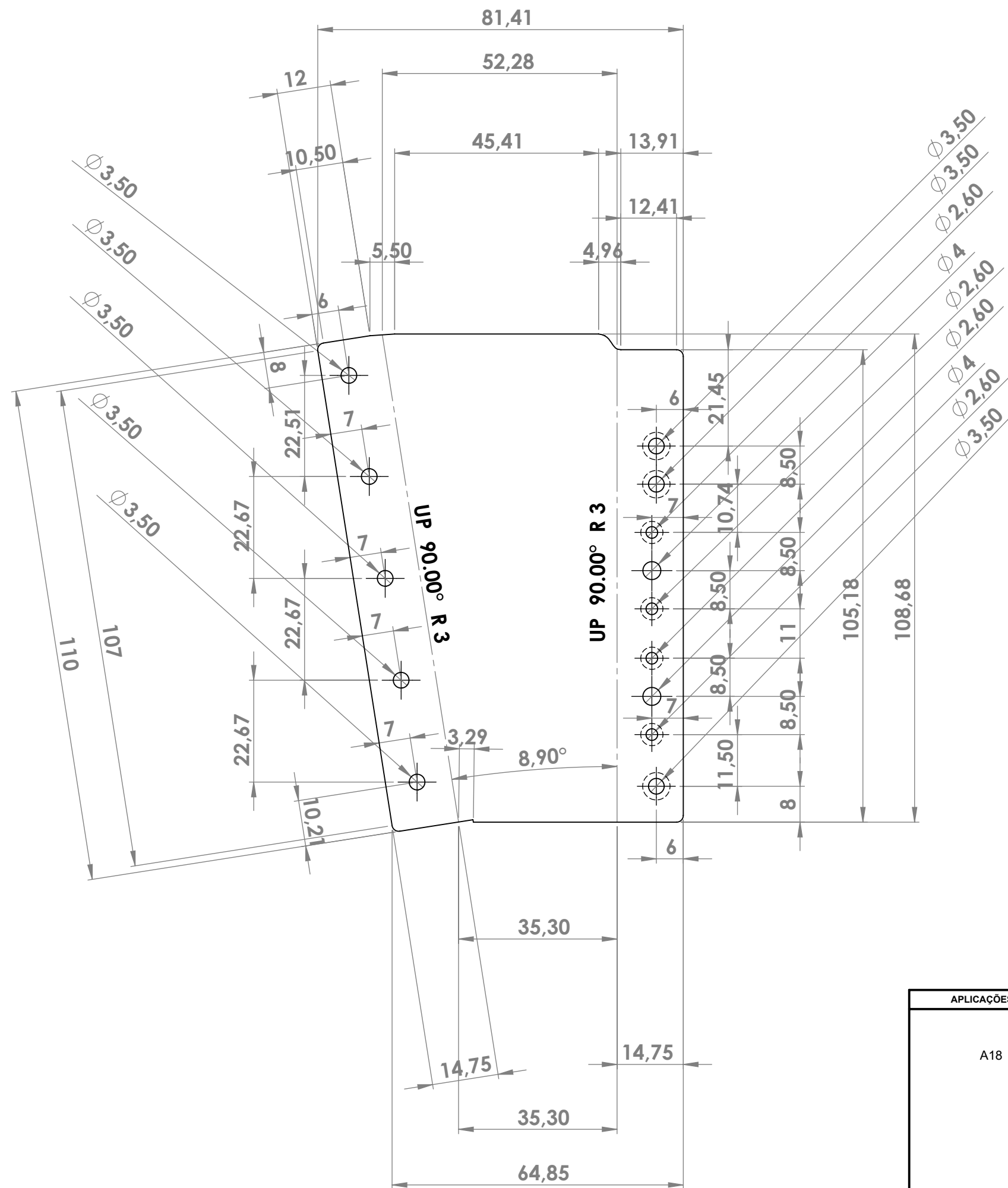
ANEXO II/Annex II

DRAWINGS

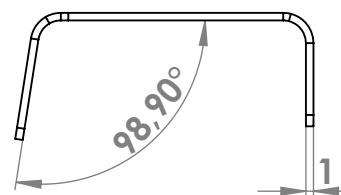
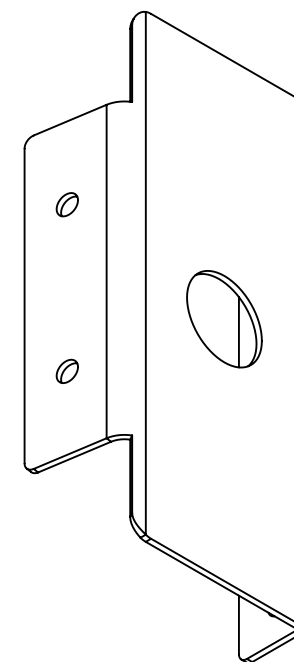
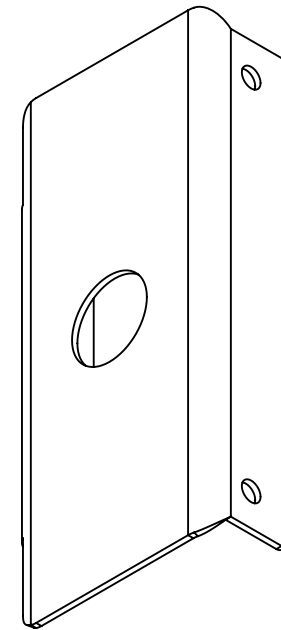
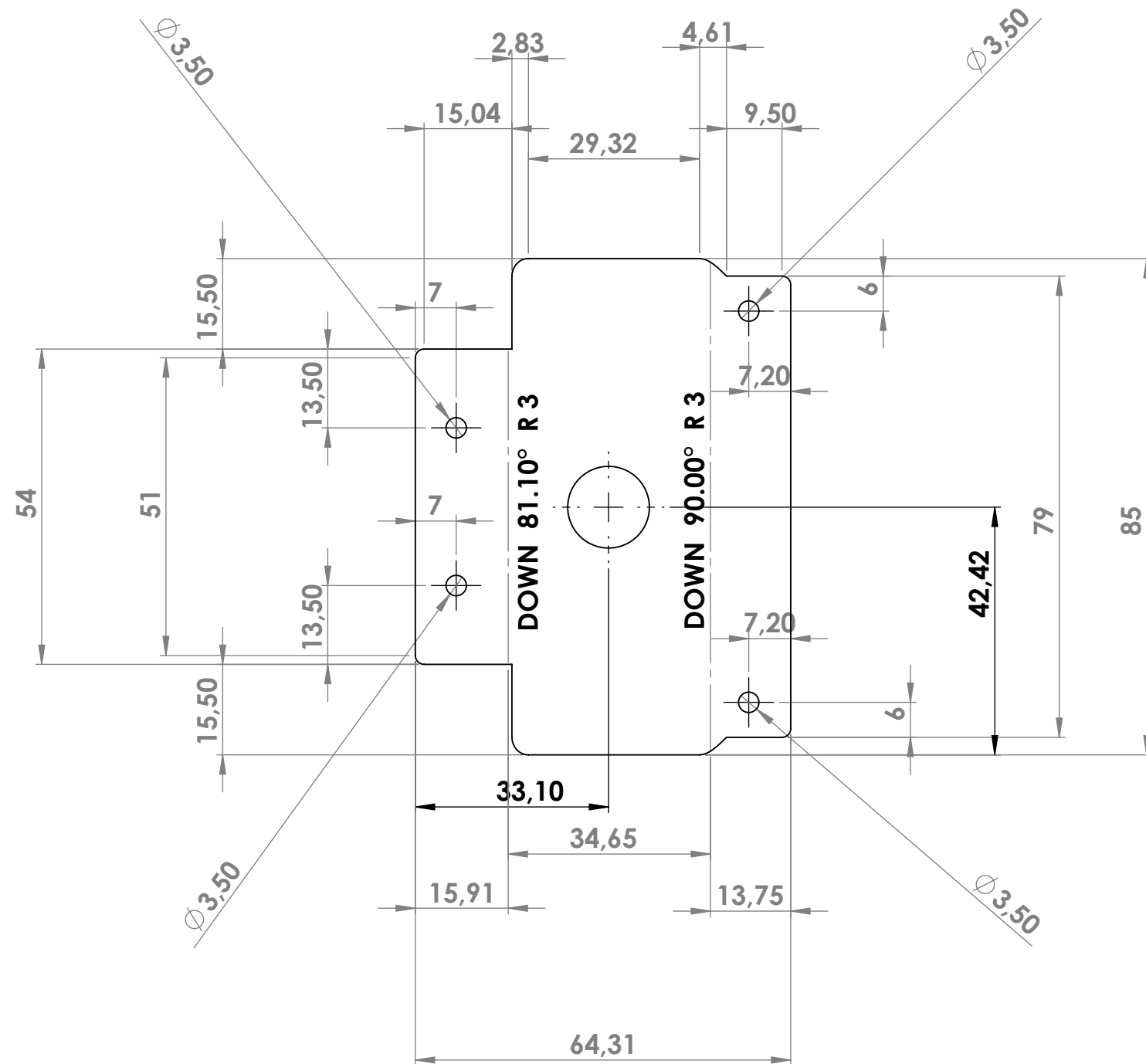
PAGE INTENTIONALLY LEFT BLANK



