



ACADEMIA DA FORÇA AÉREA

Estudo de Implementação do Procedimento de Equilibragem Dinâmica na Aeronave Chipmunk MK20

Fernando Kossi Amemowoto Anselmo

Aspirante a Oficial Aluno/Piloto Aviador 138970-L

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em
Aeronáutica Militar, na Especialidade de Piloto Aviador

Júri

Presidente:

Orientador: CAP/ENGAER/131603-G João Vitor Aguiar Vieira Caetano

Coorientadores: CAP/ENGAER/131605-C Sara Filipa Nunes Cordeiro

CAP/ENGAER/136163-F Ivo Filipe Matos de Almeida

Vogal: Professor Doutor Nuno António Neves Nunes

Sintra, maio de 2019

Technology does not produce success, people produce success

Mitchell, 1993

Agradecimentos

A presente dissertação é resultado do mérito próprio e de todos com quem convivi e aprendi ao longo do meu percurso, ainda assim, expresso especiais agradecimentos a alguns que aqui destaco.

Ao Tenente-Coronel Marco Milharadas, Capitão Sara Cordeiro e Capitão Ivo Almeida, agradeço profundamente pela oportunidade que me concederam de aprender convosco, pelo tempo profissional e pessoal dedicado, pelo torque e pelo vosso exemplo enquanto militares e pessoas. Ao meu orientador Capitão João Caetano, por ter aceitado integrar este projeto e pela forma como enriqueceu o meu trabalho científico com a sua experiência.

Aos elementos da sala A526 da DEP, Tenente-Coronel Carlos Bonito, Capitão Bruno Serrano, Capitão José Cardoso, Capitão Renato Vieira, Capitão Rafael Basto e Sargento-Ajudante Magda Tavares, pois nas várias etapas desta dissertação eu precisei de vós, e mesmo quando não havia tempo, estavam sempre dispostos a ajudar. Agradeço também aos restantes militares da DEP, pela forma como me acolheram no vosso meio fazendo com que me sentisse em casa.

À da manutenção da BA1, e em particular aos mecânicos e linha da frente do Chipmunk, que sempre colaboraram para o sucesso de todos os ensaios realizados e demais solicitações.

À minha mãe pela forma com ela me educou e tornou na pessoa que sou. Os meus sucessos são teus também, por isso espero presentear-te com mais.

À minha irmã Margarida, família e amigos, pois vocês são o meu porto de abrigo. Mesmo estando ausente, levo-vos comigo desde que esta viagem começou e para onde me levar.

À Catarina, pelo apoio e confiança que me deste, e pela paciência que tiveste.

Por fim aos HURAKANS, por juntos e com ousadia termos subido todos estes degraus. Recordemo-nos das vezes que caímos, mas também de todas as que nos levantámos, para também juntos, chegarmos ao final do caminho e termos o céu aos nossos pés.

Resumo

A Força Aérea Portuguesa (FAP), através do sistema de armas Chipmunk MK20, cumpre a missão de instrução elementar dos alunos pilotos aviadores. Por forma, a garantir a prontidão da frota, é vantajoso integrar no seu programa de manutenção, ações baseadas na monitorização da condição, entre as quais a análise de vibrações. É desígnio desta dissertação, estudar a implementação de um procedimento de equilibragem dinâmica na aeronave, através da adaptação do sistema VibraPac PRO.

Dado que não estava previsto pelo fabricante qualquer procedimento de equilibragem, foi necessária a modificação do prato que segura o cone da hélice. Deste modo, era possível reduzir o desequilíbrio anómalo, através da instalação de massas corretivas. O estudo desta modificação exigiu a determinação do material constituinte do prato e a simulação computacional, no ANSYS, dos esforços provocados pelas massas instaladas, nos furos do prato modificado. Assim, estimou-se que o limite de massa a instalar seria 15 in, em 4 furos distintos.

Seguidamente, procedeu-se à validação do sistema VibraPac PRO, utilizado até à data na aeronave Epsilon TB30, com a definição dos componentes da cadeia de medição, e da sua organização. Recorreu-se a um calibrador de acelerómetros, tal como a testes num simulador de avarias, para validar a cadeia de medição e o software, que resultaram igualmente no aprimoramento do sistema.

Por fim, foram realizados testes na aeronave, dos quais se verificou a eficácia e eficiência do procedimento de equilibragem. Foram reduzidas as vibrações na 1ª harmónica do veio da hélice, dos 0,26 ips para os 0,032 ips, valor abaixo do limite estabelecido pela FAP. Adicionalmente, realizaram-se controlos vibratórios com o VibraPAC PRO que demonstram a redução da vibração no motor, com aquisição de vibrações noutros regimes de operação da aeronave.

Palavras-chave: Chipmunk MK20, Equilibragem dinâmica, ANSYS, VibraPac PRO

Abstract

The Portuguese Air Force (PoAF), through the aircraft fleet Chipmunk MK20, has the mission of elementary instruction of aviator pilots. In order to ensure the aircraft availability to fly, is beneficial integrate in its maintenance program, actions based in conditioning monitoring, of which the analysis of vibrations. It is purpose of this dissertation, study the implementation of a propeller dynamic balancing procedure on the aircraft, by the adaptation of the system VibraPac PRO.

Since it was not foreseen by the manufacturer any balancing procedure, in order to install the balance weight, it was necessary to modify the spinner back plate. Thus, it was possible to reduce the unbalance, through the installation of corrective weights suggested by the VibraPac PRO software. The study of this modification required, the determination of the material of the plate and a computer simulation, in ANSYS, of the stress caused by the loads in plate new holes. Thereby, has been estimated the weight limit to be 15 grams, in four different holes

Some alterations were performed to the VibraPac PRO, used to date in the aircraft Epsilon TB30, with the definition of the components of the measuring chain. An accelerometer calibrator was used, such as tests in a malfunctions simulator, to validate the measuring chain and software, which resulted in the improvement of the software.

Lastly, tests were performed in the aircraft, of which was verified the effectiveness and efficiency of the balancing procedure. The vibrations in the first harmonic 0of the propeller shaft were reduced from 0,26 ips to 0,032 ips, below to the limit establish for the PoAF. Additionally, vibratory controls were performed with the VibraPac PRO, which proved the reduction of vibrations in the engine, with the acquisition of vibrations in other operation regimes.

Keywords: Chipmunk MK20, Dynamic Balancing, ANSYS VibraPac PRO

Índice

Agradecimentos.....	iv
Resumo	vii
Abstract	ix
Índice	xii
Índice de Figuras	xv
Índice de Tabelas	xxii
Lista de Abreviaturas.....	xxiv
Lista de Símbolos	xxv
Glossário	xxviii
Capítulo 1. Introdução	1
1.1. Enquadramento	2
1.2. Motivação e Problemática.....	3
1.3. Objetivos e Metodologia	4
1.4. Estrutura da Dissertação	5
1.5. Limitações do estudo	5
Capítulo 2. Revisão de Literatura	7
2.1. Equilibragem Dinâmica	8
2.1.1 Desequilíbrio	9
2.1.2 Tipos de Desequilíbrio.....	9
2.2. Métodos de equilibragem de hélices	11
2.2.1 Equilibragem <i>single-plane</i> em três fases	12
2.2.2 Equilibragem <i>single-plane</i> numa só fase	15
2.3. Cadeia de Medição	16
Capítulo 3. Estudo das massas corretivas	19
3.1. Seleção do prato a modificar	23

3.2. Determinação do material.....	24
3.3. Determinação do número de furos e das suas posições.....	26
3.3.1 Fixação das massas.....	27
3.4. Cálculos teóricos de esforços das massas nas furações.....	28
3.5. Análise MEF dos esforços no prato da hélice.....	30
3.5.1 Modulação CAD do prato.....	30
3.5.2 Análise no software ANSYS.....	31
3.5.2.1 Malha do Modelo.....	31
3.5.2.2 Refinamento da malha nas zonas críticas.....	34
3.5.3 Análise do prato de trás da hélice no ANSYS.....	38
3.5.3.1 Aplicação das forças.....	38
3.5.3.2 Modos de falha.....	41
3.5.3.3 Avaliação de tensões pontuais e considerações de fadiga.....	43
3.6. Resultados finais.....	45
Capítulo 4. Validação do VibraPac PRO.....	47
4.1. O sistema VibraPac PRO.....	48
4.1.1 Unidade APT.....	49
4.1.2 Tablet e Software VibraPac.....	49
4.1.3 <i>Fototach</i>	50
4.2. Seleção dos acelerómetros, suporte e da sua posição.....	50
4.2.1 Regime de equilibragem.....	54
4.2.2 Seleção do acelerómetro.....	55
4.2.3 Escolha da posição e do suporte.....	56
4.3. VibraPAC Pro no Chipmunk MK20.....	50
4.3.1 Calibração da cadeia de medição.....	59
4.3.1.1 Configuração do calibrador.....	60

4.3.1.2 Medição e Calibração.....	60
4.4. Validação da cadeia de medição	62
4.5. Melhoramentos e alterações feitas à cadeia de medição.....	67
Capítulo 5. Testes na aeronave	71
5.1. Planeamento dos testes a efetuar na aeronave	72
5.2. Resultados obtidos	75
5.2.1 Equilibragem da aeronave N/C 1339	75
5.2.2 Controlo vibratório	78
5.3. Discussão dos resultados	79
Capítulo 6. Conclusões	85
6.1. Resultados finais.....	87
6.2. Recomendações	89
Referências Bibliográficas	91
Anexos.....	95

Índice de Figuras

Figura 1-1 Foto da aeronave Chipmunk MK20 (FAP, 2018).....	2
Figura 1-2 Esquema da metodologia adotada na presente dissertação	4
Figura 2-1 a) Disco desequilibrado estaticamente b) Cilindro desequilibrado estaticamente (Roque, 2002)	10
Figura 2-2 Cilindro em desequilíbrio de momento (Roque, 2002).....	10
Figura 2-3 Cilindro em desequilíbrio dinâmico (Roque, 2002)	11
Figura 2-4 Representação do motor e dos componentes do Chipmunk MK20, que rodam solidariamente com o mesmo (I.M.C. AEROSPACE, 1998)	12
Figura 2-5 Sinais obtidos pelo sensor fotoelétrico em cima, e pelo acelerômetro, em baixo (DEP, 2016)	13
Figura 2-6 Representação do vetor de desequilíbrio (R) causado pela massa desequilibrada (DEP, 2016)	13
Figura 2-7 Representação do vetor (R+T) resultante da massa de desequilíbrio inicial mais a massa de teste (MDEP, 2016).....	14
Figura 2-8 Representação do vetor (T) de desequilíbrio causado pela massa de teste (DEP, 2017).....	14
Figura 2-9 Cadeia de medição (Fonte: Autor)	16
Figura 3-1 Pratos que seguram o cone, instalados na aeronave com a hélice no meio	20
Figura 3-2 a) Método de colocação de massas no anel do motor de arranque (Fackler, 1988); b) Vista exterior do acesso ao anel do motor de arranque; c) vista interior ...	21
Figura 3-3 Método de colocação de parafusos radiais na bulkhead (Fackler, 1988) 21	
Figura 3-4 Métodos para acrescentar massas na periferia do prato da hélice: a) <i>Countersunk machine screw, aft facing flange</i> ; b) <i>Countersunk machine screw, weights inside bulkhead</i> (Fackler, 1988)	22
Figura 3-5 a) Nortec 2000; b) Sonda de medição Powerlink 480 kHz P/N 9222341 e padrões de condutividade	24

Figura 3-6 a) Máquina de dureza de Vickers Mitutoyo AVK-C2; b) Formatado do indentadores e das indentações de Vickers (Yovanovich, 2006).....	25
Figura 3-7 a) Representação das cargas nos furos do prato; b) Gráfico do fator relativo de concentração de tensões mediante a orientação e distância de furos num barra em tensão (Boeing, 2014)	27
Figura 3-8 Superfície dividida em elementos finitos (Zienkiewicz e Taylor, 2000)....	30
Figura 3-9 Modelo CAD do prato da hélice: a) vista frontal, b) vista em perspectiva, c) vista lateral	31
Figura 3-10 Representação da malha com diferentes ordens: a) elemento com ordem linear; b) elemento com ordem quadrática (ANSYS, 2018)	32
Figura 3-11 Modelos tipicamente utilizados: a) Modelo Hexaédrico (Wang, Nelson e Rauch, 2004); b) Modelo Tetraédrico (Frei, 2013)	33
Figura 3-12 Adaptação da malha ao modelo CAD.....	34
Figura 3-13 Evolução da ferramenta Refinement nos furos de fixação do prato	35
Figura 3-14 Malha refinada nos furos onde vão ser adicionadas as massas	35
Figura 3-15 Prato com os pontos de análise identificados.....	36
Figura 3-16 Gráficos de Tensão vs. Nível de refinamento: a) nas zonas não críticas b) nas zonas críticas	37
Figura 3-17 Gráficos de Desvio vs. Nível de refinamento: a) nas zonas não críticas b) nas zonas críticas.....	37
Figura 3-18 a) Face dianteira do prato da hélice b) Face traseira do prato da hélice c) Gradação de cores representativa da tensão aplicada	39
Figura 3-19 a) Face dianteira do prato da hélice b) Face traseira do prato da hélice c) Gradação de cores representativa da tensão aplicada	40
Figura 3-20 a) Face dianteira do prato da hélice b) Face traseira do prato da hélice c) Gradação de cores representativa da tensão aplicada	40
Figura 3-21 Modos de falha de placas aparafusadas: a) <i>Fastener shear</i> ; b) <i>Net Area Tension</i> ; c) <i>Bearing</i> ; d) <i>Tearout</i> (Boeing, 2014)	41
Figura 3-22 Furo nº1, com os pontos de análise identificados.....	44

Figura 3-23 Modelo CAD do prato da hélice com os furos de análise identificados .	45
Figura 3-24 Prato posterior da hélice com as porcas autofrenantes instaladas nas 10 posições definidas	46
Figura 4-1 Diagrama da cadeia de medição do VibraPac Pro (Meditor, 2014).....	48
Figura 4-2 a) Unidade APT com adaptador Wi-Fi conectado; b) o seletor ON/OFF, porta USB e os 4 LED indicadores do nível de bateria	49
Figura 4-3 Fototach e suporte utilizados na cadeia de medição do Chipmunk, montado no Epsilon numa posição semelhante (FAP, Meditor, IPS, 2017).....	50
Figura 4-4 Acelerómetros e condicionadores utilizados no estudo. a) o Bruel & Kjaer S/N BG26, com o seu condicionador; b) o acelerómetro da PCB S/N 6985 e o condicionador	52
Figura 4-5 Diferentes vistas dos suportes utilizados no estudo. a) suporte 1; b) suporte 2.....	52
Figura 4-6 Representação das duas posições para instalação dos suportes no motor do Chipmunk	52
Figura 4-7 Diagrama de blocos da análise dos sinais dos acelerómetros do motor .	53
Figura 4-8 a) Correlação entre o funcionamento de componentes do Chipmunk e do espectro de um sinal obtido; b) Identificação da frequências dos componentes do espectro do motor do Epsilon (Nunes e Silva, 1997)	54
Figura 4-9 Amplitude vs. rpm das medições de vibração em cada regime, com os dois acelerómetros	54
Figura 4-10 Gráfico dos valores de vibração dos dois acelerómetros, nas duas posições, em cada ordem	55
Figura 4-11 Gráficos comparativos dos sinais em frequência do acelerómetro da PCB e do BRUEL: a) acelerómetros montados no suporte #1; b) acelerómetros montados no suporte #2.....	56
Figura 4-12 Valores das harmónicas nos quatro regimes estudados	56
Figura 4-13 Valores das harmónicas nos quatro regimes estudados, excluindo o suporte #2.....	57

Figura 4-14 a) o <i>Accelerometer Calibrator Endevco</i> , Modelo 28959F, com o acelerómetro PCB 357B21 instalado, e o tablet do VibraPac PRO; b) <i>Display</i> e seletores do calibrador	60
Figura 4-15 Menu de calibração do VibraPac PRO	61
Figura 4-16 Primeiras medições efetuadas durante a calibração, com um fator de calibração de 0.9800	61
Figura 4-17 a) medições com o fator de calibração 3.1506 b) medições com o fator de calibração de 3.1385	62
Figura 4-18 a) Simulador de avarias detetáveis, com o fototach e o acelerómetro instalados; b) disco a simular o prato da hélice, com os 10 furos para a instalação de massas	63
Figura 4-19 Prato do simulador com as massas a representarem o desequilíbrio e o efeito do cone	64
Figura 4-20 Menu “Measure Display” no primeiro run-up, com uma amplitude de 0.335 ips	64
Figura 4-21 Prato do simulador apenas com a massa do desequilíbrio	64
Figura 4-22 Soluções apresentadas pelo programa para a correção do desequilíbrio da Figura 4-20	65
Figura 4-23 Prato do simulador com o desequilíbrio e a primeira solução de massas instalada	65
Figura 4-24 Prato do simulador com o desequilíbrio e a segunda solução de massas instalada	66
Figura 4-25 Prato do simulador com o desequilíbrio, a massa do cone e a solução final instalados	66
Figura 4-26 Tabela com os <i>run-ups</i> efetuados durante a equilibragem no simulador, apresentada neste capítulo	67
Figura 4-27 Cabos de ligação do acelerómetro e do fototach, ao APT, com a modificação evidenciada	68
Figura 4-28 Exemplo do erro que surgiu em vários <i>run-ups</i>	69

Figura 5-1 a) Fototach e acelerómetro instalados no motor b) Posição da fita refletora no volante	73
Figura 5-2 a) Fixação dos cabos que vão dos sensores à APT; b) Unidade APT colocada no interior do cockpit	73
Figura 5-3 a) Acelerómetro da Bruel, instalado no encosto do piloto da frente (#1); b) Acelerómetro da PCB, instalado no aro da canopy (#2)	74
Figura 5-4 Aeronave no local de testes com os cabos de ligação nas asas e o hardware do PROSIG destacado	75
Figura 5-5 a) Massa instalada no prato b) Representação da solução no VibraPac PRO	76
Figura 5-6 a) Massa instalada no prato com o novo vetor refletor b) Representação da solução no VibraPac PRO	76
Figura 5-7 a) Solução final após o “ <i>Final Check</i> ” no prato b) Representação da solução no VibraPac PRO	77
Figura 5-8 Solução final instalada no N/C 1339	77
Figura 5-9 Diagrama de blocos utilizado na análise dos sinais no software DATS ..	79
Figura 5-10 Representação dos vetores associados ao efeito produzido pela massa instalada no Chipmunk MK20	80
Figura 5-11 Gráfico com os valores globais de vibração obtidos pelo VibraPac PRO nos dias 14 e 19 de fevereiro de 2019, que são o 1º teste e 2º teste, respetivamente	81
Figura 5-12 Sinais na frequência do VibraPac PRO às 1200 rpm, nas 4 medições efetuadas	82
Figura 5-13 Sinais na frequência do VibraPac PRO às 2300 rpm, nas 4 medições efetuadas	82
Figura 5-14 Sinais adquiridos às 1200 rpm, no encosto do piloto da frente	83
Figura 5-15 Sinais adquiridos às 2000 rpm, no encosto do piloto da frente	83

Índice de Tabelas

Tabela 3-1 Características do prato de trás da hélice e da operação do Chipmunk MK20	28
Tabela 3-2 Valores de força e tensão para diferentes massas	29
Tabela 3-3 Propriedades do alumínio 2024-O (ASM, 1979)	31
Tabela 3-4 Propriedades da malha utilizada no ANSYS	32
Tabela 3-5 Combinações de massas para a equilibragem dinâmica do Chipmunk..	46
Tabela 4-1 Parâmetros utilizados nas aquisições e tratamento de dados do estudo	53
Tabela 4-2 Desvio padrão entre todas as medições efetuadas a cada regime	54
Tabela 4-3 Valores globais do acelerómetro PCB, nas duas posições possíveis.....	57
Tabela 4-4 Resumo das modificações realizadas ao sistema VibraPac PRO	67
Tabela 5-1 Sumário da equilibragem do Chipmunk N/C 1339	78
Tabela 5-2 Valores globais calculados pelo VibraPac PRO nos controlos vibratórios	78
Tabela 5-3 Parâmetros para o cálculo do valor global no VibraPac PRO.....	79
Tabela 5-4 Valores globais obtidos nos acelerómetros instalados no cockpit	79

Lista de Abreviaturas

AFA	Academia da Força Aérea
APT	Aquisição Pré-processamento e Transmissão
BA1	Base Aérea 1
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
DEP	Direção de Engenharia e Programas
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAP	Força Aérea Portuguesa
HB	<i>Hardness of Brinell</i>
HP	<i>Horse Power</i>
IACS	<i>International Annealed Copper Standard</i>
IPS	Instituto Politécnico de Setúbal
ICP	<i>Integrated Circuit Piezoelectric</i>
MEF	Método dos Elementos Finitos
MS	Margem de Segurança
NFAC	Núcleo de Fiabilidade e Avaliação da Condição
N/C	Número de Cauda
PILAV	Piloto Aviador
P/N	<i>Part Number</i>
PTM	Procedimento Técnico de Manutenção
rpm	Rotação por minuto
SA	Sistema de armas
SEM	<i>Scanning Electron Microscopy</i>
S/N	<i>Serial Number</i>
VHN	<i>Vickers Hardness Number</i>

Lista de Símbolos

a_c	Aceleração centrípeta
a	Aceleração linear
ips	<i>Inches Per Second</i>
in	<i>Inches</i> (polegadas)
θ	Ângulo
gr	Gramas
ω	Velocidade angular
v	Velocidade linear
vs	Versus
m_c	Massa corretiva
Hz	<i>Hertz</i>
lb	<i>Libras</i>
P_{ss}	<i>Fastener single shear capability (lb)</i>
$P_{tearout}$	<i>Tearout capability</i>
P_{brg}	<i>Joint bearing capability (lb)</i>
P_{net}	<i>Material net área tension capability (lb)</i>
t	Espessura (<i>in</i>)
	Tempo
F_{tu}	<i>Tension ultimate allowable (lb/in²)</i>
F_{ty}	<i>Tension yield allowable (lb/in²)</i>
F_{su}	<i>Shear ultimate stress (lb/in²)</i>
F_{du}	<i>Design tension allowable (lb/in²)</i>
F_{brg}	<i>Design bearing allowable (lb/in²)</i>
F_{bru}	<i>Bearing Ultimate stress (lb/in²)</i>
F_{bry}	<i>Bearing yield allowable (lb/in²)</i>
D	Desvio
d	Diâmetro
Pa	Pascal
pC	Picocoulomb

V	Volt
$\{\vec{V}_0\}$	Desequilíbrio sem o efeito do cone
$\{\vec{V}_c\}$	Desequilíbrio com o efeito do cone
$\{\vec{V}_T\}$	Desequilíbrio total
$\{\overline{VR}\}$	Vetor refletor
$\{\overline{W}\}$	Massa instalada
$\{\vec{S}\}$	Solução
k_t	Fator de concentração de esforços em tensões

Glossário

1. **Desequilíbrio:** condição existente num rotor quando a força de vibração ou movimento é transmitido aos rolamentos como resultado de forças centrífugas (International Standart Organization (ISO, 2003))
2. **Fadiga:** processo de iniciação e propagação de fissuras numa estrutura devido a variações repetidas de tensões (Comité Européen de Normalisation, 2005)
3. **Harmónica:** frequência de um componente que é um número múltiplo de uma frequência fundamental (de referência) (Mitchell, 1993)
4. **Janela *Hanning*:** é uma função que é usada para reduzir os erros no processamento de sinais (ISO, 1990) A janela *Hanning* é a mais utilizada para análise de vibrações de máquinas (Mitchell, 1993)
5. **Manutenção:** processo que assegura que um sistema desempenhe continuamente a sua função com os mesmos níveis de fiabilidade e segurança para o qual foi projetado (Kinnison, 2004)
6. **Médias (análise de sinais):** num analisador dinâmico digital, fazer a média das de várias medições melhora estatisticamente a precisão e reduz os níveis de componentes assíncronos aleatórios (Mitchell, 1993)
7. **Ordem:** número inteiro, múltiplo de uma frequência fundamental ou de referência, que normalmente é a velocidade de funcionamento. Um gráfico com um espectro na frequência apresentado em ordens, vai ter múltiplos da velocidade de funcionamento, ao longo do eixo horizontal. As ordens são geralmente referidas como 1X para a velocidade de funcionamento, 2X para o dobro da velocidade de funcionamento, etc (Mitchell, 1993)
8. **Overlap:** método de processamento de sinais, que divide o sinal adquirido em segmentos justapostos, iguais em comprimento. O sinal na frequência é calculado, sobrepondo parcialmente segmento a segmento, adicionando-se os resultados (Restivo, 1998)
9. **Efeito triboelétrico:** ruído gerado num cabo devido à flexão ou movimento do próprio cabo (ISO, 2012)
10. **Firewall:** secção da fuselagem de uma aeronave, que separa o motor do cockpit

Capítulo 1. Introdução

No presente capítulo é introduzida a temática da dissertação. Desta forma, é feita a contextualização do papel do Chipmunk MK 20 na Força Aérea Portuguesa, tal como da motivação para a implementação de um procedimento de equilibragem dinâmica na aeronave. De seguida, são estabelecidos os objetivos e a metodologia adotada. No fim do capítulo, é apresentado um resumo da estrutura da dissertação, e as limitações que surgiram durante o processo.

1.1. Enquadramento

A Força Aérea Portuguesa (FAP) é um ramo das Forças Armadas, parte integrante das forças de segurança da República Portuguesa, que tem como missão, garantir a soberania nacional através da defesa aérea do território nacional. Para que cumpra tal objetivo, tem ao seu dispor diversos Sistemas de Armas (SA) que requerem formação científica, ministrada em diversas fases de instrução, nas quais os alunos utilizam várias aeronaves ao longo da sua aprendizagem (Rosa, 2010).

Na fase inicial de instrução dos pilotos, é utilizada a aeronave De Havilland Chipmunk MK20 (Figura 1-1), um avião bi-lugar movido a hélice, que se encontra ao serviço da Força Aérea desde 1952. Este já sofreu algumas modificações, sob licença do fabricante De Havilland, a partir de uma outra versão designada Chipmunk MK10, entre as quais uma remotorização mais potente, de 145 HP para 180 HP (FAP, 2018).



Figura 1-1 Foto da aeronave Chipmunk MK20 (FAP, 2018)

Para que a missão de instrução se realize, é necessário o aprontamento das aeronaves por meio de uma manutenção adequada, de forma a garantir a eficiência dos meios. Tendo em conta que é um SA da década de 50, a manutenção efetuada é essencialmente corretiva e sistemática, não fazendo parte do programa de manutenção ações baseadas na monitorização da condição. A análise dos espectros de vibrações das aeronaves é uma das técnicas de manutenção baseado na condição dado que, apesar de ser normal a existência de vibrações, o seu aumento pode estar associado a anomalias.

As vibrações anormais podem ter várias origens, entre os quais o desequilíbrio dinâmico das hélices, resultante de imperfeições nas pás da hélice, da distribuição assimétrica da massa por desgaste, consequentes do seu fabrico, ou por efeitos aerodinâmicos (Naval Air Systems Command, 2006). Uma das técnicas para corrigir o desequilíbrio numa aeronave, é através procedimento que ajusta a distribuição de massa do sistema para garantir que o desequilíbrio residual, à velocidade de serviço, é inferior as limites específicos, denominado por equilibragem dinâmica (ISO, 2001).

Nos dias de hoje, todas as aeronaves da Força Aérea movidas a hélice possuem, no seu programa de manutenção, um procedimento de equilibragem da hélice, à exceção do Chipmunk MK20. O fabricante da aeronave, não estabelece qualquer periodicidade de equilibragem, nem quaisquer limitações de vibração para o SA.

A aeronave Aerospatiale Epsilon TB-30 possui um sistema de equilibragem e controlo vibratório, implementado pela FAP, que utiliza o equipamento VibraPac PRO. Mediante a alteração de componentes e software, o sistema poderia ser utilizado no Chipmunk MK20, visto que as aeronaves apresentam características semelhantes, a nível de performance, estrutura e tipo de sistema propulsivo.

1.2. Motivação e Problemática

Ao longo da operação do Chipmunk, foram realizadas várias medições de vibração no motor e hélice da aeronave, como ação complementar na pesquisa de avarias, em virtude do aparecimento de partículas metálicas no óleo do motor e pontualmente por reportes de vibrações excessivas por parte dos pilotos e mecânicos. A análise permitiu concluir que as vibrações atípicas se deviam ao desequilíbrio da hélice (Milharadas e Almeida, 2017). Tendo em conta o exposto, o gestor de frota solicitou à Direção de Engenharia e Programas (DEP), em particular ao Núcleo de Fiabilidade e Avaliação da Condição (NFAC), o desenvolvimento e implementação de um programa de equilibragem dinâmica para o SA (Milharadas e Almeida, 2017), sendo que foi com base nesse pedido que surgiu a presente dissertação

A implementação de um programa de equilibragem de hélices representa inúmeras vantagens, viz. (Roque, 2002):

- Redução das vibrações, pois o desequilíbrio é a principal causa das mesmas;
- Aumento da vida útil dos equipamentos, pela redução dos esforços nos seus componentes;
- Aumento da segurança dos operadores;
- Redução da fadiga do operador, induzida pelo ruído e vibração.

Para além disso, tendo por base a experiência obtida com a equilibragem do Epsilon TB30, a implementação deste processo pode também mitigar algumas ações

de manutenção associadas ao excesso de vibrações, e.g., dano de rebites e nos capôs do motor.

Desta forma, dada a relevância de uma análise da viabilidade da instalação de um procedimento que reduza o nível de vibração da aeronave Chipmunk MK20, foi estabelecida a seguinte pergunta de partida:

“Em que medida pode ser implementado um procedimento de equilibragem dinâmica na aeronave Chipmunk MK20?”