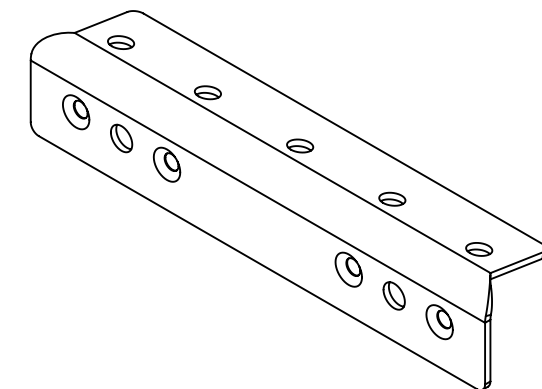
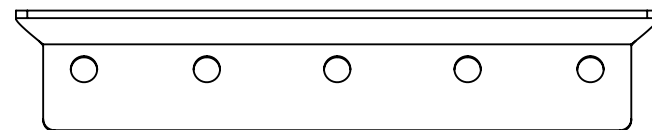
APLICAÇÕES	Projeto	1/10/2015	ALF Gameiro	MSR EPSILON	 MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL FORÇA AÉREA							
	Desenho	1/10/2015	ALF Gameiro									
	Verificação	2/10/2015	CAP Serrano									
	Aprovação											
	ESCALAS	DEP1E-A18MSR-614B				DRW DEP1E-A18MSR-614B						
	1:1											
TOLERÂNCIAS LINEAR +/- 0.1 ANGULAR +/- 0.25° FURAÇÃO Hxx / hxx												
				NÃO CONFIDENCIAL								



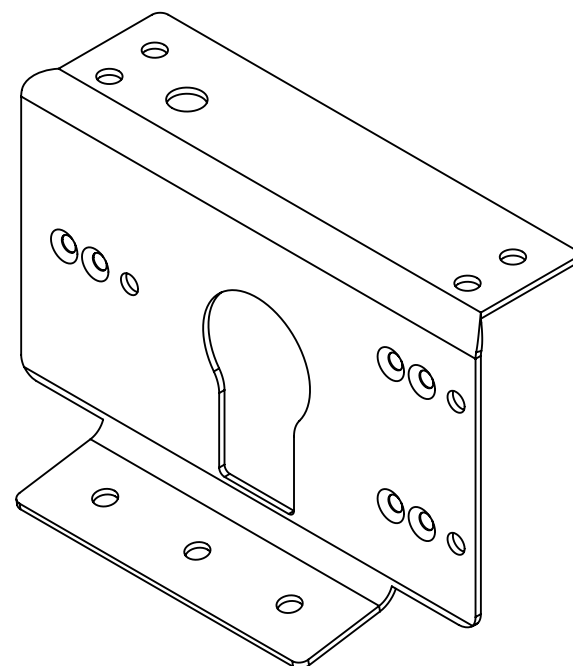
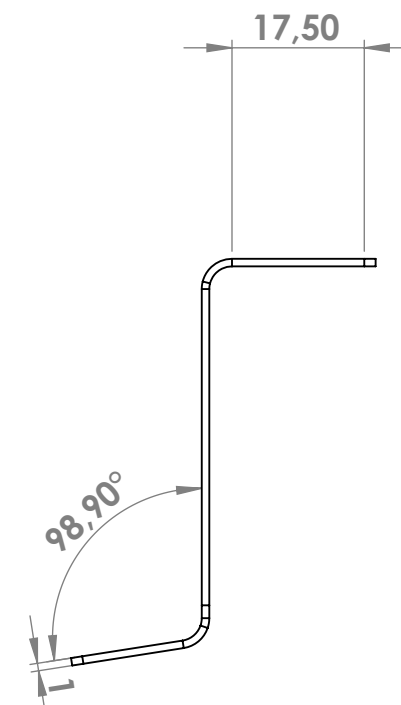
APLICAÇÕES		Projeto	1/10/2015	ALF Gameiro	MSR EPSILON	 MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL FORÇA AÉREA DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS
A18	Desenho	1/10/2015	ALF Gameiro			
	Verificação	2/10/2015	CAP Serrano			
	Aprovação					
	ESCALAS	DEP1E-A18MSR-615A			DRW DEP1E-A18MSR-615A	
	1:1					
TOLERÂNCIAS						
LINEAR						
+/- 0.1						
ANGULAR						
+/- 0.25°						
FURAÇÃO						
Hxx / hxx						
						NÃO CONFIDENCIAL



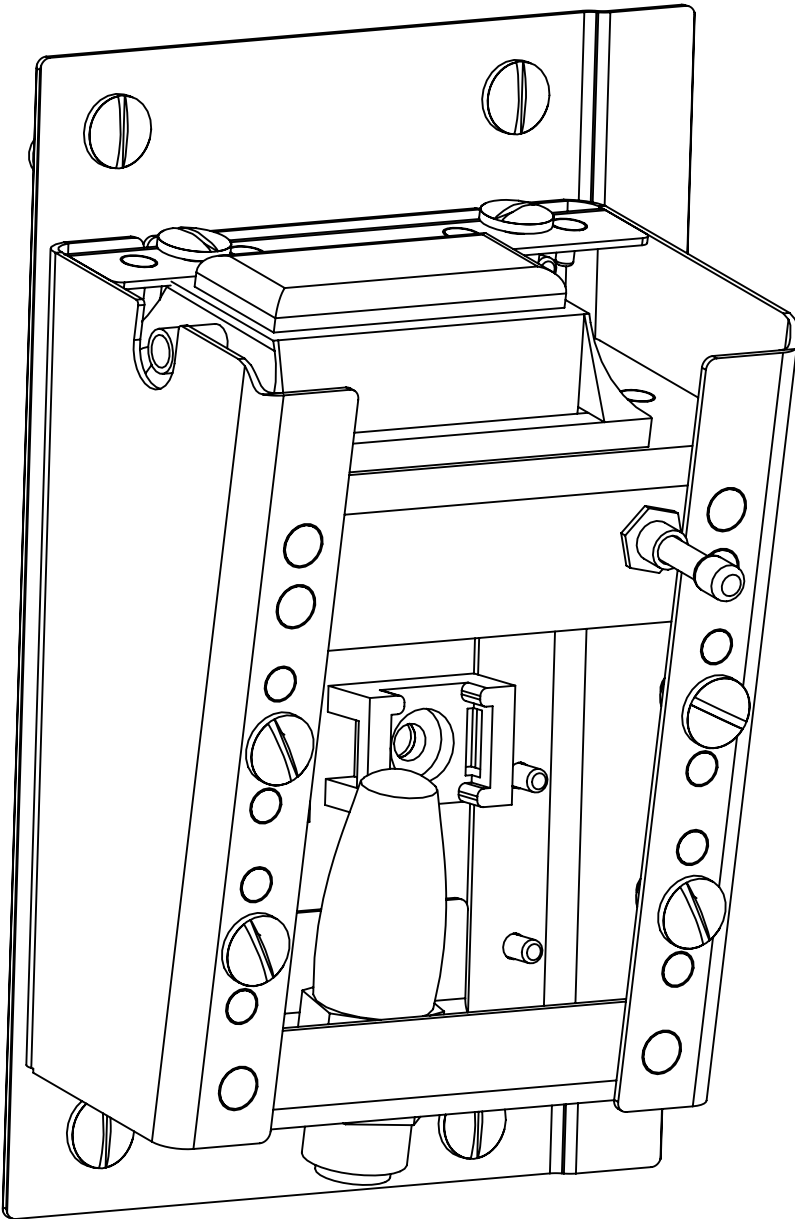
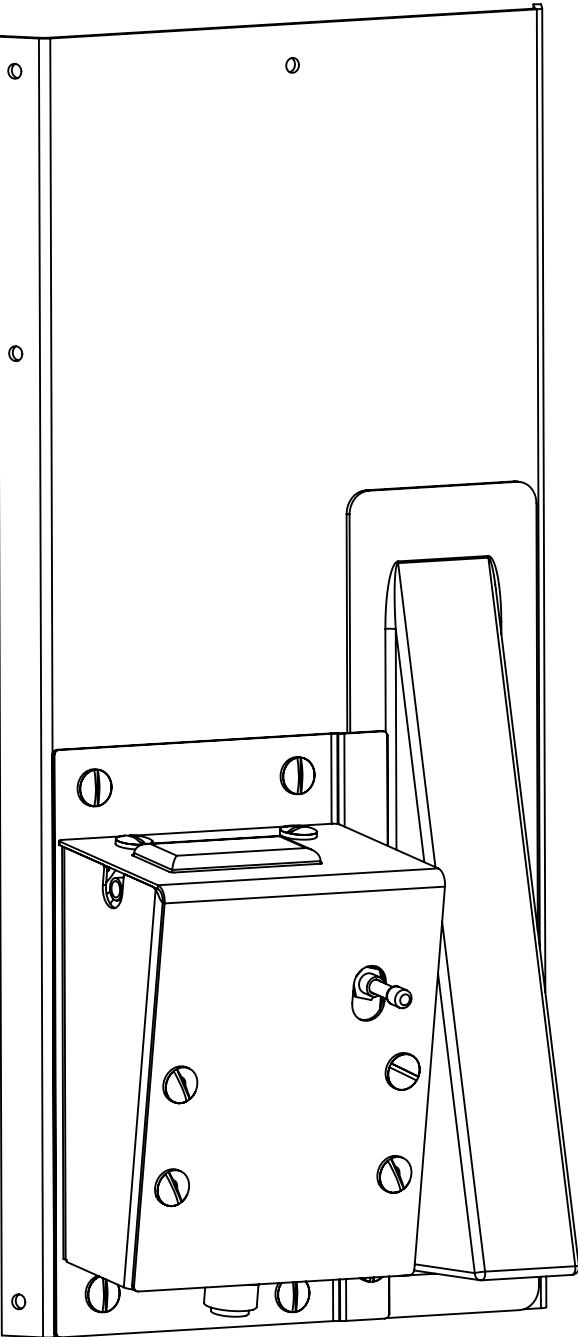
APLICAÇÕES		Projeto		1/10/2015	ALF Gameiro	MSR EPSILON	 MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL FORÇA AÉREA	
A18	Desenho	1/10/2015	ALF Gameiro				DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS	
	Verificação	2/10/2015	CAP Serrano					
	Aprovação							
	ESCALAS	DEP1E-A18MSR-616B				DRW DEP1E-A18MSR-616B		
	1:1							
	TOLERÂNCIAS LINEAR +/- 0.1							
	ANGULAR +/- 0.25º							
	FURAÇÃO Hxx / hxx							
						NÃO CONFIDENCIAL		