1.3. Objetivos e Metodologia

Atendendo à problemática apresentada, os objetivos que se pretendem atingir com a presente dissertação é desenvolver o método de redução de vibrações, tendo em conta as características da aeronave. Para atingir o proposto, pretende-se adaptar especificamente o sistema de equilibragem VibraPac PRO, utilizado no Epsilon TB30, definindo o *hardware* que compõe a cadeia de medição, e validando o *software* para o tratamento dos dados e apresentação das soluções.

No sentido de responder tanto à pergunta de partida, como aos objetivos propostos, foi adotada a metodologia apresentada na Figura 1-2:

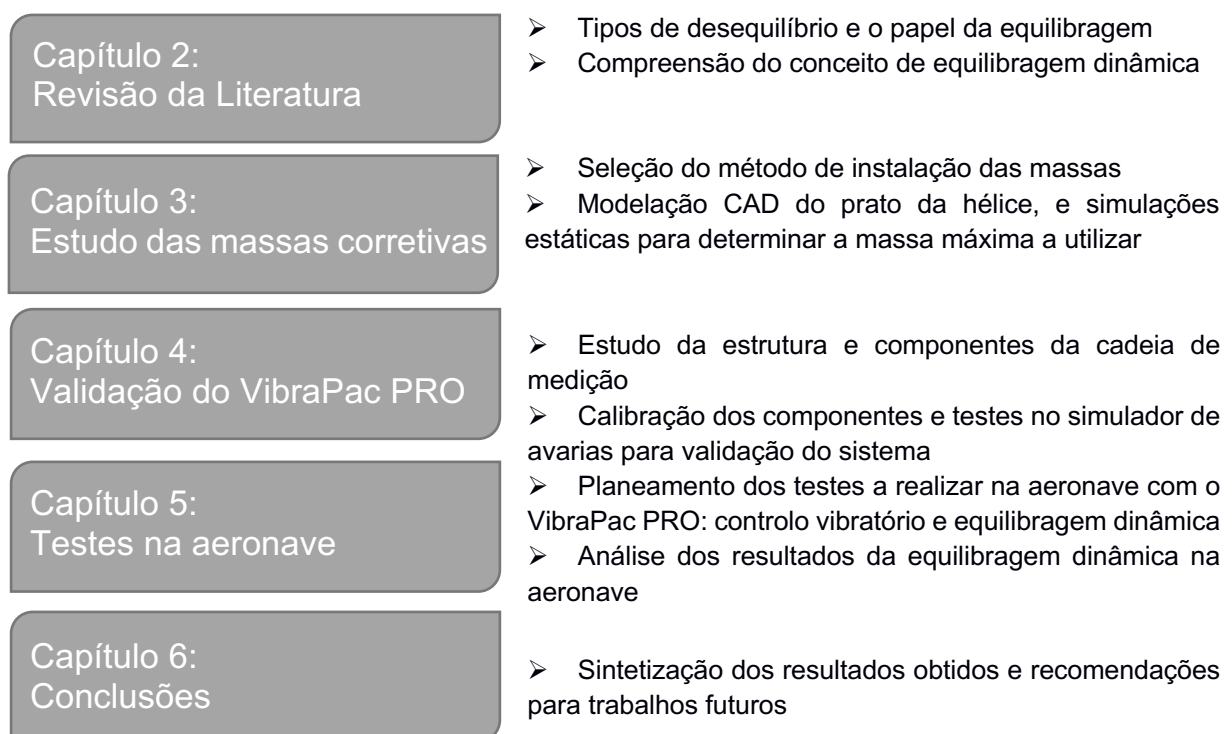


Figura 1-2 Esquema da metodologia adotada na presente dissertação

1.4. Estrutura da Dissertação

O presente capítulo visa introduzir o tema da dissertação ao leitor, enquadrar com problema central do estudo e expor os objetivos e metodologia adotados, para o cumprimento da investigação.

No segundo capítulo, é apresentado o conhecimento teórico basilar para compreensão deste trabalho de investigação. É abordado o conceito de desequilíbrio e os seus tipos, os métodos de equilibragem de hélices e os elementos que compõem a cadeia de medição, sistema essencial para se proceder a uma equilibragem.

No terceiro capítulo, é estudado o método a adotar para a instalação das massas na aeronave para proceder-se à equilibragem, tendo resultado na modificação do prato da hélice.

No quarto capítulo, é efetuada a validação do sistema VibraPac PRO, após a adaptação às características do Chipmunk MK20. É descrito o material a utilizar na cadeia de medição, algoritmo de equilibragem e testes efetuados num simulador.

No quinto capítulo, são apresentados os testes reais realizados à aeronave com o sistema VibraPac Pro, tal como a análise dos resultados obtidos.

No sexto e último capítulo, são expostas as conclusões finais do trabalho realizado e sugeridas recomendações para trabalhos futuros.

1.5. Limitações do estudo

A presente dissertação tem o objetivo de estudar a viabilidade de corrigir o desequilíbrio da hélice, e dos elementos que rodam solidariamente com esta, por via de uma ação de monitorização da condição. Deste modo, exclui-se da matéria de análise, a correção de outras anomalias detetáveis da análise das vibrações como desalinhamentos, danos nos rolamentos ou nas chumaceiras, folgas, desapertos ou fraturas (DEP, 2016).

Anteriormente, o NFAC tinha feito esforços por adaptar o sistema VibraPac PRO ao Chipmunk MK20, portanto algumas modificações já tinham sido efetuadas ao *software*. Apesar disso, os trabalhos realizados estavam incompletos, tendo sido esse o ponto de partida do autor, na validação da VibraPac PRO.

No desenvolvimento do trabalho foram identificadas algumas limitações. Por forma a estudar o impacto das massas corretivas no prato da hélice, foi necessário construir o prato num modelo CAD, contudo, como não foram disponibilizadas as medidas originais e constituição do material, pelo fabricante. Posteriormente, na análise dos esforços do prato, a capacidade computacional foi um fator limitativo na obtenção de resultados., não tendo sido possível efetuar uma análise mais robusta.

De modo a testar-se o sistema de equilibragem, foi necessário a prévia instalação do prato da hélice modificado apenas numa aeronave dada a morosidade do processo, limitando as possibilidades de efetuar testes variados. Adicionalmente, a disponibilidade da aeronave era limitada, dado que, a frota é composta por apenas seis aeronaves, solicitadas constantemente para a instrução dos alunos PILAV.

Capítulo 2. Revisão de Literatura

No presente capítulo é apresentada e avaliada a informação, que permitiu desenvolver esta dissertação. Inicia-se o estudo do conceito de desequilíbrio, e dos diferentes tipos, e de seguida é abordada a temática da equilibragem. Nesta vertente, é analisada as duas variantes da equilibragem *single-plane*, culminando na apresentação da cadeia de medição e dos seus componentes.

2.1. Equilibragem

O ser humano intuitivamente reconhece ruídos, vibrações ou outros sinais através dos seus sentidos, de que algo não está correto nas máquinas que opera. No entanto, com a evolução as máquinas, estas tornaram-se mais complexas, operam a rotações muito superiores e por isso os efeitos provados são mais severos (Mitchell, 1993).

A monitorização da condição tem o objetivo de garantir que os equipamentos operem durante mais tempo e com os menores custos totais (Mitchell, 1993). Porém, esta monitorização deve ser integrada como complemento no programa de manutenção, e empregue como uma das medidas para manter a operação prolongada das aeronaves. A análise de vibrações é um dos métodos integrado na monitorização da condição.

Na operação das máquinas, a existência de vibrações é uma consequência natural do seu funcionamento e nas aeronaves, a sua origem provem essencialmente da rotação do veio do motor e da hélice. Todavia, as vibrações não devem superar os limites específicos para cada sistema, quando definidos. Logo, é essencial que os componentes rotativos com anomalias ao nível das vibrações, no conjunto motor+hélice (motor, veio de transmissão, pás, cone, pratos do cone) sejam corrigidos com os processos adequados.

No SA Chipmunk MK20, de acordo com a entrevista aos mecânicos da frota, os métodos para corrigir as vibrações excessivas podem passar pela substituição de estruturas danificadas, regulação da mistura do carburador, desempenho do berço ou ajustes nos apoios do motor. Porém pode não ser suficiente, não havendo outra ação de manutenção disponível para resolver o problema da frota (Raminhos, 2018).

A ISO define equilibragem como o procedimento através da qual a distribuição de massa de um rotor é verificada e, se necessário, ajustada para garantir que o desequilíbrio residual ou a vibração nos registos e /ou forças nos rolamentos a uma frequência correspondentes à velocidade de serviço, estão dentro dos limites especificados (ISO, 2003). Apesar de não estarem estabelecidos limites de vibração em normas ISO, o valor tipicamente utilizado para o caso de desequilíbrio dinâmico de rotores e hélices é 0.2 ips (DEP, 2016)

2.1.1 Desequilíbrio

O desequilíbrio, é uma “condição existente num rotor quando a força de vibração ou movimento, é transmitido aos rolamentos como resultado de forças centrífugas” (ISO, 2003). Um elemento está em desequilíbrio quando o eixo principal de inércia não está alinhado com o eixo de rotação.

Esta situação pode ser causada por dois fatores principais: desequilíbrio de massa gerado pela distribuição assimétrica da massa nas pás causado por, e.g., i) problemas no fabrico das peças; ii) orifícios, porosidades ou diferentes densidades dos materiais; iii) problemas causados na fase de montagem dos componentes; iv) fatores operacionais, pois o desgaste da pintura das pás e/ou a sua corrosão, pode gerar uma distribuição assimétrica que induz desequilíbrio (Alsalaet, 2017); e desequilíbrio aerodinâmico motivado pela não similaridade das forças de sustentação e arrasto entre de cada pá (Niebsch, Ramlau e Nguyen, 2010).

O Chipmunk MK20, sendo uma aeronave a hélice, é suscetível de ser afetado pelos desequilíbrios referidos, dado que, durante a sua operação, está sujeito a diversos fatores. As condições ambientais do local de operação, os embates sucessivos no solo, e.g., nas aterragens e as manobras acrobáticas, afetam toda a sua estrutura, podendo gerar desequilíbrios.

2.1.2 Tipos de Desequilíbrio

Existem diferentes tipos de desequilíbrios num rotor, os quais podem determinar qual o tipo de equilibragem a ser realizada no sistema. Estabelecem também os planos nos quais é necessário para efetuar essa correção.

2.1.2.1 Desequilíbrio Estático

O desequilíbrio estático, representado nas Figuras 2-1 a) e b), ocorre quando o eixo principal de inércia 1-1 está disposto paralelamente em relação do eixo geométrico de rotação 0-0, e o centro de massa do rotor está afastado do eixo inercial. Pode ser identificado com o rotor parado pois há a tendência de o ponto mais pesado rodar para a posição mais baixa, que será a posição de equilíbrio. Para a correção deste tipo de desequilíbrio, basta adicionar ou retirar massa num dos planos diametralmente oposto ao ponto pesado.

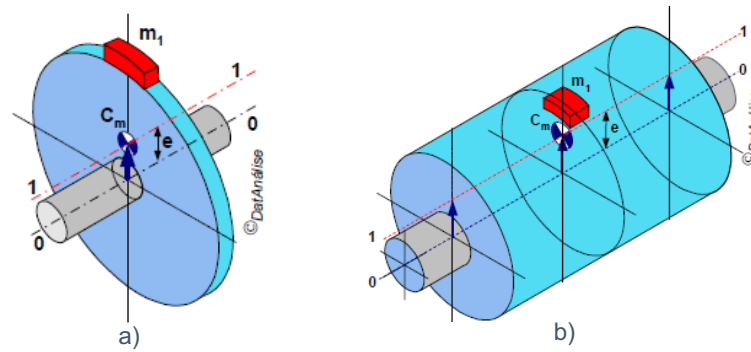


Figura 2-1 a) Disco desequilibrado estaticamente b) Cilindro desequilibrado estaticamente (Roque, 2002)

2.1.2.2 Desequilíbrio de Momento

Um rotor está com um desequilíbrio de momento quando o centro de massa coincide com o eixo de inércia 1-1, porém, o eixo geométrico de rotação 0-0 apenas interceta o eixo principal de inércia 1-1 nesse ponto, como representado na Figura 2-2. O método de correção desta anomalia passa pela adição de pelo menos duas massas, colocadas em locais transversal e diametralmente opostos, para gerarem forças que contrariem o desequilíbrio.

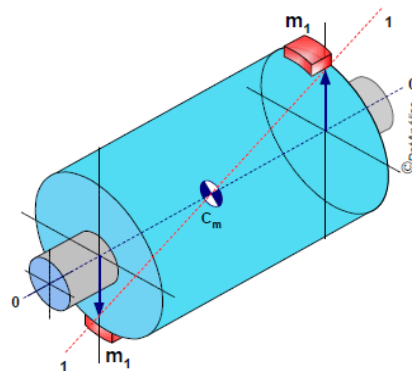


Figura 2-2 Cilindro em desequilíbrio de momento (Roque, 2002)

2.1.2.3 Desequilíbrio Dinâmico

Um rotor poderá ter, simultaneamente, um desequilíbrio estático e de momento, e a esta condição denominamos de desequilíbrio dinâmico. O desequilíbrio ocorre quando o eixo geométrico de rotação 0-0 não coincide em nenhum ponto com o eixo de inércia principal 1-1, como está retratado na Figura 2-3.

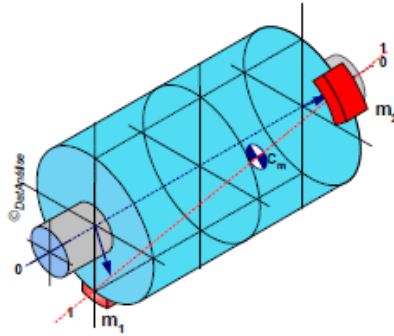


Figura 2-3 Cilindro em desequilíbrio dinâmico (Roque, 2002)

De forma a corrigir esta anomalia, considerada uma das mais frequentes de ocorrer num rotor, faz-se uma equilibragem em múltiplos planos, perpendiculares ao eixo (SPECMAN, 2005). No entanto, tipicamente, nos sistemas a equilibrar nas aeronaves, não é possível instalar massas em diferentes planos, orientando os procedimentos a tomar para a correção do desequilíbrio em apenas um plano, ou seja, corrige-se o desequilíbrio estático.

2.2. Métodos de equilibragem de hélices

Devido aos desequilíbrios que surgem nos rotores, é necessário aplicar-se uma correção de massas, tal como se explicou anteriormente em cada um dos tipos desequilíbrios. Existem dois métodos de equilibragem de hélices nas aeronaves: i) equilibragem estática; ii) equilibragem dinâmica.

O processo de correção denominado equilibragem estática, é efetuado pelo fabricante ou por organizações certificadas, no caso do Chipmunk, nas revisões/inspeções das hélices, antes de serem instaladas nas aeronaves. Este processo baseia-se na adição ou remoção de massa na hélice, ou no desbaste de material com técnicas específicas (Federal Aviation Administration (FAA), 2005).