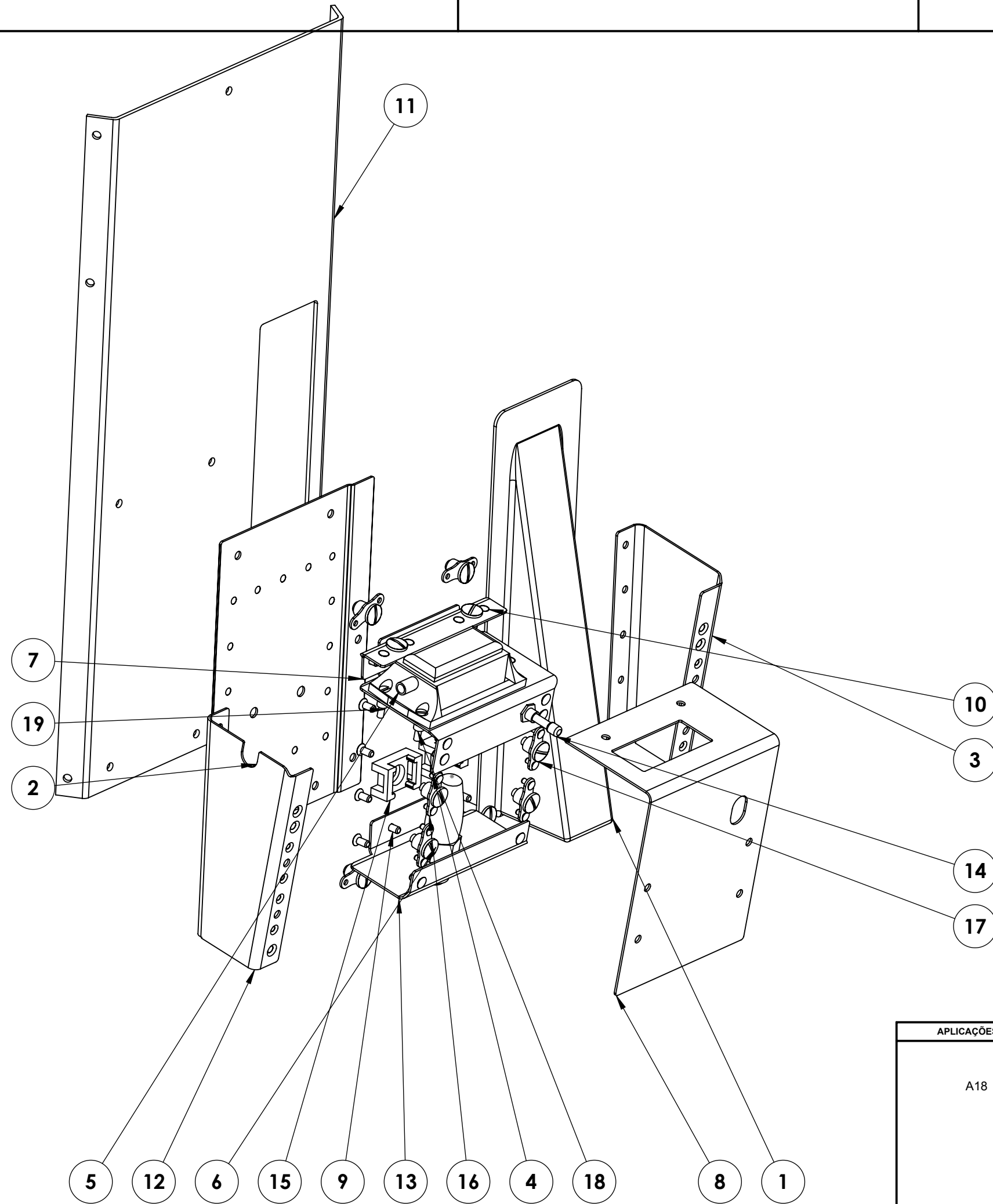
APLICAÇÕES		Projeto	1/10/2015	ALF Gameiro	MSR EPSILON	 MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL FORÇA AÉREA																									
A18		Desenho	1/10/2015	ALF Gameiro		DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS																									
		Verificação	2/10/2015	CAP Serrano																											
		Aprovação																													
		ESCALAS	DEP1E-A18MSR-618A				DRW DEP1E-A18MSR-618A																								
	1:1																														
	TOLERÂNCIAS LINEAR +/- 0.1 ANGULAR +/- 0.25° FURAÇÃO Hxx / hxx																														
						<table><tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr><tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr></table> NÃO CONFIDENCIAL																									



APLICAÇÕES	Projeto	1/10/2015	ALF Gameiro	MSR EPSILON	 MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL FORÇA AÉREA					
A18	Desenho	1/10/2015	ALF Gameiro		DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS					
	Verificação	2/10/2015	CAP Serrano							
	Aprovação									
	ESCALAS	DEP1E-A18MSR-619A			DRW DEP1E-A18MSR-619A					
	1:1									
TOLERÂNCIAS										



APLICAÇÕES		Projeto	1/10/2015	ALF Gameiro	MSR EPSILON	 MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL FORÇA AÉREA																
A18	Desenho	1/10/2015	ALF Gameiro			DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS																
	Verificação	2/10/2015	CAP Serrano																			
	Aprovação																					
	ESCALAS	DEP1G-A18MSR-611B				DRW DEP1G-A18MSR-611B																
	1:1																					
TOLERÂNCIAS	<table><tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr><tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr></table>																					
LINEAR +/- 0.1 ANGULAR +/- 0.25° FURAÇÃO Hxx / hxx																						
						NÃO CONFIDENCIAL																



ITEM NO.	PART NUMBER	Default/ QTY.
1	Epsilon TB PN	1
2	DEP1E-A18MSR-612A	1
3	DEP1E-A18MSR-615A	1
4	DEP1E-A18MSR-617A	1
5	MSR 165	1
6	Pressure SENSOR PN	1
7	DEP1E-A18MSR-620A	1
8	DEP1E-A18MSR-613A	1
9	MS20426AD4-X	21
10	MS20426AD3-X	18
11	TB302113100160	1
12	DEP1E-A18MSR-614B	1
13	DEP1E-A18MSR-616B	1
14	10-641N2GK0-38	1
15	FTH-13R-01	2
16	22551L040	6
17	E27128-40Q10CCU (short)	6
18	22552L030	3
19	ScrewM3X15	3
20	22551L050	3
21	E27128-50Q10CCU (short)	4
22	E27128-50Q16CCU (long)	2

APLICAÇÕES		Projeto	1/10/2015	ALF Gameiro	MSR EPSILON	 MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL FORÇA AÉREA																																				
A18	Desenho	1/10/2015	ALF Gameiro			DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS																																				
	Verificação	2/10/2015	CAP Serrano			DRW DEP1G-A18MSR-611B 2 <table><tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr><tr><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td><td></td></tr><tr><td colspan="10">NÃO CONFIDENCIAL</td></tr></table>																											NÃO CONFIDENCIAL									
NÃO CONFIDENCIAL																																										
Aprovação																																										
ESCALAS	DEP1G-A18MSR-611B																																									
1:1																																										
TOLERÂNCIAS LINEAR +/- 0.1 ANGULAR +/- 0.25° FURAÇÃO Hxx / hxx																																										

Apêndice B

Procedimento de Testes e Inspeção



MINISTÉRIO DA DEFESA NACIONAL
FORÇA AÉREA
COMANDO DA LOGÍSTICA
Direção de Engenharia e Programas

PTI EPSILON_A18.12000.002.0.2

Revisão: 0

Data: 14/01/2016

Pág: 1 de 9

FORÇA AÉREA PORTUGUESA

Procedimento de Teste e Inspeção

Após instalação do MSR 165

PTI Preparado por:	PTI Verificado por:	PTI Aprovado por:
Ten/ EngEl/ 135360-J Ivo Diniz <i>Ivo Diniz</i> TEN/ENGEL	Cap/ EngEl/ 132970-H Francisco Machado <i>Francisco Machado</i> CAP/ENGEL	Maj/ EngAer/ 119832-H Isabel Machado <i>Isabel Machado</i> MAJ ENGAER
Ten/ EngEl/ 136280-B José Viana <i>José Viana</i> TEN/ENGEL		

PTI EPSILON_A18.12000.002.0.2

Revisão: 0

Revisão	Data	EPR	Resumo
0	14/01/2016	DEP	Primeira edição.