Porém, na aeronave também pode ser corrigido o desequilíbrio com a hélice instalada, através da utilização de transdutores e analisadores que medem as vibrações das hélices em funcionamento, o que permite aplicar correções e assim diminuir a amplitude de vibração. Este processo designa-se por equilibragem dinâmica (FAA, 2005). Face ao anterior método apresenta como vantagens: i) permitir que a correção influencie a hélice e demais componentes que rodam solidariamente com a mesma, e.g., a cambota, o prato da hélice e cone, representados na Figura 2-4 (I.M.C. Aerospace, 1998), uma vez que todos contribuem para o desequilíbrio; ii)

possibilita que o processo seja efetuado com a hélice instalada, o que reduz o tempo da ação de manutenção (Nunes *et al.*, 2001).

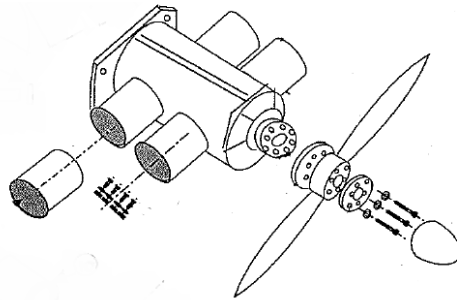


Figura 2-4 Representação do motor e dos componentes do Chipmunk MK20, que rodam solidariamente com o veio do motor (I.M.C. AEROSPACE, 1998)

2.2.1 Equilibragem *single-plane* em três fases

Um dos métodos de equilibragem dinâmica utilizados é denominado de equilibragem *single-plane*, na qual se determina o local e o valor da massa corretiva a aplicar. É uma técnica que permite fazer a correção do desequilíbrio com três medições de vibração, qualquer que seja o número de pás da hélice.

Este método é composto por várias etapas: 1. Preparação do equipamento para a medição de vibrações; 2. *Run-up* de referência; 3. Adição de uma massa de teste; 4. Realização de um *run-up* de teste; 5. Remoção da massa de teste, e instalação das massas de correção; 6. Realização de um *run-up* de ajuste/verificação. As diversas etapas encontram-se descritas nas subcapítulos que se seguem.

2.2.1.1 Preparação do equipamento para a medição de vibrações

Para a medição de vibrações é necessária a utilização de sensores que meçam a amplitude da vibração, e.g. acelerómetros, e de sensores de posição angular ou fase dessas vibrações, em relação a uma referência, e.g., um sensor fotoelétrico e uma fita refletora.

Como representado na Figura 2-5, o primeiro sinal, denominado por fase do sinal, é obtido pelo sensor fotoelétrico e serve como referência ao segundo sinal, obtido pelo acelerómetro. O sinal adquirido pelo acelerómetro representa a vibração no local de instalação, que deve ser na direção radial, relativamente ao plano de rotação da hélice. O sinal é filtrado de toda a gama de sinais obtidos, sendo analisada a amplitude à frequência de rotação da hélice. Isto permite determinar qual a amplitude e a fase do desequilíbrio (DEP, 2016).

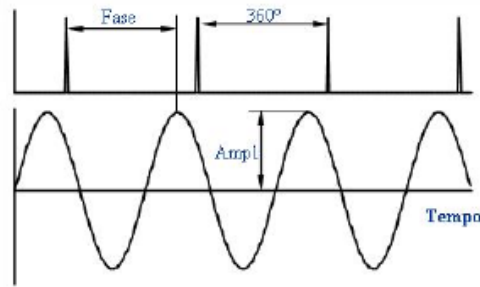


Figura 2-5 Sinais obtidos pelo sensor fotoelétrico em cima, e pelo acelerômetro, em baixo (DEP, 2016)

2.2.1.2 Run-up de referência

Com a aeronave a trabalhar à velocidade (frequência) estipulada para a equilibragem, todos os parâmetros de amplitude das vibrações, fase e rpm são medidos. Este *run-up* serve para determinar as condições iniciais da aeronave e identificar a intensidade de desequilíbrio.

A representação da magnitude e da fase num gráfico polar pode ser efetuada como representado na Figura 2-6, onde está representado por R , o vetor de desequilíbrio, com um comprimento de acordo com a sua intensidade, e o ângulo do desequilíbrio (α), em relação à marca de referência (alvo). É sob este vetor R que se pretende atuar para eliminar o desequilíbrio.

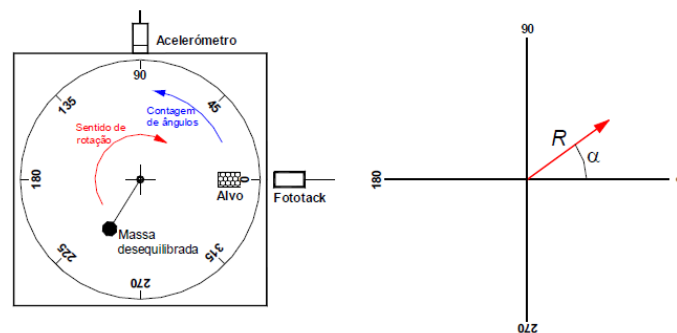


Figura 2-6 Representação do vetor de desequilíbrio (R) causado pela massa desequilibrada (DEP, 2016)

2.2.1.3 Adição de uma massa de teste

Após o *run-up* de referência, deve ser colocada uma massa de teste, suficiente para influenciar o estado de equilíbrio do rotor, e como referência, a amplitude e a fase devem ambas ter uma variação mínima de 15% ou 15° (SPECMAN, 2009)

A seleção de uma massa de teste correta é muito importante pois, se a massa for excessiva, pode criar um desequilíbrio a ponto de comprometer a segurança ou provocar danos na estrutura. Como referência a massa deve produzir uma força de 10% do peso do rotor (SPECMAN, 2009).

2.2.1.4 Run-up de teste

Após a instalação da massa de teste, realiza-se de novo um *run-up* à mesma velocidade de rotação do primeiro, para determinar a resultante do desequilíbrio da hélice (R), conjugado com o desequilíbrio provocado pela massa de teste (T), i.e., o vetor $R+T$ representado na Figura 2-7.

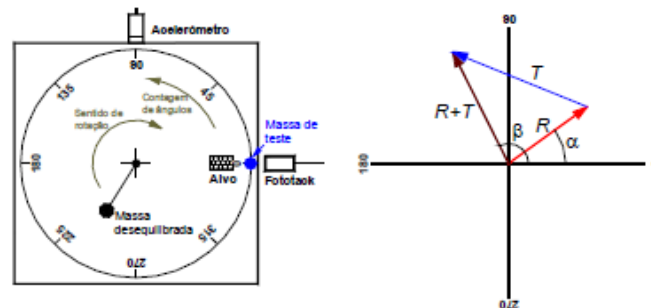


Figura 2-7 Representação do vetor ($R+T$) resultante da massa de desequilíbrio inicial mais a massa de teste (MDEP, 2016)

Com a subtração do vetor R no vetor $R+T$, obtém-se o vetor T , que é a força gerada pela adição da massa de teste. Como se sabe o ângulo de colocação da massa de teste e a fase do novo desequilíbrio representado pelo vetor T , é possível determinar de forma precisa o seu efeito no plano (DEP, 2016). Para eliminar o desequilíbrio R , deve rodar-se a massa de forma a que o vetor T fique desfasado 180° em relação à direção de R .

2.2.1.5 Remoção da massa de teste e instalação das massas de correção

Por fim, a massa de teste é retirada e adiciona-se uma massa de correção que gere um vetor na mesma direção, mas no sentido oposto do desequilíbrio (R). Obtém-se esta posição através do ângulo Φ , relativamente ao vetor T se este estiver a partir da origem (Figura 2-8).

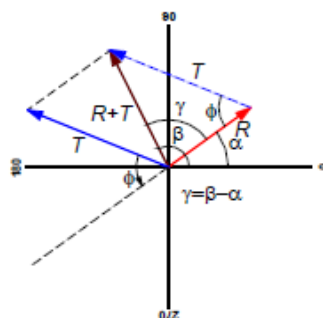


Figura 2-8 Representação do vetor (T) de desequilíbrio causado pela massa de teste (DEP, 2017)

Este processo é iterativo, sendo necessário repetir os passos anteriores até se atingir um valor de amplitude aceitável. Uma característica do processo é que as massas só podem ser colocadas em determinadas posições criadas para o efeito e, quando se calcula a força final para equilibrar o sistema, por vezes não é possível colocar a massa corretiva exatamente no sítio desejado. Nestas situações, deve-se adicionar duas ou mais massas, cuja resultante dos momentos vai gerar o mesmo efeito que uma massa no sítio ideal iria criar.

Mesmo depois de uma máquina estar equilibrada, pode dar-se o caso de a vibração não ter sido completamente anulada. Esta situação deve-se a erros envolvidos nas medições de fase, massas instaladas e magnitudes dos vetores. Contudo, dado que as máquinas não são perfeitas, pode continuar a existir uma vibração residual, desde que não seja superior aos limites específicos para cada sistema (SPECMAN, 2009).

Em suma, este processo permite determinar a correção a aplicar ao desequilíbrio recorrendo a três fases: medição inicial, medição com a massa de teste e medição final. Porém existe outro método que expedita a equilibragem, denominada equilibragem numa só fase.

2.2.2 Equilibragem *single-plane* numa só fase

Neste processo, recorre-se aos dados obtidos do método de medição *single-plane* apresentado anteriormente, para se obter através de cálculos o vetor refletor. O vetor refletor consiste na “resposta do sistema a uma massa de teste, para uma posição do acelerómetro e sensor de fase” (DEP, p. 119,2016). Desta forma, não é necessária a etapa da adição de uma massa de teste na equilibragem, reduzindo o tempo do procedimento e evitando o funcionamento desnecessário do motor, pois pode obter-se uma solução final logo após a 1ª medição. No entanto, este método só é possível se já houver um histórico de medições nas aeronaves, com o sistema de equilibragem com o qual se pretende efetuar a equilibragem.

O vetor refletor é composto pelos fatores A e B. O fator A traduz a relação entre a massa corretiva, em gramas (gr), e o desequilíbrio inicial, indicado na expressão seguinte:

$$A \times R = m_c \quad (2.1)$$

, e o fator B , representa a relação entre a fase do desequilíbrio $R(\alpha)$, e a posição angular da massa corretiva (m_c), segundo a expressão:

$$\alpha \times B = \text{ângulo } m_c \quad (2.2)$$

Os fatores são determinados experimentalmente, com base na resposta linear dos sistemas. O vetor refletor mantém-se igual, para equilibragens no mesmo sistema, ou seja, no mesmo SA, desde que o acelerómetro e o sensor de fase sejam instalados na mesma posição, e que os componentes do conjunto motor+hélice das aeronaves sejam iguais.

2.3. Cadeia de Medição

A cadeia de medição é essencial para a resolução dos problemas de desequilíbrio nas hélices num procedimento de equilibragem, pois é constituída por elementos que fazem a medição e análise de vibração. Os elementos que compõem a cadeia de medição são escolhidos de acordo com um modelo que se adequa às características de cada aeronave, quer por fatores ambientais onde é realizada a medição, seja por restrições de espaço ou temperatura de operação dos sistemas. Na Figura 2-9, está representada a cadeia de medição e seguidamente é apresentado cada um dos elementos.

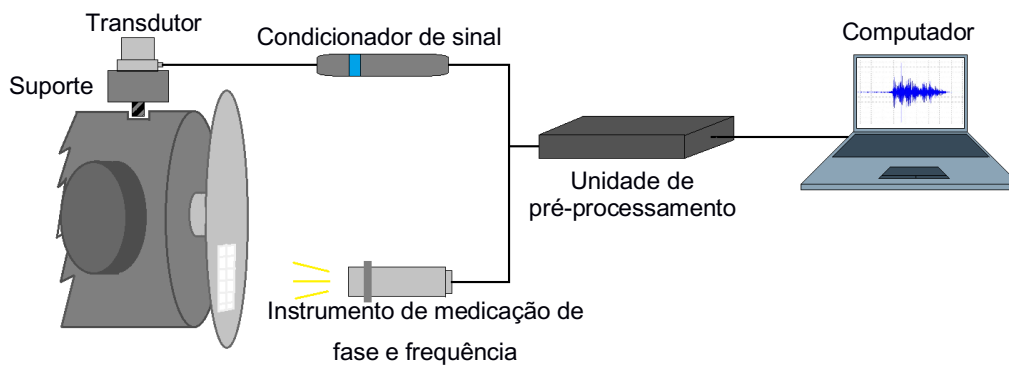


Figura 2-9 Cadeia de medição (Fonte: Autor)

Transdutor

O transdutor é um sensor que serve para a medição de vibrações. É o elemento que converte a translação, velocidade ou aceleração, em sinais elétricos que posteriormente vão ser recolhidos e processados. Existem diversos fatores que influenciam a escolha de um transdutor, entre os quais o intervalo de frequência de interesse, dependendo da velocidade de operação das máquinas a analisar e o tipo de medições que se pretendem efetuar. Para atender a estes fatores, é preciso

escolher os transdutores com a sua sensibilidade e frequência de amostragem adequada (DEP, 2016).

Os acelerômetros piezoelétricos são transdutores de aceleração que medem a vibração e a transformam em sinais elétricos. São compostos por um material piezoelétrico, que possui características únicas, e que sob stress mecânico, i.e., compressões ou trações, geram uma carga elétrica, proporcional à força aplicada. Através da segunda Lei de Newton, expressa matematicamente por $F = m \times a$, pode medir-se a aceleração, se o acelerômetro estiver acoplado com o corpo no qual se quer medir a vibração, sendo que a massa a considerar é a do objeto, desprezando a massa do acelerômetro. Podem ser aplicados em diversos tipos de medições de vibrações, pois têm uma larga gama de vibrações em que podem trabalhar (Brüel & Kjær, 1982).

Os acelerômetros podem ser de dois tipos: i) acelerômetros com Circuitos Eletrônicos Integrados (ICP), que amplificam internamente o sinal; ii) acelerômetros de carga, que são amplificado externamente por um condicionador de sinal. (DEP, 2016)

Condicionador de sinal

O condicionador de sinal tem o propósito de converter sinais provenientes dos acelerômetros de carga, em sinais possam ser facilmente medidos e registados pelos instrumentos de análise (Nunes, 2005). Serve para amplificar o sinal, tornando-o menos suscetível a corrupção por ruído e evita perdas no percurso até à unidade de pré-processamento (PCB Piezotronics Inc., 2016).

Suporte

O suporte é a estrutura que serve para a fixação do acelerômetro. Pode apresentar diversos formatos e ser composto por diferentes materiais. As suas características influenciam a receção dos sinais, dada a sua influência na transmissão da vibração. A frequência natural do material é um fator a considerar, pois caso esteja na gama de sinais que se pretendem adquirir, pode contaminar e dificultar a análise dos sinais (Nunes, 2005).

Instrumentos de medição de fase e frequência

Os instrumentos de medição de fase e frequência permitem determinar a fase de um sinal e a velocidade de rotação de um componente (DEP, 2016). Podem ser de vários tipos, viz: lâmpada estroboscópica, sensor fotoelétrico e sensor magnético.