ÍNDICE

1	INTRODUÇÃO E ÂMBITO	4
1.1	Introdução	4
1.2	Objetivo	4
2	DOCUMENTOS APLICÁVEIS.....	4
2.1	Documentos aplicáveis	4
3	DESCRIÇÃO DO SISTEMA	4
3.1	Equipamentos a testar	4
4	EQUIPA DE TESTES.....	5
4.1	Chefe da equipa de testes.....	5
4.2	Outros elementos da equipa de testes	5
5	REQUISITOS PARA O TESTE	5
6	CRITÉRIOS APLICADOS NA REALIZAÇÃO DO TESTE.....	5
6.1	Critério de anomalia.....	5
7	PROTOCOLO DE TESTE	5
8	PROCEDIMENTO DE TESTE	6
8.1	Identificação da equipa de teste	6
8.2	Testes no solo – motor desligado.....	7
8.3	Observações	8

1 INTRODUÇÃO E ÂMBITO

1.1 Introdução

O presente documento enquadra-se no projeto de instalação de um sistema Microelectromechanical System (MEMS) na aeronave Epsilon TB-30.

1.2 Objetivo

O objetivo deste documento é apresentar um conjunto de atividades de teste, que permitam gerar evidências que substanciem a verificação de que o novo equipamento não interfere com os sistemas da aeronave, nem com a correta operação dos mesmos. Os testes serão conduzidos na aeronave Epsilon TB-30.

2 DOCUMENTOS APLICÁVEIS

2.1 Documentos aplicáveis

CS 23 Amendment 3 – “*Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes*”, de 20 de julho de 2012

3 DESCRIÇÃO DO SISTEMA

3.1 Equipamentos a testar

Equipamento	P/N	Fabricante
MSR 165	MSR165	MSR Electronics GmbH

Tabela 1 - Lista de equipamentos a testar

4 EQUIPA DE TESTES

4.1 Chefe da equipa de testes

Entre as suas atribuições é o responsável por coordenar todas as tarefas de teste, executar os testes, efetuar a recolha de evidências e respetiva validação.

4.2 Outros elementos da equipa de testes

Estes elementos têm como principais funções o apoio da execução dos testes, recolha de evidências e respetiva validação.

5 REQUISITOS PARA O TESTE

Para a realização do teste, deverão ser garantidas as seguintes condições:

- A. Disponibilidade de aeronave configurada com os equipamentos referidos na Tabela 1;
- B. Definição de procedimentos de coordenação do teste entre os elementos da equipa de testes.

6 CRITÉRIOS APLICADOS NA REALIZAÇÃO DO TESTE

6.1 Critério de anomalia

O novo equipamento e a respetiva instalação não deve ser fonte de interferência para a normal e correta operação dos sistemas da aeronave (controles, controles da climatização, etc.) nem deve reduzir a visibilidade do piloto, relativamente aos indicadores, equipamentos necessários para o voo, nem para o exterior da aeronave, nem interferir com uma eventual saída de emergência da mesma.

7 PROTOCOLO DE TESTE

O procedimento de testes visa avaliar o impacto na tripulação da aeronave face à instalação do novo equipamento, nomeadamente:

- A. Análise de interferências com a operação dos controles e comandos presentes na aeronave;

B. Visualização desimpedida, tanto para os instrumentos e indicadores presentes no *cockpit*, como para o exterior da aeronave;

C. Correta visualização dos comandos e controles.

No decorrer dos testes, os elementos da equipa de testes devem estar alerta para todas as evidências de anomalias que considerem ter impacto nos sistemas da aeronave e na sua operação.

Ao longo de todo o teste, deverá ser garantida por toda a equipa a monitorização do estado de funcionamento dos equipamentos referidos na Tabela 1.

8 PROCEDIMENTO DE TESTE

8.1 Identificação da equipa de teste

Função	Identificação
Chefe da equipa de testes	TEU Tino Diniz (DEP)
Elemento da equipa de testes #1	CAP Bernardino (Esp. 101)
Elemento da equipa de testes #2	TEU Viana (DEP)

Tabela 2 - Identificação da equipa de testes.

8.2 Testes no solo – motor desligado

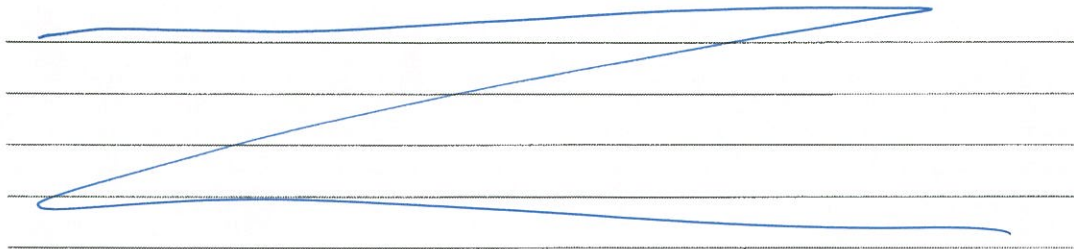
Componente	A testar	Observação esperada	Resultado (PASS/FAIL)
1 Caixa de suporte do MSR 165	1.2 Fixação	O equipamento encontra-se devidamente fixo à aeronave.	✓
	1.3 Etiquetas (<i>labels</i>)	As etiquetas são claras e estão devidamente localizadas.	✓
	1.4 Botão (<i>Switch</i>)	O botão permite a correta operação e o sistema fornece feedback positivo aquando do seu acionamento.	✓
		Localização do botão permite adequada operação	✓
2 Movimentação da tripulação	2.1 Saída	A estrutura do MSR 165 não interfere com a saída da tripulação do cockpit, principalmente em caso de emergência.	✓
	2.2 Movimentação	A estrutura do MSR 165 não interfere com qualquer movimento necessário à tripulação.	✓
3 Controlos	3.1 Manche	Não existe qualquer contacto, nem demasiada proximidade, entre os comandos da aeronave, em toda a sua amplitude, e a caixa do MSR 165.	✓
	3.2 Estabilizadores	Não existe qualquer contacto, nem demasiada proximidade, entre os comandos dos estabilizadores da aeronave e a caixa do MSR 165.	✓
	3.3 Climatização	A caixa do MSR 165 não interfere com a operação do sistema de climatização.	✓

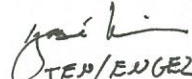
Componente	A testar	Observação esperada	Resultado (PASS/FAIL)
	3.4	A caixa do MSR 165 não interfere com a	
	Rádios e outros	operação dos rádios, nem dos outros	✓
	equipamentos	equipamentos de comunicação, navegação	
		e vigilância, nem noutros sistemas da	
		aeronave.	
4	4.1	O MSR 165 não interfere adversamente	
Campo visual	Localização	do com o normal campo visual da tripulação.	✓
	MSR 165		
	4.2	A luz indicadora de estado do MSR 165	
	Acuidade visual	não deve perturbar a acuidade visual do	✓
		piloto, principalmente em condições de	
		voo noturno.	

8.3 Observações

As observações devem descrever todas as situações identificadas como relevantes durante a realização dos passos descritos no parágrafo 8.2 deste teste.