Os sensores fotoelétricos, ou *phototach*, são compostos por duas células fotoelétricas que servem de emissão e deteção de um feixe infravermelho. O feixe é refletido num objeto, e cujas mudanças de luz produzem um sinal elétrico. É utilizada uma fita refletora (marca de referência) para medir a fase, relacionando os impulsos elétricos do *phototach* com as vibrações da rotação da hélice e calcula a velocidade de rotação para determinar a frequência de serviço (Nunes *et al.*, 2001).

Unidade de pré-processamento

Na unidade de pré-processamento, é efetuada a aquisição dos dados provenientes dos sensores e, tem a função de guardá-los e efetuar uma análise primária (Nunes, 2005). Tem a capacidade de preparar os dados para o pós-processamento, através de filtragens e conversões do sinal adquirido (Meditor, 2014).

Computador

O computador neste sistema, tem o propósito de guardar toda a informação relevante do processo, e estrutura-la numa base de dados. Através da utilização de um *software*, é possível efetuar cálculos através da informação obtida, para determinar as soluções a utilizar para se proceder à equilibragem da aeronave (Nunes, 2005).

Capítulo 3. Estudo das massas corretivas

Neste capítulo é estudado o método a utilizar para se proceder à equilibragem dinâmica, através da determinação do local para instalação das massas corretivas. Dada a necessidade de alterar o prato da hélice, foi realizada uma análise do material que o compõe e dos esforços provocados pelas massas, obtendo desta forma, as combinações de massas a utilizar no procedimento.

A aeronave Chipmunk MK20 está equipada com a hélice Sensenich 76EM8S5-0-60, que possui um passo fixo e está coberta por um cone em compósito que garante a proteção de todo o equipamento. Numa posição anterior e posterior à hélice, estão dois pratos que estão presos ao cone através de parafusos (Figura 3-1).



Figura 3-1 Pratos que seguram o cone, instalados na aeronave com a hélice no meio

Não está previsto pelo fabricante do Chipmunk MK20 qualquer tipo de procedimento de equilibragem, todavia é possível definir tais procedimentos tendo como referência documentação geral de hélices, e.g., “The Smooth Propeller” de James Fackler, da empresa Chadwick-Helmuth, e “ACES Systems Guide to Propeller Balancing” uma publicação da TEC (FAA, 2005).

Segundo o manual da Chadwick-Helmuth (Fackler, 1988), há quatro métodos aceitáveis para a adição de massa, por forma a proceder-se à equilibragem dinâmica da hélice: 1. Posições de equilíbrio estático na hélice; 2. Anel do motor de arranque; 3. Periferia do prato da hélice, dividido em três tipos (Tipo 1 - Parafuso radial [Figura 3-3]; Tipo 2 – *Countersunk machine screw, aft facing flange*; Tipo 3 - *Countersunk machine screw, weights inside bulkhead* [Figura 3-4]); 4. Superfície do prato da hélice.

1. Posição de equilíbrio estático das hélices

O método de instalação de massas em posições definidas nas hélices para proceder-se à sua equilibragem estática é apresentado por Fackler (1988), porém não está descrito pelo fabricante da hélice do Chipmunk, a possibilidade de se fazer esta adaptação. Adicionalmente, o formato da hélice não permite uma modificação nesse sentido, dado ser muito simples e constituída por apenas uma estrutura.

2. Anel do motor de arranque

O segundo método consiste na instalação de massas no anel do motor de arranque. Isto implica que o anel possua furos igualmente espaçados não ocupados,

para a instalação de parafusos com massas, o que acontece nesta versão Lycoming (Figura 3-2).

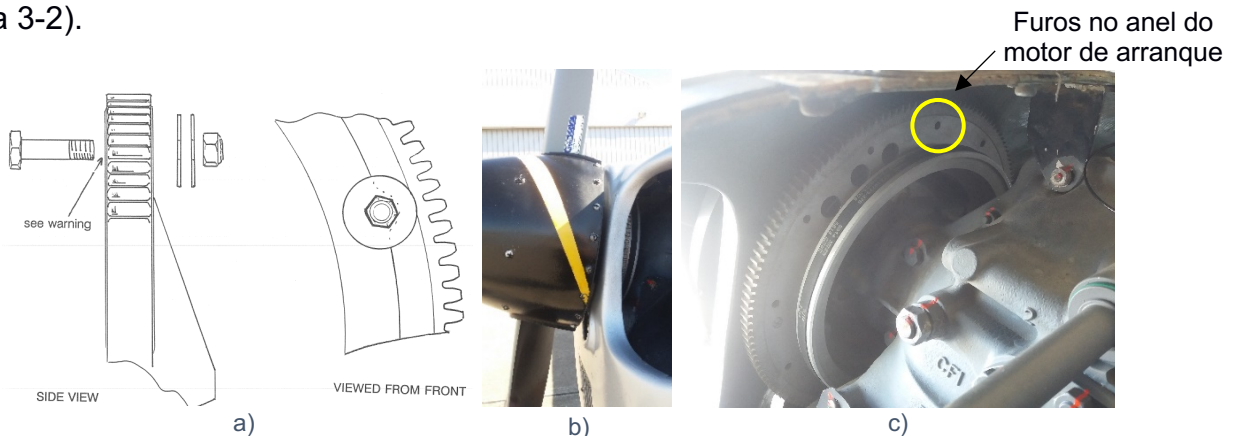


Figura 3-2 a) Método de colocação de massas no anel do motor de arranque (Fackler, 1988); b) Vista exterior do acesso ao anel do motor de arranque; c) vista interior

No entanto, surgem algumas desvantagens que impossibilitam esta opção, como a particularidade desta estrutura ter uma massa muito elevada, o que implicaria acrescentar uma grande quantidade de peso para ser ter algum efeito na equilibragem. Outro problema, apontado pelo guia de equilibragem da TEC (1996), – também referenciado pelo documento da FAA (2005) – está relacionado com a hipótese de o anel do motor de arranque estar distante da hélice, o que dificultaria a resposta da equilibragem às massas colocadas, indicando como solução possível a colocação das massas no prato da hélice.

3. Periferia do prato da hélice

O terceiro método está dividido em três tipos. O Tipo 1, não pode ser aplicado porque implica a existência de uma *bulkhead* que liga o anel do motor de arranque diretamente ao cone, diferente dos pratos que estão instalados no Chipmunk (Figura 3-2b e 3-3).

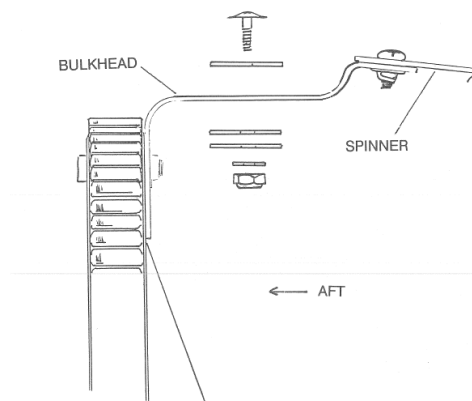


Figura 3-3 Método de colocação de parafusos radiais na bulkhead (Fackler, 1988)

Já os outros dois tipos, preveem a instalação das massas, que seriam anilhas, na superfície periférica do prato, na zona onde estão os parafusos que ligam o prato ao cone da hélice. A variação entre estes dois tipos prende-se com o facto de as massas estarem na periferia, na parte posterior e anterior do prato, dentro e fora do cone, respetivamente. Esta também não é uma opção viável porque para a instalação destas massas surgem dificuldade de acesso, na frenagem dos parafusos.

Aditivamente, não há margem suficiente entre os furos do cone, para se proceder à instalação de porcas autofrenantes. Seria também necessário escarear a periferia do prato para que as anilhas ficassem unidas à superfície. Outra razão é que a dimensão das anilhas seria reduzido devido ao espaço disponível na periferia do prato, o que limitaria a quantidade de massa a acrescentar.

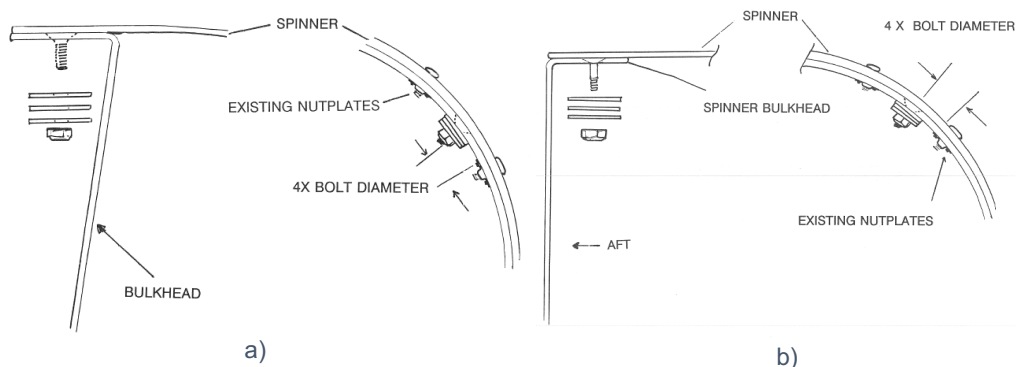


Figura 3-4 Métodos para acrescentar massas na periferia do prato da hélice: a) *Countersunk machine screw, aft facing flange*; b) *Countersunk machine screw, weights inside bulkhead* (Fackler, 1988)

Foi testado por Milharadas e Almeida (2017), o equilíbrio da hélice do Chipmunk MK20, recorrendo à instalação de anilhas nos parafusos que ligam o prato ao cone da hélice, do lado de fora do cone. Apesar dos resultados positivos na redução das vibrações, este método não está descrito em nenhum manual e a exposição das massas podia comprometer a segurança dos operadores e da máquina.

4. Superfície do prato da hélice

O procedimento de colocar massas na superfície do prato da hélice é o método que pressupõem a instalação de parafusos com porcas e massas, em furos previamente feitos no prato. Este é também o método utilizado no sistema de armas Epsilon TB30, ao qual o sistema VibraPac PRO está adaptado. Dado que o VibraPac PRO é já utilizado na manutenção da BA1, partilhada pelas duas frotas, torna-se uma vantagem adaptar o mesmo método no programa de manutenção do Chipmunk pois

já há algum conhecimento acerca do sistema pela parte dos mecânicos, facilitando o processo de implementação.

É necessário ter em consideração algumas características para se utilizar este método: i) a rotação máxima de operação não pode exceder os 2850 rpm; ii) a espessura mínima do prato é de 0.040 in (1.016 mm); iii) o raio máximo para a colocação das massas é 5.00 in (127 mm), iv) máximo de momento em cada para fuso de 90 gr/in (2.286 gr/m).

3.1. Seleção do prato a modificar

Para se proceder à equilibragem dinâmica da hélice é necessário definir o plano de colocação de massas por forma a mudar o eixo inercial de rotação do conjunto motor + hélice. Nesta aeronave existem dois pratos, à frente e atrás da hélice, que apresentam diferentes dimensões, como apresentado na Figura 3-1.

Nenhum dos pratos possui na sua génese furações para se instalarem massas, nem é apresentado pelo fabricante possíveis alterações por forma a colocar-se parafusos com massas. Desta forma, teve de efetuar-se um estudo para se proceder à modificação de um dos pratos disponíveis na frota.

O prato da frente, com *Part Number* (P/N) BN3/B-3, é o que se encontra mais distante da *firewall* da aeronave, e está totalmente escondido dentro do cone da hélice quando instalado. Em relação ao prato da frente, apresenta menores dimensões, tornando-se uma desvantagem para a instalação das massas.

Na posição mais próxima da *firewall*, encontra-se o prato de trás, que surge instalado na frota em dois materiais diferentes: num material metálico, com P/N BN3/B-2, e outros num material compósito, que foram excluídos pois motivariam um estudo complexo para se proceder à sua modificação. Estes pratos apresentam um acesso facilitado porque apenas uma das faces está escondida pelo cone, quando este está instalado, o que facilita nas inspeções das aeronaves pelos mecânicos e pilotos. Para o processo de equilibragem, apresenta como vantagem as suas dimensões superiores às do prato da frente. Desta forma, é possível colocar as massas mais distantes do eixo de rotação, o que gera um momento superior e conseqüentemente, permite corrigir maiores amplitudes de vibração com menos massas instaladas. Logo, mediante todos os dados apresentados, optou-se por

escolher o prato de trás, metálico, que segura o cone da hélice para se proceder à modificação da estrutura.

3.2. Determinação do material

Um dos passos para a modificação do prato escolhido passou por garantir a sua integridade estrutural, de acordo com as propriedades do material que o constitui. Dado que não foi disponibilizado pelo fabricante do prato nem as medições originais, nem os seus constituintes, efetuaram-se várias medições e análises para aferir-se as propriedades do prato.

A abordagem inicialmente adotada para determinar o material do prato, consistiu na utilização de um equipamento de correntes induzidas para determinar o valor de condutividade do material, sem danificar o prato, o que permitiu identificar o material mediante tabelas com padrões de condutividade (Navy, 2016). O equipamento utilizado foi o NORTEC 2000S (Figura 3-5a), com a sonda de 480 MHz segundo o Procedimento Técnico de Manutenção 132 (DEP, 2018^a)

Antes de se proceder ao cálculo da condutividade do material, foi realizada a parametrização do equipamento, no mesmo ambiente em que foram efetuadas as medições (Figura 3-5b). Na parametrização, colocou-se a sonda sobre dois materiais padrão, com 29,91% e 60,03% IACS (*International Annealed Copper Standard*), inserindo-se o valor no aparelho. De seguida repetiu-se o procedimento, com uma *Shim*, uma membrana não condutora de 0,004 in e calibrou-se novamente o equipamento.

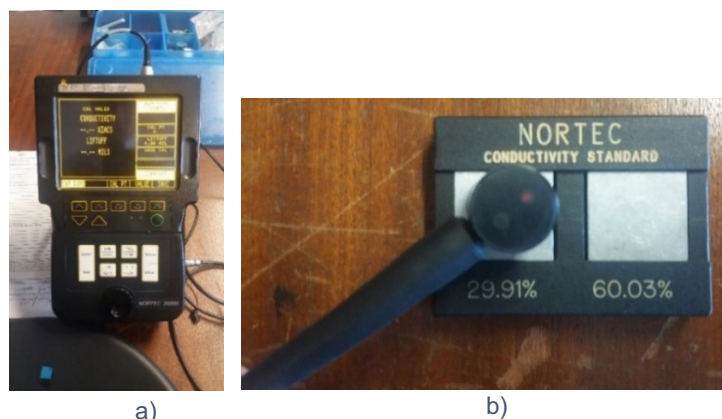


Figura 3-5 a) Nortec 2000; b) Sonda de medição Powerlink 480 kHz P/N 9222341 e padrões de condutividade

Na inspeção ao prato obteve-se um valor médio de 52%IACS de condutividade, e 0,75 mils, que representa a espessura de tinta sobre o prato. Com este valor de condutividade, e através da consulta das tabelas de condutividade, concluiu-se que

este prato podia pertencer à liga de alumínio não revestido 6063, especificamente às têmperas T1 e T4, que apresentam valores de condutividade entre 48 a 58 % IACS, T5 e T6 com 50 a 60 %IACS, à liga revestida 6061 T6 com uma condutividade entre 40 a 53%IACS ou à liga 2024 TO não revestida, que apresenta 50%IACS.