Aeronave NC 11407



PTI Executado por:	Assinatura
Chefe da equipa de testes (Posto/NIP/Nome) <u>TEN/135360-J1</u> <u>Tino Dinaiz</u>	 TEN/ENGEL Data: 18/01/2016
Elemento da equipa de testes #1 (Posto/NIP/Nome) <u>CAP/131445-K</u> <u>BERNARDINO</u>	 CAP/ALAN Data: 18/01/2016
Elemento da equipa de testes #2 (Posto/NIP/Nome) <u>TEU/136280-B/ VIANA</u>	 TEN/ENGEL Data: 18/01/2016

Apêndice C

***Datasheet* e Desenhos MSR 165**

MSR 165

Data Logger for shock and vibration



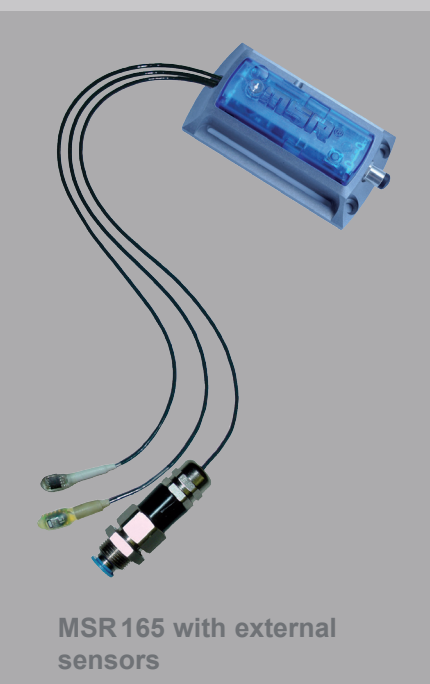
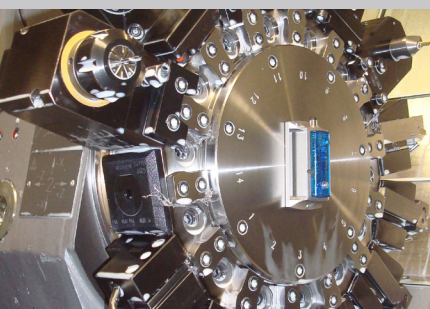
THE bestseller for transportation monitoring, fault diagnoses and load tests! The robust MSR 165 data logger is capable of taking 1600 acceleration (shock, vibrations) measurements per second in all three axes for up to five years.

Shock monitoring is possible up to $\pm 15g$ or up to $\pm 200g$, 32 measurement values are recorded even before the event takes place. The rechargeable 800mAh lithium-polymer battery allows the user to monitor shocks over a period of up to six months. For an even longer recording period of up to five years, the MSR 165 can be equipped with long-life batteries.

The installed memory is capable of storing over 2 million measured values, which is sufficient for more than 10.000 shocks. A microSD card ($\geq 4GB$) can be used to increase the capacity of the data logger to over 1 billion measured values. All saved measurements can be quickly transferred to a PC or laptop via the USB interface. The basic specification of the MSR 165 includes a high resolution 3-axis acceleration sensor. In addition you can also record temperature, humidity, pressure, light and four analogue input signals.

Technical data

Housing:	Anodised aluminium case, PC, encapsulated, waterproof (IP67).
Size & weight:	39x23x72 mm, approx. 69g
Medium:	Air, various liquids
Memory capacity:	Over 2m measurement values, expandable to > 1bn.
Colour:	Blue, anthracite
Key:	Set bookmark or start and stop recording.
Integrated sensor:	3-axis digital accelerometer (13 Bit resolution)
Working range:	$\pm 15g$ or $\pm 200g$, $-20...+65^{\circ}C$
Accuracy:	15g sensor: $\pm 0,15g$ ($+25^{\circ}C$) 200g sensor: up to $15g \pm 2g$; up to $100g \pm 5g$; up to $200g \pm 10g$ (at $25^{\circ}C$).
Measurement / storage rate:	Up to 1600/s ($\pm 15\%$).
Power supply:	Lithium-polymer battery (800 mAh), rechargeable via USB connection, recording period up to 6 months or replaceable batteries (Li-SOCl ₂ , 3.6 V, 2 x 7700 mAh), for recordings up to 5 years.
PC software:	Free Setup, Reader, Viewer- & Online software (Windows XP/Vista/7/8)
Interface:	USB
Operating conditions:	Temperature $-20...+65^{\circ}C$
Storage conditions:	- Temperature $+5...+45^{\circ}C$ (ideal storage condition for the battery) 10...95% relative humidity, non-condensing
Standards:	The MSR 165 complies with EU-Directives RoHS/WEEE.



Measurement parameters for the additional sensors (internal and external)

In addition to 3-axis acceleration you can also simultaneously measure temperature, humidity, pressure and/or light using the MSR 165 data logger. There is a choice between internal and external sensors for these additional measurement parameters. The external sensors are available with cable lengths of 0.20 m, 1.0 m and 1.6 m.

Measured parameters	Working range	Accuracy	Measurement/storage rate
Temperature	int.: -20...+65 °C	±0.5 °C (-10...+65 °C)	1/s to every 12 h
	ext.: -55...+125 °C	±0.5 °C (-10...+65 °C) ±2 °C (-55...+125 °C)	
Relative humidity with integrated temperature	0...100% rel. humidity	±2% rel. humidity (10...85%, 0...+40 °C)	1/s to every 12 h
	int. -20...+65 °C ext. -20...+85 °C	±4% rel. humidity (85...95%, 0...+40 °C)	
Air pressure absolute, with integrated temperature	0...2000 mbar absolute	±2.5 mbar (750...1100 mbar absolute, +25 °C)	1/s to every 12 h
	int. -20...+65 °C ext. -20...+85 °C	±50 mbar (1...10 bar absolute, +25 °C)	
Light	0...65 000 lx	max. sensitivity at 500 nm	1/s to every 12 h

Additional analogue inputs for connecting third-party sensors

MSR 165 Analogue	Inputs
Inc. alarm output and input for starting and stopping data recording.	4 analogue inputs with freely selectable input configuration: 0...20 mA; 4...20 mA; 0...3.0 V; 0.5...4.5 V; 0...5.0 V; 1.0...6.0 V; 0...10.0 V; 0...12.0 V; 0...24.0 V
	Measurement/storage rate: 1/s (or 1000/s if the acceleration measurement rate is less than 1/s) up to every 12 h
Light sensor not available, 2 external sensors possible.	Resolution: 12 Bit

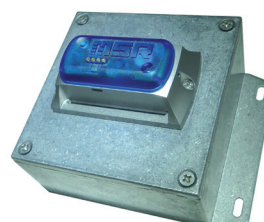
Expanding the memory capacity with a microSD memory card

On request the MSR 165 can be supplied with an interface for plugging in a standard microSD card (one ≥4 GB microSD card is included). The microSD card increases the memory of the MSR 165 to over 1 billion and can be replaced during operation. Please note that this expansion slot with plugged-in microSD-card only meets the protection category IP60.



Additional long-term power supply

For a longer recording period of up to five years, the MSR165 can be equipped with replaceable batteries (3.6 V, 2 x 7700 mAh, Li-SOCl₂). The batteries are stored in a splashproof cast aluminium case (122x92x70 mm, approx. 530 g).



Contact us!

We would be pleased to provide you with prices and delivery terms!

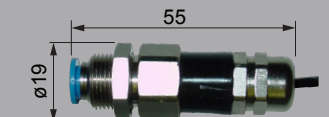
Options:



External temperature sensor



External humidity sensor



External air pressure sensor



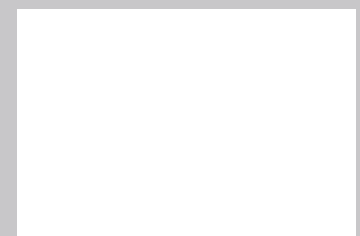
External light sensor

MSR Electronics GmbH

Mettlenstrasse 6a
CH-8472 Seuzach
Switzerland

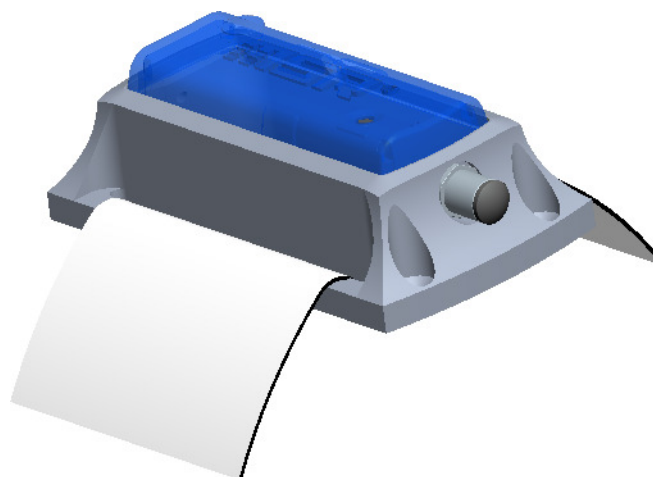
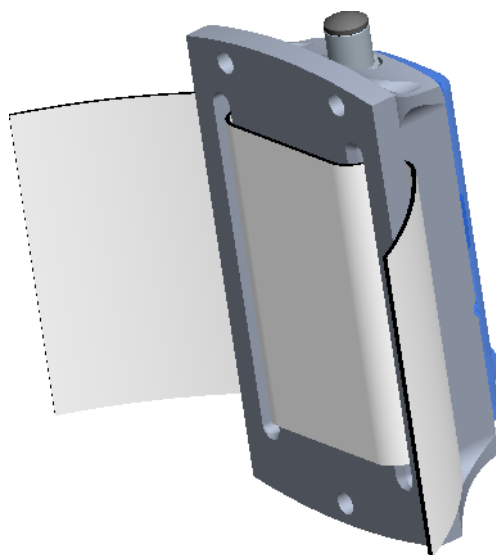
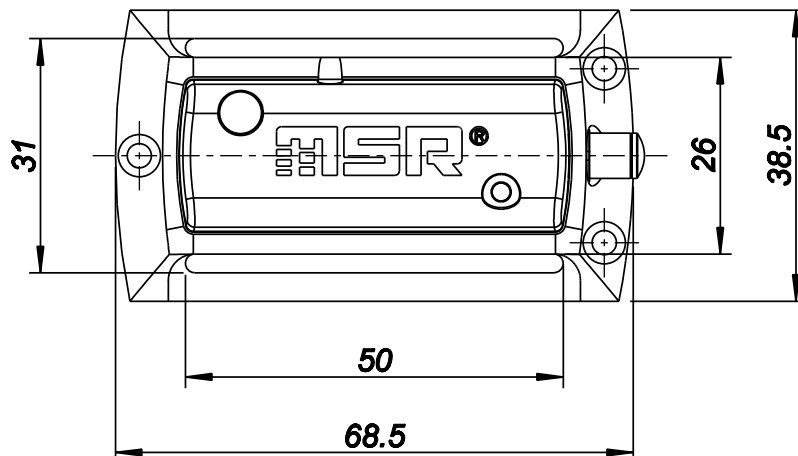
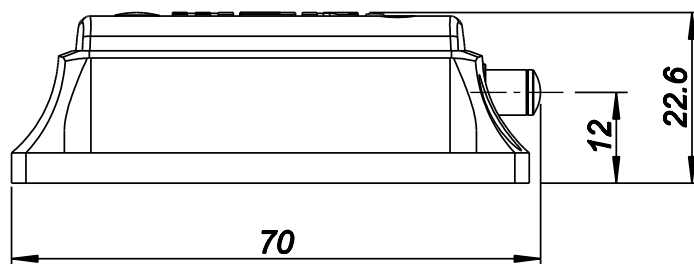
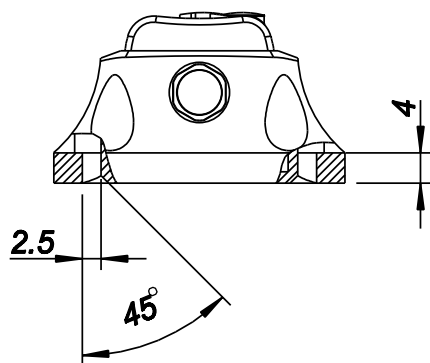
Tel. +41 52 316 25 55
Fax +41 52 316 35 21
info@msr.ch
www.msr.ch

Distributor:



Abmasse für untolerierte Wellen- und Bohrungs-Ø	Nennmasse	Wellen	Bohrungen
> 1 bis 3	0/-0,10	0/-0,10	+0,10/0
3 bis 10	0/-0,16	0/-0,16	+0,16/0
10 bis 250	0/0,20	0/0,20	+0,20/0
250 bis 1000	0/-0,30	0/-0,30	+0,30/0

Abw. f. Winkel, abh. Länge kürz. Schenkels	> 100	> 50 bis 100	> 10 bis 50	bis 10 ± f'
	± 10'	± 20'	± 30'	± 10'



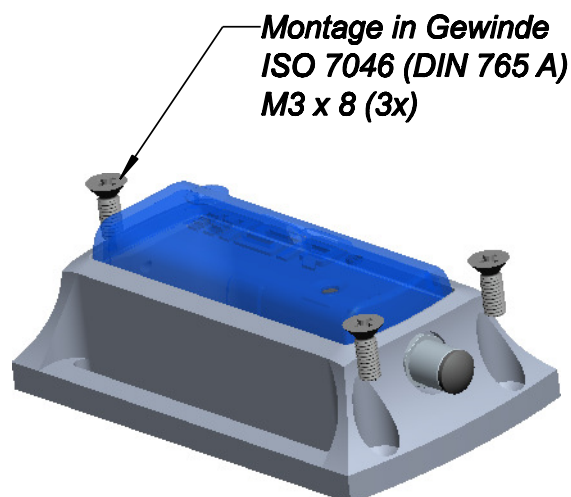
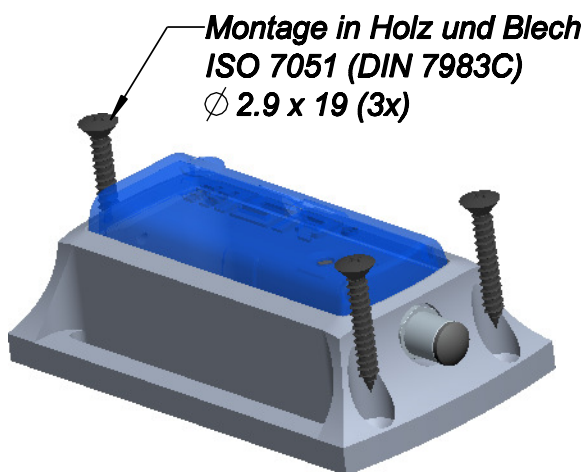
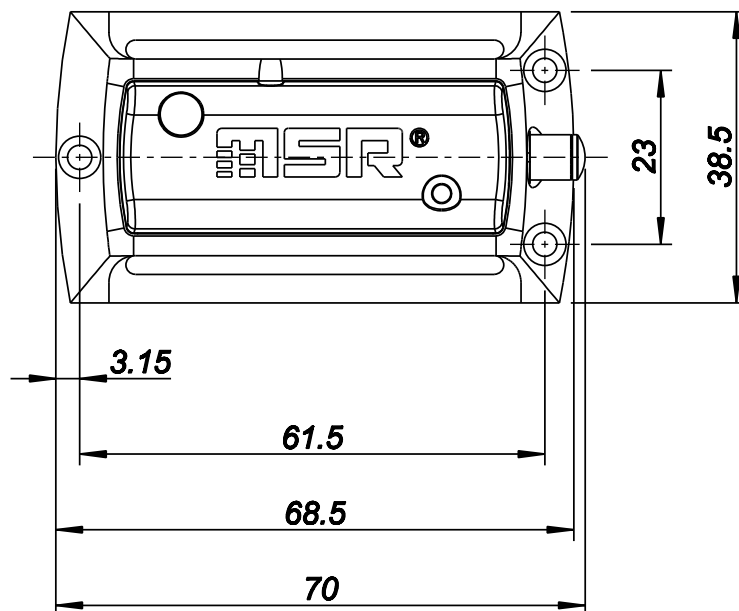
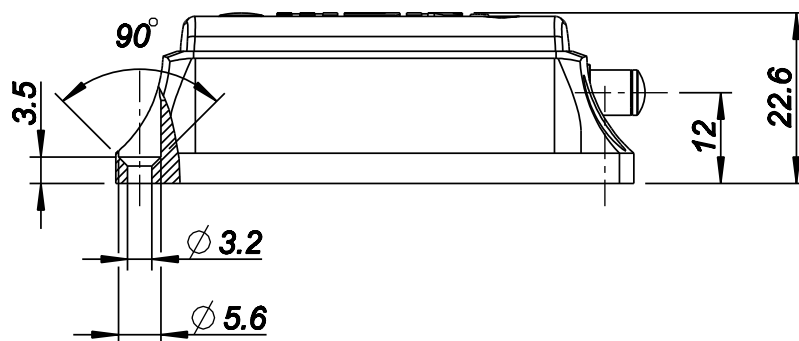
Abw. für Längenmasse und Rundungen (mm)	Datenlogger								-	-					
	Benennung				Material				Gewicht	Bezeichnung					
	Änderung	a)	.			Änderung	d)	.			Änderung	g)	.		
		b)	.				e)	.				h)	.		
		c)	.				f)	.				j)	.		
	Für diese Zeichnung behalten wir uns unsere Rechte vor. Kopieren und vervielfältigen oder der Gebrauch durch Drittpersonen ohne unsere Genehmigung kann strafrechtlich verfolgt werden.				Gezeichnet		EP	25.08.09	Massstab	Verwendung					
					Geprüft				1:1	Bandbefestigung					
										MSR145 + MSR165					
										Anzahl Stück					



Oberwilerstrasse 16
CH-8444 Henggart
Tel. +41 52 316 25 55
Fax +41 52 316 35 21

Abmasse für untolerante Wellen- und Bohrungen-Ø	Nennmasse	Wellen	Bohrungen
> 1 bis 3	0/-0.10	0/-0.10	+0.10/0
3 bis 10	0/-0.16	0/-0.16	+0.16/0
10 bis 250	0/0.20	0/0.20	+0.20/0
250 bis 1000	0/-0.30	0/-0.30	+0.30/0

Abw. f. Winkel, abh. Länge kürz. Schenkels	> 100	> 50 bis 100	bis 50	bis 10
	> 10°	± 20°	± 30°	± f°



Abw. für Längermasse und Rundungen (mm)	Datenlogger						-	-
	Benennung		Material				Gewicht	Bezeichnung
	Änderung	a) .	Änderung	d) .	Änderung	g) .		
		b) .		e) .		h) .		
		c) .		f) .		j) .		
	Für diese Zeichnung behalten wir uns unsere Rechte vor. Kopieren und vervielfältigen oder der Gebrauch durch Drittpersonen ohne unsere Genehmigung kann strafrechtlich verfolgt werden.		Gezeichnet	EP	25.08.09	Massstab	Verwendung	
			Geprüft			1:1	Schraubbefestigung	
bis 10							MSR145 + MSR165	
bis 1000	Oberwilerstrasse 16 CH-8444 Henggart Tel. +41 52 316 25 55 Fax +41 52 316 35 21						Anzahl Stück	
bis 2000								
> 300								
> 1000								
> 10000								



Apêndice D

Procedimento de Recolha de Dados/Recarregamento de Bateria

Procedimento de recolha de dados do equipamento MSR165/recarregamento de bateria

Aeronaves Epsilon TB 30

Nota: Para se proceder à recolha de dados é necessário possuir um computador com um dos seguintes sistemas operativos: Windows XP, Windows 7, Windows 8. Será também necessário instalar o programa de interface denominado por **MSR 5.28.17** que permite a comunicação entre o acelerómetro e o computador.

Periodicidade de recolha de dados

A capacidade de memória interna traduz a periodicidade de recolha dos dados. Para a frequência de amostragem definida, 25 Hz, o equipamento consegue gravar parâmetros até um total de 14 horas e 20 minutos. Deste modo recomenda-se uma recolha dos dados a cada 4 dias, tendo em conta a operação típica. Este valor deverá ser ajustado conforme as horas de voo diárias efetuadas.

Periodicidade de recarregamento de bateria

A bateria deverá ser recarregada a cada 4 semanas (5 dias de operação típica). Mais uma vez esta periodicidade deverá ser ajustada conforme o número de horas voadas semanalmente.

Procedimento de recolha de dados

1. Conectar o equipamento MSR ao computador através de um cabo USB disponível para o efeito (figura 1). Para a conexão, deverá ser procurado um entalhe por forma a ser possível fazer o encaixe. Deverá posteriormente ser rosado o parafuso de segurança, **não necessitando de aperto.**



Figura 1 – Conexão do cabo USB ao equipamento MSR 165

2. Iniciar o programa **MSR 5.28.17**, obtendo-se a janela principal da figura 2.

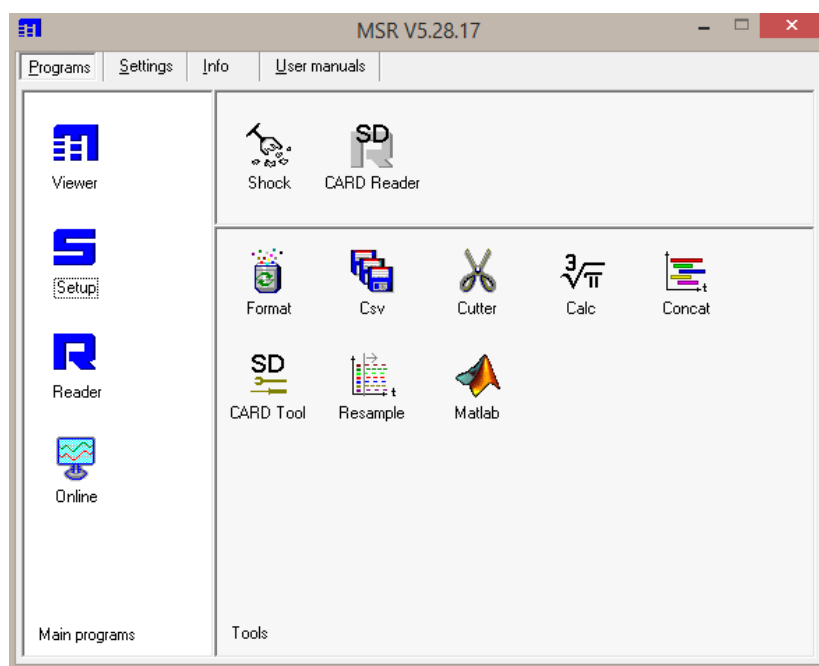


Figura 2 - Janela Principal

3. Selecionar a opção **Setup** que se encontra do lado esquerdo da janela principal, obtendo-se a janela da figura 3.

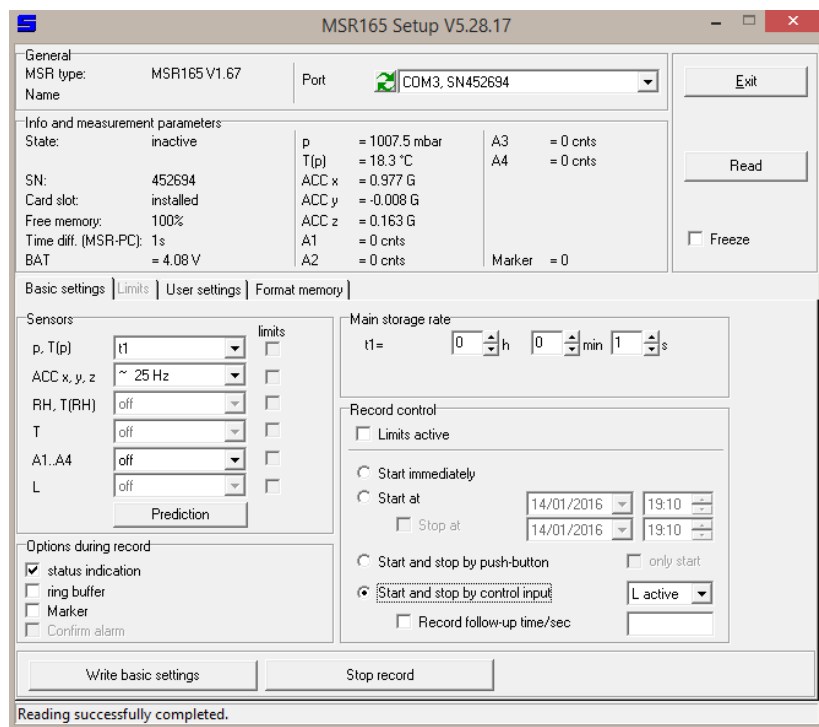


Figura 3 - Janela Setup

4. Nesta janela, clicar na opção **Stop record**, que se encontra na parte inferior da janela.
5. Voltar à janela principal da figura 2 e clicar na opção **Reader**. Após esta operação, irá aparecer a janela da figura 4 onde constam listados todos os ficheiros de voo gravados. Cada ficheiro corresponde a um voo efetuado. Conforme o exemplo, é possível identificar o dia e a hora em que se iniciou a gravação dos dados.

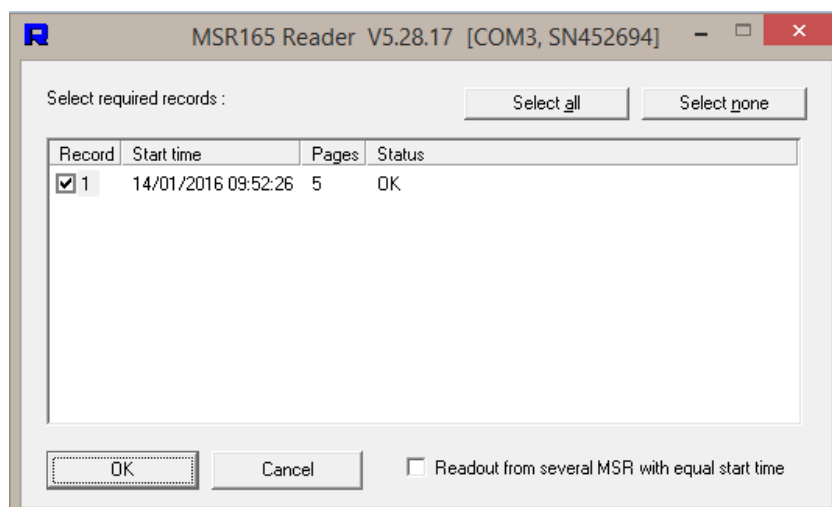


Figura 4 - Ficheiros de voo

Nesta fase, o operador do programa MSR deverá selecionar os ficheiros de voo pretendidos e posteriormente premir **ok**, por forma a importá-los. A pasta de destino estará previamente definida pelo *software*. Automaticamente será importado um ficheiro em formato *.msr* e em formato *.csv* por cada voo. Deve-se ter especial atenção para não serem importados ficheiros repetidos nem serem deixados ficheiros esquecidos. **Este processo poderá levar alguns segundos ou mesmo minutos.**