As têmperas são resultado de tratamentos térmicos das ligas de alumínio, e revelam uma importância para o estudo pois diferentes têmperas, oferecem características diferentes aos alumínios, e.g., os valores de resistência à tração e resistência à cedência. Dado que não foi possível medir as têmperas dos materiais neste procedimento, nem ter a certeza do tipo de alumínio a que corresponde, foram enviadas amostras dos dois pratos, para o laboratório Spectro, Jet-Care, no Reino Unido, para se determinar os constituintes do material.

Os resultados da análise SEM (*Scanning Electron Microscopy*) revelaram que o material de ambos os pratos era de uma liga de Alumínio 2024, segundo o documento American Society for Metals (ASM) 4119, com 4,4% de cobre, 1,5% de magnésio e 0,6% de manganésio (Anexo A).

Dado que a liga 2024 apresenta várias têmperas, foi realizado, no Instituto Superior Técnico, um teste de dureza ao prato da frente da hélice, com o objetivo de se confirmar a têmpera do prato. A máquina de dureza de Vickers utilizada foi a Mitutoyo AVK-C2, com um indentador com uma base em forma de pirâmide, com um ângulo de 136° entre as faces opostas do vértice (Figura 3-6).

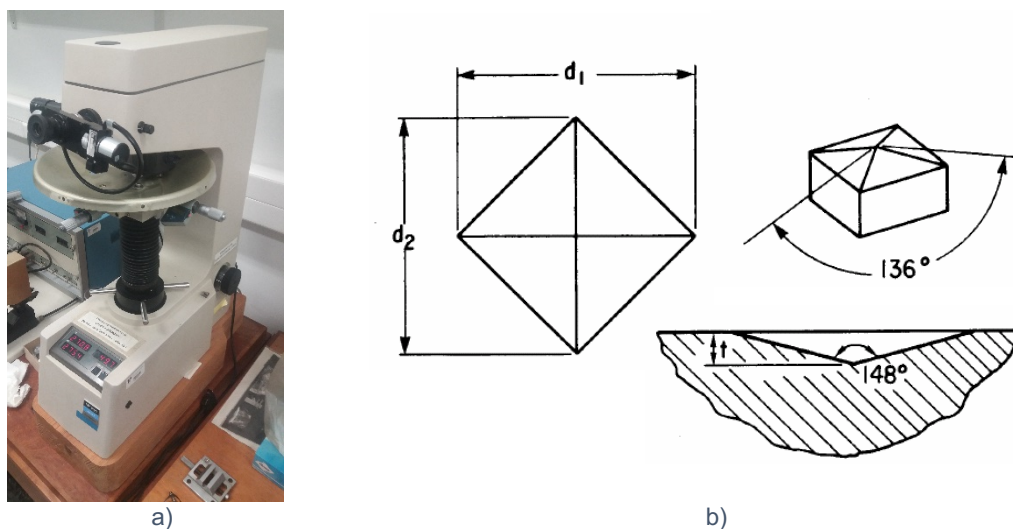


Figura 3-6 a) Máquina de dureza de Vickers Mitutoyo AVK-C2; b) Formato do indentadores e das indentações de Vickers (Yovanovich, 2006)

Com a aplicação de cargas que exercem uma força F sob a superfície central, local do prato onde existe menor concentração de tensões, produziu-se uma

indentação com as diagonais d_1 e d_2 , que permitiram o cálculo da dureza de Vickers (VHN – *Vickers Hardness Number*) segundo a seguinte fórmula (Yovanovich, 2006):

$$VHN = \frac{2F}{d^2} \sin \frac{136^\circ}{2} = 1,854 \frac{F}{d^2}, d = (d_1 + d_2)/2 \quad (3.1)$$

A superfície do prato foi previamente polida e de seguida foi aplicada uma carga de 2kg, que permitiu tirar três medições de dureza. Os valores obtidos foram de 50.5, 50.2 e 49.7 VHN, pois a máquina fazia o cálculo automaticamente, o que resultou num valor médio de 50 VHN, que convertido em dureza de Brinell correspondia a 47,5 HB. Segundo a ASM (1979, p. 76), a têmpera O apresenta um valor de dureza de 47 HB enquanto que as outras têmperas da liga de alumínio 2024 têm valores de 120HB. Logo, atendendo às análises efetuadas, o prato da hélice apresenta como material constituinte a liga de alumínio 2024 com a têmpera O.

3.3. Determinação do número de furos e das suas posições

Após ter sido determinado o método para a instalação das massas e o material do prato, foi necessário definir a posição e quantidade que furações a efetuar. Com base na bibliografia disponível e nas medições realizadas, optou-se por posicionar os furos a uma distância de 12 centímetros do centro do prato, centrado na parede plana do prato, não ultrapassando o valor máximo de 127 milímetros, estabelecido por TEC (1996). Esta distância garante também uma distância de segurança relativamente ao capot do motor, visível na Figura 3-2b.

Em relação ao número de furos a efetuar, não são apresentadas diretrizes nem limites pelos manuais disponíveis. Contudo, com base na experiência do NFAC com a operação do VibraPac PRO no Epsilon, que apresenta um prato com doze furos por determinação do fabricante (EADS SOCATA, 2006), usou-se esse valor como referência. No entanto, visto que no Chipmunk MK20 as áreas das pás da hélice impossibilitam a colocação de massas, optou-se por se efetuar dez furos, cinco entre cada pá, com espaçamentos equidistantes.

O primeiro furo de cada um dos conjuntos de cinco furos, está alinhado com o parafuso de fixação do prato ao cone, imediatamente a seguir à pá, quando visto de frente para a aeronave. Os restantes quatro furos estão depois, a uma distância de

32° entre si, o que garante um espaçamento de 56° na zona das pás, conforme a Figura B-1, disponível no Anexo B.

3.3.1 Fixação das massas

A configuração determinada cria dificuldades na instalação das anilhas nos parafusos, por isso a opção encontrada foi a instalação de porcas autofrenantes rebitadas. Esta opção colidia com o guião elaborado por Fackler (1988), que dita que as massas devem igualmente distribuídas dos dois lados do prato. Contudo, este método pode ser considerado, à semelhança da modificação no prato do cone da aeronave Epsilon TB30, com base na *Fiche de Modification* (EADS SOCATA, 2006).

A montagem das porcas autofrenantes envolve a criação de mais dois furos na proximidade dos furos que vão receber as massas, para serem adicionados os rebites. Ao adicionarem-se mais furos, altera-se a distribuição de tensões nos furos, o que aumenta várias vezes a tensão no limite dos furos, em relação a outras zonas do prato. A orientação e a distância entre furos, é um fator fundamental na influência dos furos adicionais (Boeing, 2014), conforme representado no gráfico seguinte, da Figura 3-7:

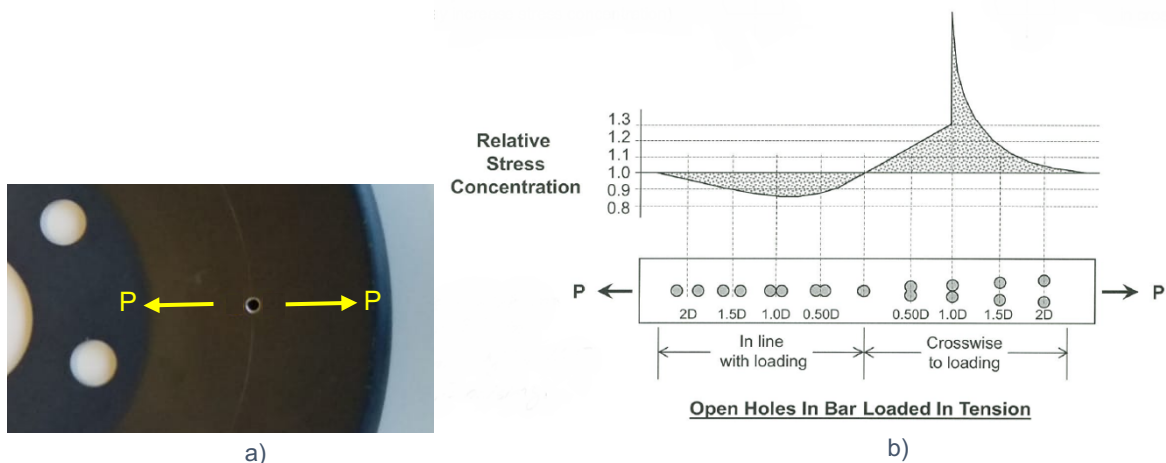


Figura 3-7 a) Representação das cargas nos furos do prato; b) Gráfico do fator relativo de concentração de tensões mediante a orientação e distância de furos num barra em tensão (Boeing, 2014)

Da análise da Figura 3-7b, é possível concluir que é vantajoso os furos estarem alinhados com o sentido de tração das forças, pois diminui a concentração de tensões nos furos. Esta é uma medida conservativa do estudo, dado que vão ser ainda adicionadas massas nos furos, o que reduz o risco de falha, proveniente da modificação do prato.

As porcas rebitadas que vão ser utilizadas neste estudo são as *Anchor Nut 2 lugs mini* com o P/N 5.406.0.05.500, que são utilizadas no contexto aeronáutico. Possuem um diâmetro de cinco mm para a instalação de parafusos e com uma distância de seis mm entre o furo do rebite e o furo central, garantindo uma distância de 1,2D entre furos (Figura 3-7). Determinou-se que a porcas rebitadas ficariam alinhadas com o sentido da força centrífuga gerada no prato, para assim terem uma influência com um fator próximo de 0,9, na concentração de tensões naquela zona.

Os parafusos a utilizar nas porcas autofrenantes são os que apresentam P/N A25-1C e A25-2C. O primeiro vai ser designado pelo 1C e o segundo por 2C. A escolha destes parafusos recaiu no facto de estarem disponíveis na manutenção da Base Aérea 1 (BA1) e porque já eram utilizados no procedimento de equilibragem do Epsilon. Os parafusos têm uma massa de 2,845gr e 3,126gr, respetivamente.

3.4. Cálculos teóricos dos esforços das massas nas furações

Para avaliar a integridade do prato quando sujeito a esforços contínuos nos furos, foram efetuados cálculos dos esforços provocados pelas massas, que eram os parafusos e anilhas, com base nos seguintes dados.

Tabela 3-1 Características do prato de trás da hélice e da operação do Chipmunk MK20

Massa do cone	1 kg
Nº de parafusos exteriores (prato de trás)	16
Nº de parafusos exteriores (prato da frente)	8
Raio (prato de trás)	0,176 m
Raio do centro às furações	0,12 m
Rpm máximo	2700 rpm
Rpm ralenti	700 rpm
Metade da área de contacto entre o parafuso e as novas furações	1,73E-05 m ²

Com base nos dados, foi calculada a velocidade angular e a aceleração centrípeta com as seguintes formulas:

$$\omega = \frac{2\pi \times RPM}{60} \quad (3.2)$$

$$a_c = \omega^2 \times r \quad (3.3)$$

O resultado obtido foi uma velocidade angular (ω) de 282,74 $rad.s^{-1}$ e uma aceleração centrípeta (a_c) de 9593,25 $m.s^{-2}$. Através destes valores era possível

prever a força gerada por massas pontuais nos furos do prato, em função da massa da combinação dos parafusos e anilhas, pois $F = ma$.

Podemos prever também a tensão aplicada sob a superfície do prato que está em contacto com os parafusos através da fórmula $T = F/A$. Considera-se como área de aplicação da massa apenas metade da área de contacto entre o parafuso e as novas furações, porque durante a rotação do prato, apenas parte da área sofre influência do parafuso (Mori, 1972).

A tabela que se segue apresenta os vários valores de tensão normal consoante a massa do parafuso:

Tabela 3-2 Valores de força e tensão para diferentes massas

Massa do parafuso (g)	Força centrípeta (N)	Tensão Normal (MPa)
10	95,93	6,11
14	134,30	8,55
18	172,68	10,99
22	211,05	13,44
26	249,42	15,88
30	287,80	18,32

Realizaram-se também cálculos para compreender a influência das forças tangenciais sob os furos, e para tal foi considerada uma variação máxima de 2000 rpm em três segundos, valor aferido segundo a experiência dos pilotos. Para tal, usaram-se as seguintes fórmulas para o cálculo da velocidade linear e aceleração tangencial:

$$\omega_{2000RPM} = \frac{2\pi \times RPM}{60} \quad (3.4)$$

$$v = \omega \times r \quad (3.5)$$

$$a = v \times t \quad (3.6)$$

Os valores obtidos das fórmulas foram uma velocidade angular de $209,44 \text{ rad. s}^{-1}$ tendo em conta o raio de 0,12m, uma velocidade linear de $25,13 \text{ m. s}^{-1}$ e uma aceleração tangencial de $8,38 \text{ m. s}^{-2}$. Nesta situação a força tangencial e a tensão tangencial aplicada na área de contacto variam também conforme a massa do parafuso e se considerarmos uma variação de massa entre as 10 e as 30 gr, os valores de tensão variam entre 5kPa e os 15kPa, que não são significativos para a estrutura do prato.

3.5. Análise MEF dos esforços no prato da hélice

O Método de Elementos Finitos (MEF) foi aplicado na análise das furações do prato da hélice para se compreender o estado de tensão e deformação no prato, causado pelos esforços das massas em rotação, aproximando a nossa análise da situação real da aeronave em operação. Este é um método que permite transformar superfícies e outros meios contínuos num número finito de elementos e nós (Figura 3-8), nos quais é possível aplicar funções para calcular soluções do estado de tensões aos quais são sujeitos os objetos, tendo em conta as características e propriedades dos materiais constituintes (Zienkiewicz e Taylor, 2000).

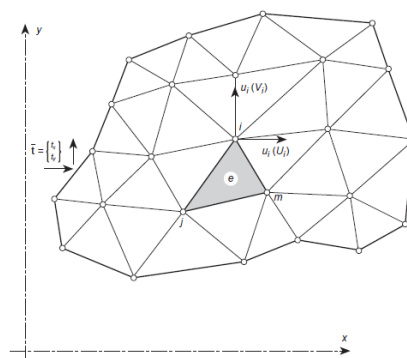


Figura 3-8 Superfície dividida em elementos finitos (Zienkiewicz e Taylor, 2000)

3.5.1 Modulação CAD do prato

A modulação CAD (*Computer Aided Design*) do prato da hélice, foi uma etapa para se proceder a uma análise MEF do objeto. O software utilizado para se modular o prato foi o SolidWorks 17.1. O prato representado nas Figuras 3-9 a), b) e c), deu origem a um desenho técnico com várias vistas e dimensões inseridas do objeto (Anexo B) para depois ser feita a modificação do prato na secção de estruturas da Manutenção da BA1.