6. Após ter aberto a janela seguinte (figura 5), clicar **Ok**

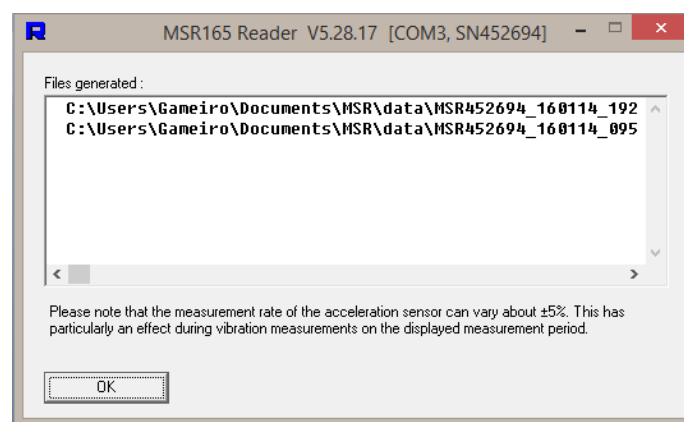


Figura 5 - Ficheiros importados

7. Após ter aberto a seguinte janela (figura 6), clicar **Exit**.

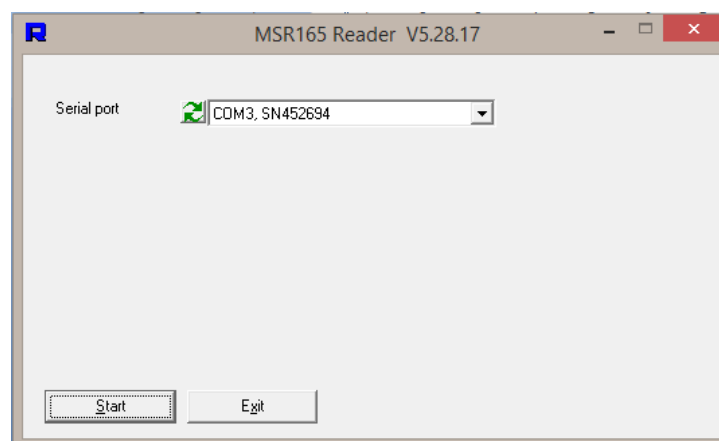


Figura 6 - Ficheiros importados_2

8. Voltar à janela Setup. Nesta fase deve-se confirmar se todos os parâmetros estão conforme a imagem Janela Setup da figura 3.

Deve ter-se em especial atenção aos seguintes parâmetros:

- **ACC,x,y,z** - 25Hz
- **Status Indication** - check
- **Start and stop by control input** - check, opção **L active**

Por fim, deve ser registada a percentagem de ocupação de memória interna, denominado por **Free memory**. Para finalizar, clicar na opção **Write basic settings**, que permite enviar todos os parâmetros escolhidos para o equipamento MSR, para um novo período de gravação.

Após estes procedimentos, verificar se é visível um “**double flash azul**”, que nos alerta que estamos prontos a iniciar uma gravação. Caso tal não suceda, repetir a etapa **8** desde início.

9. Após recolha dos dados, deverá ser editado o nome dos ficheiros de voo, acrescentando o tipo de missão de acordo com a plataforma MENTOR. A título de exemplo, um ficheiro com o nome **MSR452694_160126_133534** passará a **MSR452694_160126_133534_B2**.

10. Por fim todas as janelas até então abertas deverão ser fechadas.

Procedimento de recarregamento da bateria

Existem duas possibilidades de fazer o carregamento da bateria interna do equipamento. A primeira, através do computador, sendo que o tempo de carregamento é mais elevado. A segunda opção, a mais viável, é utilizar um transformador com saída USB e um *Output* de 5V-1A. Deverá ser desconectado o cabo **apenas quando a bateria do equipamento estiver totalmente carregada**. Essa indicação será dada por uma **luz laranja contínua** que se apaga assim que a bateria estiver carregada.

Apêndice E

Procedimento de On/Off para Pilotos

Procedimento On/Off de gravação de dados pelo equipamento MSR165

Aeronaves Epsilon TB 30



Figura 1- Sistema MSR165 e atual localização

O sistema MSR 165 deverá ser ligado numa fase mais conveniente, antes da descolagem. O desligar do sistema deverá ser feito após a aeronave chegar à placa.

1. Para **iniciar a gravação de dados**, o *switch* que se encontra na estrutura de suporte do equipamento MSR 165, deverá ser puxado e levado para cima, posição ON conforme Figura 1. Verificar se o “**double flash**” azul passará a “**single flash**”, que piscará com intervalos de tempo mais curtos nos primeiros segundos.

2. Para **parar a gravação de dados**, voltar a colocar o *switch* na posição neutra, bastando para isso puxá-lo novamente e devolvê-lo à posição inicial, não sendo necessário aplicar qualquer força. Deve ser verificado se a gravação de dados foi interrompida. Para isso basta verificar se é visível o “**double flash**” que piscará com intervalos de tempo mais curtos nos primeiros segundos.

Switch Function	
POS.1	POS.2
	
ON	OFF

Figura 2 - Esquema exemplificativo, On/Off

Apêndice F

Interface Gráfica Desenvolvida para o Seguimento de Vida de Fadiga

Programa de Seguimento de Vida de Fadiga da Aeronave Epsilon TB30 (11407)

Atualizar Dados

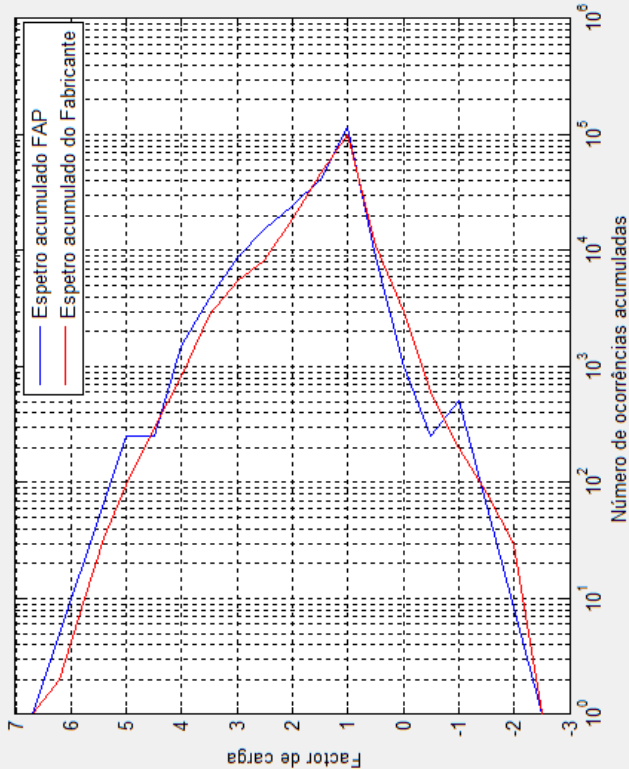
Espetro do Fabricante

- ☒ Total
- ☐ Navegação e Voo por Instrumentos
- ☐ Formação

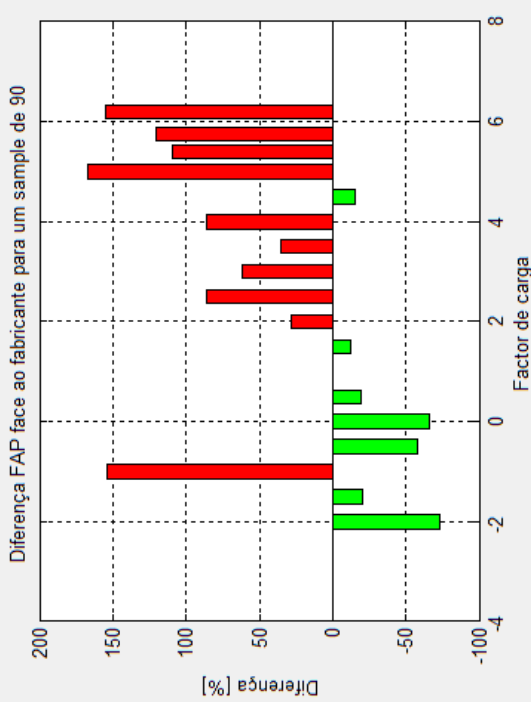
Messages

Os dados estão atualizados!

Espetro Acumulado (1000 HV) - Método Level Cross Counting



Diferença FAP/Fabricante



Resultados Obtidos

TVF_Fabricante [h]	89458
Horas de Voo Efetuadas	3.94462
TVF_FAP [h]	22017.3
Dano FAP (1000 HV)	4.11941e-05
Dano Fabricante (1000 HV)	3.04159e-05
Dano FAP/Fabricante (1000 HV) [%]	35.4358

Voos adicionados

MSR452694_160126_133534_B2.csv
MSR452694_160201_093621_B2.csv
MSR452694_160202_141102_B2.csv

Nota 1: O TVF_FAP vem afetado de um fator de segurança de 3 conforme dita o fabricante

Nota 2: Dano FAP/Fabricante representa a difença de Dano FAP em relação ao Fabricante. Uma percentagem positiva, representa uma operação FAP mais severa