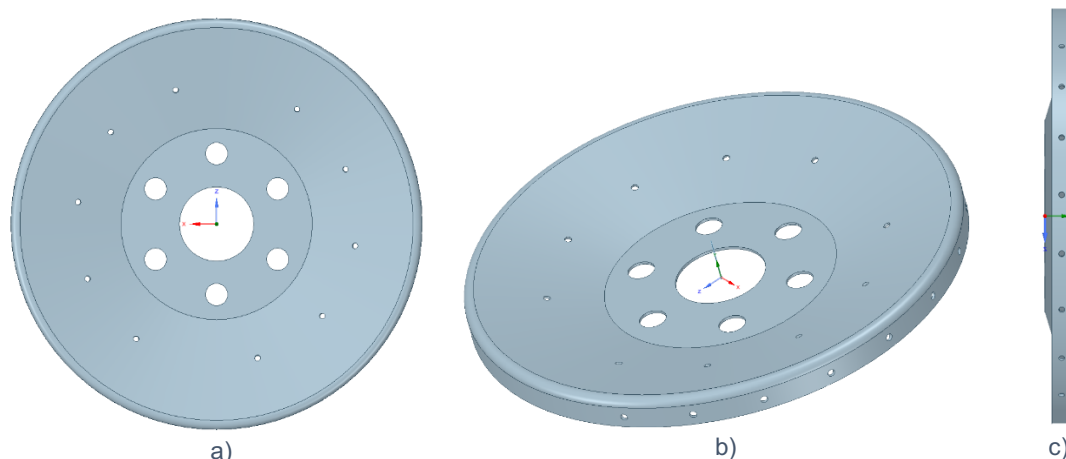


Figura 3-9 Modelo CAD do prato da hélice: a) vista frontal, b) vista em perspectiva, c) vista lateral

3.5.2 Análise no software ANSYS

A análise MEF foi realizada com recurso ao Ansys Workbench 19.2, segundo o sistema de análise *Static Structural*. É o tipo de análise que serve para determinar os esforços e as forças em estruturas provocado por cargas, cujos efeitos variam no tempo. A resposta do modelo aos testes realizados dependia das propriedades do material que o compõem por isso, aferiu-se as características relevantes para esta análise, segundo o Manual *Metals Handbook Ninth Edition* (ASM, 1979), descritas na tabela seguinte:

Tabela 3-3 Propriedades do alumínio 2024-O (ASM, 1979)

Resistência à tração	180 MPa
Resistência à cedência	75 MPa
Coefficiente de Poisson	0,33 a 20°C
Módulo de elasticidade	72,4 GPa

3.5.2.1 Malha do Modelo

A malha computacional serve para discretizar o objeto em elementos e nós, que permite a análise MEF *a posteriori*. A malha neste programa foi gerada automaticamente mediante as particularidades do objeto em estudo, suprimindo a densidade adequada para resolver os problemas de stress, comparando o refinamento com problemas de não linearidade ou deslocamento (ANSYS, 2019). O ANSYS possibilita o uso de padrões que permitem que a malha se adapte ao sólido e ao tipo de análise que se pretende aplicar. As opções disponíveis são: *Mechanical, Electromagnetics, CFD, Explicit, Nonlinear Mechanical e Hydrodynamics*.

Dado que o objetivo da análise é estudar os efeitos estruturais das massas no prato em rotação, a opção a utilizar foi a *Mechanical*, cujas características estão apresentadas na Tabela 3-4.

Tabela 3-4 Propriedades da malha utilizada no ANSYS

Mechanical		
Ordem do elemento		Quadrático
<i>Straight Sided Element</i>		Não
Dimensionamento	Tamanho adaptativo	Sim
	Transição	Rápida
	<i>Span Angle</i>	Médio / 70.395°
Inflação	Taxa de crescimento	1,2
	Razão de transição	0,272
Qualidade	Verificador da qualidade da malha	Sim, Erros e Avisos
	Suavização	Médio
	Número de tentativas	4
Tamanho dos elementos		Default

Das características da tabela, foi efetuado um estudo a fim de avaliar a configuração que melhor se adequava. As propriedades que sofreram alteração foram, a ordem e o tamanho dos elementos, enquanto que as restantes (e.g. dimensionamento, transição, inflação e qualidade) mantiveram os parâmetros da Tabela 3-4.

A determinação da ordem dos elementos, permite controlar se a malha é criada apresentando nós intermédios (elemento quadráticos) ou sem nós intermédios (elementos lineares), representados na Figura 3-10. A quantidade de nós intermédios faz variar os graus de liberdade da análise, permitindo que a análise seja robusta, quantos mais nós intermédios os elementos tiverem, contudo, aumenta os cálculos a efetuar pelo programa.

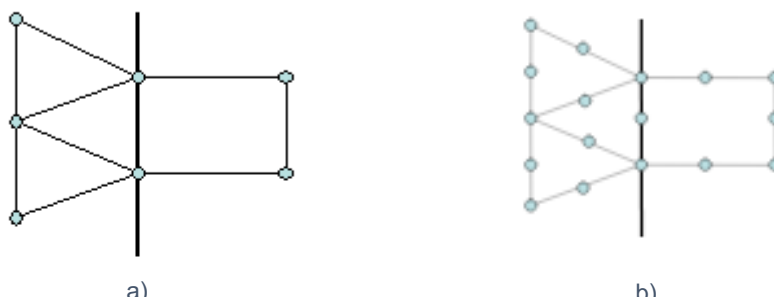


Figura 3-10 Representação da malha com diferentes ordens: a) elemento com ordem linear; b) elemento com ordem quadrática (ANSYS, 2018)

Também o tipo de elementos que a constituem tem influência na análise, sendo que podem ser tetraédricos ou hexaédricos, como representado na Figura 3-11. Os

métodos são tipicamente utilizados nas análises MEF em objetos sólidos tridimensionais (Wang, Nelson e Rauch, 2004).

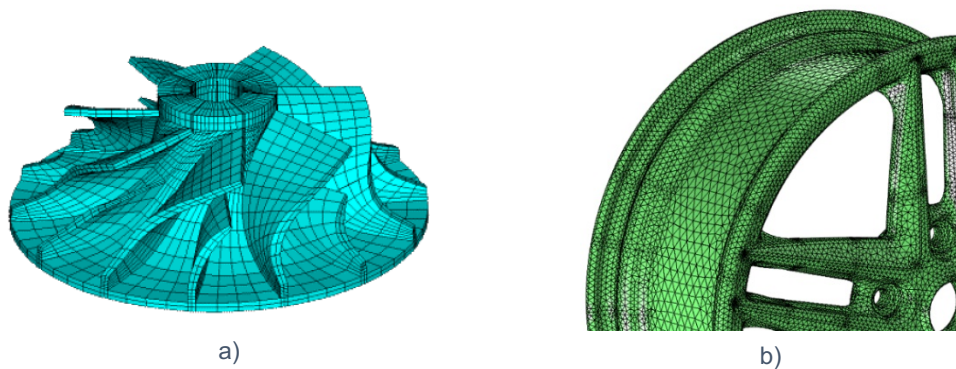


Figura 3-11 Modelos tipicamente utilizados: a) Modelo Hexaédrico (Wang, Nelson e Rauch, 2004); b) Modelo Tetraédrico (Frei, 2013)

Segundo Wang, Nelson e Rauch (2004), não devem ser utilizados elementos tetraédricos lineares porque estes são muito rígidos. Adicionalmente, não aconselha o uso de elementos lineares hexaédricos porque podem criar irregularidades em zonas angulares onde exista concentração de tensões. Por contraste, os elementos tetraédricos quadráticos são os mais indicados para serem usados em qualquer tipo de análise à semelhança dos elementos hexaédricos quadráticos. Porém, os elementos hexaédricos quadráticos são muito robustos e exigem muito trabalho computacional, que se assume como uma limitação desta análise. Portanto, na escolha final elegeu-se o uso de uma malha tetraédrica de ordem quadrática.

Além disso, relacionado com a ordem dos elementos existe a função *Straight Sided Elements* que define se os elementos acompanham a curvatura dos objetos, quando desativada, ou se têm sempre as arestas retas, quando ativada. Logo, nesta análise esta ferramenta não foi ativada para permitir a melhor qualidade de resultados, dado que o objeto tinha várias superfícies curvas (ANSYS, 2019).

O grupo do dimensionamento é composto por diversos parâmetros entre os quais o *Adaptive Sizing*, que é usado preferencialmente para este tipo de investigação, por admitir que a malha se adapte à curvatura dos objetos. O refinamento tem em conta as curvaturas e as arestas, que são os locais mais sensíveis, pois fazem a ligação entre diferentes superfícies.

A ferramenta transição determina a taxa de crescimento dos elementos adjacentes tendo sido estabelecido como rápida. No critério *Span Angle* foi utilizado o médio, pois permitia que o refinamento se adaptasse nas zonas de curvaturas. Integrado no parâmetro da inflação, estão duas características que foram predefinidas

pelo método utilizado: a taxa de crescimento, definida como 1,2 que resulta num aumento de 20% na dimensão dos bordos dos elementos entre cada camada e a razão de transição, estabelecida com 0,272, que controla a razão com que é que os elementos adjacentes se desenvolviam.

Das ferramentas disponíveis na qualidade, é de referir que ao gerar a malha foram apresentados avisos, que permite utilizadores menos experientes avaliar a qualidade da mesma. A malha apresentava uma suavização escolhida como médio, com a possibilidade de se fazer a discretização da malha em 4 tentativas. (ANSYS, 2019). O resultado dos parâmetros apresentados está representado na Figura 3-12.

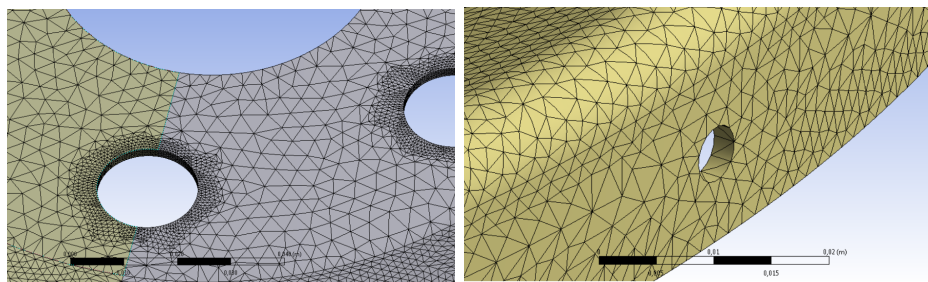


Figura 3-12 Adaptação da malha ao modelo CAD

O tamanho dos elementos do modelo pode ser alterado para corresponder às características do modelo, uma vez que condiciona o número de elementos e de nós possíveis de construir, dado o tamanho da peça. À medida que se diminui a dimensão dos elementos, é possível aproximar à realidade os valores obtidos a partir dos cálculos das pressões, convergindo de forma gradual para valores específicos (Gonçalves, 2017). Contudo, se o refinamento da malha for excessivo o número de elementos pode chegar a valores muito elevados o que implica que sejam realizados muitos cálculos durante a análise do modelo.

Existem também situações, em que o resultado do refinamento não converge para uma solução, identificando-se os pontos onde ocorrem estas situações como singularidades no campo de tensão. Foram desconsiderados da análise pontos de singularidade porque apresentam valores irrealistas de tensão por tenderem para infinito (Gonçalves, 2017).

3.5.2.2 Refinamento da malha nas zonas críticas

Com o objetivo de adquirir resultados com a maior precisão possível, identificaram-se as zonas críticas da análise:

- Furos de fixação do prato
- Furos de fixação das massas de equilibragem

Nas zonas críticas identificadas, foi feito o refinamento da malha. Nos seis furos da zona central do prato, foi utilizada a ferramenta *Refinement* disponível no ANSYS, capaz de especificar o número de vezes que a malha original é refinada, cujo valor varia entre 1 (mínimo refinamento) e 3 (máximo refinamento) (Figura 3-16).

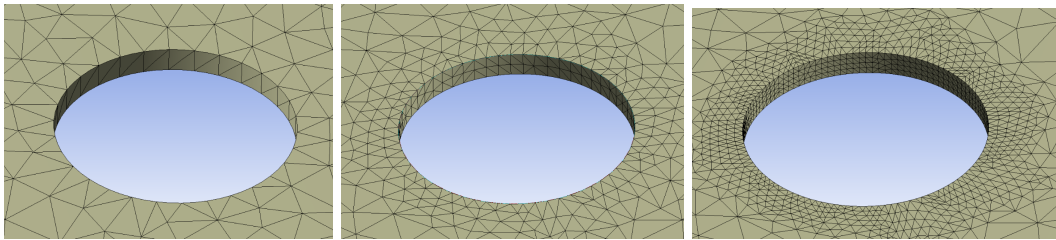


Figura 3-13 Evolução da ferramenta *Refinement* nos furos de fixação do prato

Já na zona das furações das massas, a ferramenta anteriormente referida não foi utilizada, pois são as zonas mais importantes desta análise, e desta forma limitava os valores de tensão a adquirir. Foi necessária uma malha mais refinada, tendo sido solução alterar manualmente a dimensão dos elementos, limitada por uma zona circular criada para isolar estas áreas, com um raio de 5 mm a partir do centro de cada furo (Figura 3-14). A técnica de criar as zonas circulares permitia criar elementos com qualidade, pois não ficavam distorcidos ao ligarem-se com os elementos do resto do prato, que apresentavam dimensões superiores.

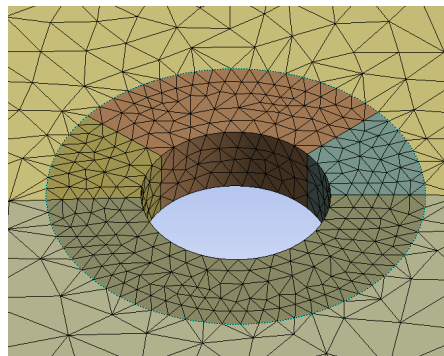


Figura 3-14 Malha refinada nos furos onde vão ser adicionadas as massas

3.5.2.3 Determinação das dimensões dos elementos da malha

Para avaliar a qualidade da malha no que diz respeito ao refinamento geral e localizado, foi necessário analisar a convergência dos valores obtidos em vários pontos, sobretudo nas zonas em que não existiam concentração de tensões. Foram seleccionados seis pontos do prato para se fazer a comparação dos valores de tensões (Figura 3-15). Quatro dos pontos escolhidos estão em zonas não críticas, longe da

concentração de tensões, e os outros dois na zona dos furos para a instalação de massas de equilibragem (um correspondia ao ponto de valor máximo de tensão no prato, no Furo nº1, e o outro à aresta do Furo nº1). De referir que no teste da convergência foi simulada uma massa de 15 gr a exercer pressão no Furo nº1.

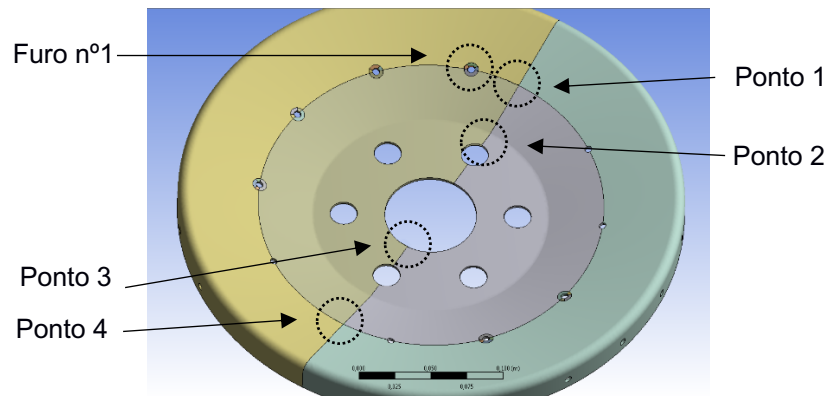


Figura 3-15 Prato com os pontos de análise identificados

No processo de análise do refinamento da malha do modelo, foram considerados vários níveis de refinamento, nos quais as variáveis são: a dimensão global dos elementos; o nível da ferramenta *Refinement* nos furos centrais; a dimensão dos elementos na zona em redor do Furo nº1. Os resultados são apresentados na Tabela C-1, disponível no Anexo C.

O primeiro nível de refinamento foi escolhido por se considerar grosseiro o suficiente para análise. O décimo segundo nível corresponde ao limite desta convergência porque, com elementos de dimensões inferiores às apresentadas, a capacidade computacional não era suficiente para o programa desenvolver os cálculos e apresentar soluções. O tempo decorrido variou desde os 16 segundos, com o primeiro nível, até aos 11 minutos e 50 segundos, com o décimo segundo nível. Com base na Tabela C-1, foram construídos os gráficos da Figura 3-16, que relacionam a tensão calculada com o nível de refinamento.

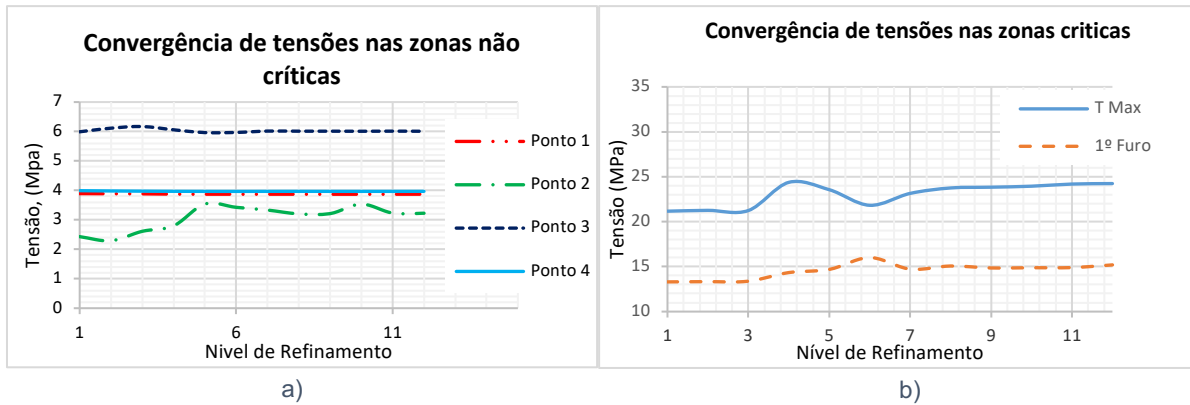


Figura 3-16 Gráficos de Tensão vs. Nível de refinamento: a) nas zonas não críticas b) nas zonas críticas

Os gráficos demonstram que os valores convergem na sua maioria. Porém, uma análise do desvio dos resultados das diferentes discretizações de malha em relação à malha anterior, oferece outra perspectiva de análise no que diz respeito ao nível de refinamento que se adequa ao estudo, sem ser necessário o refinamento muito elevado. O desvio é obtido através da seguinte fórmula:

$$D[\%] = \left| \frac{\sigma_{n-1} - \sigma_n}{\sigma_n} \right| \times 100 \quad (3.7)$$

, na qual D representa o valor do desvio em percentagem, σ_n é o valor de tensão num determinado nível e σ_{n-1} é o valor da tensão no nível anterior.

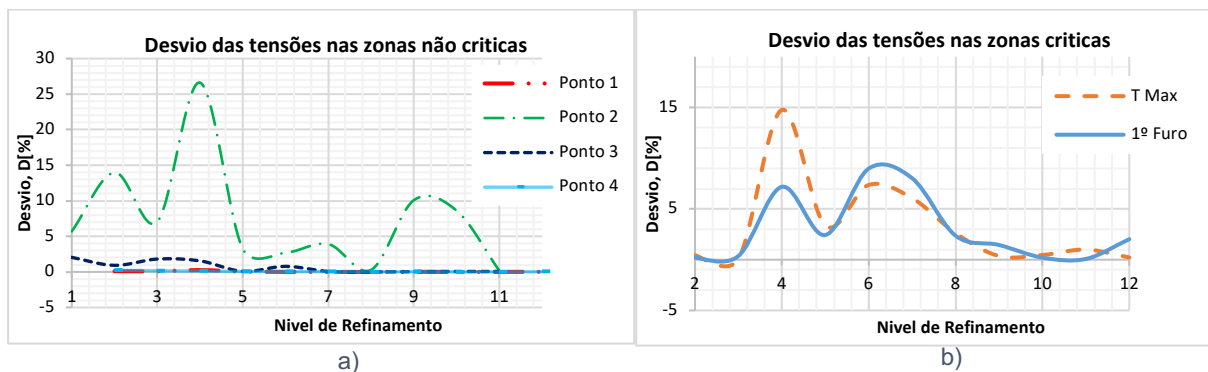


Figura 3-17 Gráficos de Desvio vs. Nível de refinamento: a) nas zonas não críticas b) nas zonas críticas

É possível observar uma convergência dos resultados sendo que a configuração de nível de refinamento escolhida para análise foi o nível 10. Foi escolhido este nível porque apresentava valores convergidos em ambos os gráficos, apesar de um ligeiro desvio no ponto 2, e porque o tempo de computação era inferior aos níveis superiores, a rondar os 4 minutos numa configuração sem massas no prato.

3.5.3 Análise do prato de trás da hélice no ANSYS

Depois de definidas as características do material a utilizar na análise e de discretizada a malha do modelo, foi possível simular o impacto da adição de massas ao prato do cone. Nesta análise, recriou-se o cenário mais crítico durante a operação normal do Chipmunk, com o motor a trabalhar à rotação máxima (2700 rpm) permitida em voo (AFA, 2010).

No que diz respeito à fixação do prato (*Fixed Support*) na aeronave, definiu-se como pontos de fixação os 6 furos centrais que são os locais onde estão os parafusos que ligam o cubo da hélice à cambota do motor. Não foi considerado a influência do cone na análise dado que, pela sua distribuição uniforme ao longo do rebordo do prato, não tinha uma influência significativa para a análise, comprovado em ensaios.

Para validar o ANSYS, efetuou-se a análise de um prato plano, segundo os cálculos efetuados por Peterson (1974), sobre os esforços exercidos por um furo não centrado num prato. É apresentado no Anexo D, Figura D-1, um gráfico que relaciona as dimensões de um prato e de um furo, com o fator k_t . Por isso definiu-se um prato com as dimensões $R_0=0,07875$, $R_1=0,0175$, $R_2=0,175$, que corresponderia a um k_t de 2,3.

No software, obteve-se o valor de tensão no ponto A de 4,95MPa e uma tensão de 2,195MPa de tensão, na zona tangencial com o mesmo raio do ponto A (Figura D-1). Através destes valores calculou-se um k_t de 2,25, confirmando a efetividade do programa para responder ao estudo.

3.5.3.1 Aplicação das forças

O software ANSYS não disponibilizava uma forma simples e direta de recriar um parafuso com porcas rebitadas e anilhas por isso teve de se apurar a melhor forma de recriar a situação. Uma das formas era desenhar em CAD estes componentes, no entanto a análise MEF passaria de linear para não-linear, devido às zonas de contacto entre os objetos, tornando o estudo muito mais complexo e exigente a nível computacional.

Por consequente, numa primeira fase, analisou-se o prato sem quaisquer massas ou pressões adicionais, para além dos esforços provocados pela rotação do prato quando se encontra em operação, de modo a compreender os efeitos da rotação no prato. Verificou-se se que os valores de tensão variam entre 6,1 MPa no mínimo,

localizados no centro do prato, e 18,3 MPa encontrados nos furos da periferia do prato. Já nos furos provenientes da modificação, o valor máximo detetado era de 11,8 MPa.

Posteriormente, utilizou-se uma ferramenta *Point of Mass*, do ANSYS, que cria um ponto de massa numa superfície selecionada de modo a recriar os efeitos inerciais de um parafuso com massas, permitindo definir a carga a aplicar. Inicialmente selecionou-se toda a superfície do furo para compreender os efeitos desta ferramenta tendo em conta a rotação do prato. Utilizou-se uma massa de 15 gr, que foi também usada nos testes seguintes, antes de ser definida a massa limite a aplicar nos furos. Esta massa gera uma força centrípeta de 143,9 N.

Os resultados representados na Figura 3-18, demonstram que existiam pontos de tensão elevada apenas numa aresta do furo e que o resto da superfície do furo não sofria esforços significativos. Numa situação real, o parafuso gera uma força perpendicular ao sentido de rotação do prato a apontar para o exterior, na zona de contacto com toda a superfície, logo a tensão máxima devia estar distribuída por toda a face mais exterior do furo.

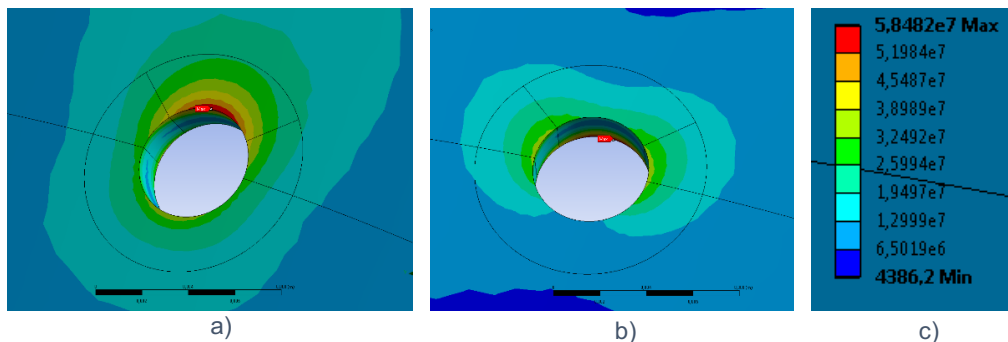


Figura 3-18 a) Face dianteira do prato da hélice b) Face traseira do prato da hélice c) Gradação de cores representativa da tensão aplicada

Como resposta, o ponto de massa passou a ser aplicado apenas na metade da superfície através de um corte perpendicular à superfície do prato. Contudo, com esta nova abordagem, os pontos de tensão máximo continuavam a estar localizados em zonas não expectáveis (limites da aplicação do ponto de massa), no centro das furações (Figura-19).

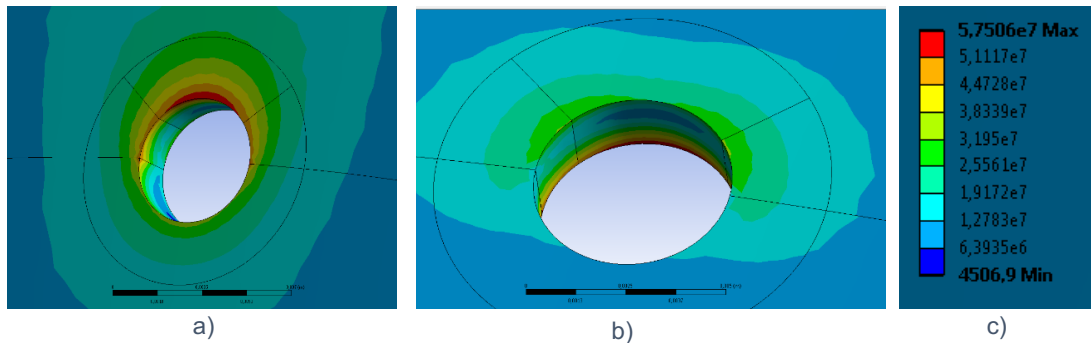


Figura 3-19 a) Face dianteira do prato da hélice b) Face traseira do prato da hélice c) Gradação de cores representativa da tensão aplicada

Optou-se, então, por outra solução na qual, através de uma função, se faz uma distribuição de pressões considerando a não existência de quaisquer efeitos de fricção, sendo aplicada pressão apenas sobre metade da superfície segundo uma função de cosseno. A equação é a seguinte:

$$P = \frac{4F}{\pi A} \cos\theta \quad (3.7)$$

, sendo que P é o valor de pressão, F é a força centrípeta, A é a área de contacto e θ o ângulo de aplicação da pressão que varia entre $-90^\circ/90^\circ$, estando o eixo centrado em direção ao exterior (Peterson, 1974). Tendo em conta a massa de 15 gr, o valor máximo de pressão a ser aplicada no furo, que se localiza na zona com $\theta = 0^\circ$, tem uma magnitude de 12,2 MPa (Figura 3-20).

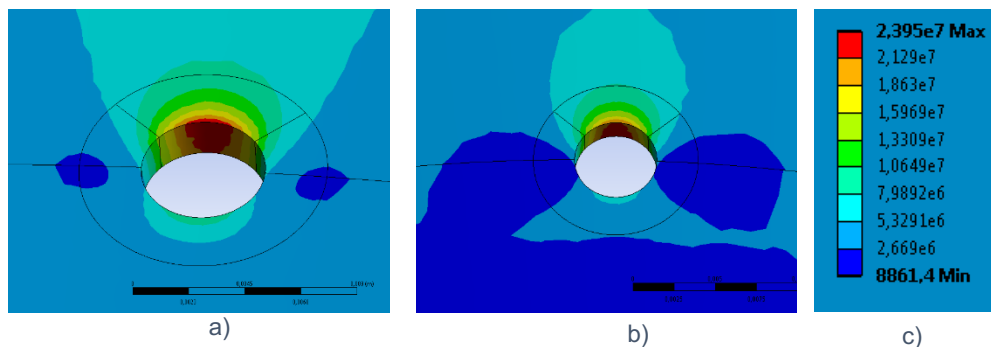


Figura 3-20 a) Face dianteira do prato da hélice b) Face traseira do prato da hélice c) Gradação de cores representativa da tensão aplicada

Os efeitos produzidos pelo software ANSYS vão de encontro aos esperados, verificando-se uma concentração de tensões na direção transversal à rotação do prato, que decresce gradualmente para a zona interior. Na análise do modelo, o valor máximo identificado no furo era de 23,95 MPa, quando a massa estava aplicada no prato, enquanto que, caso não estivesse nenhuma massa instalada no furo, o valor na mesma posição era de 11,8 MPa. Desta forma, concluiu-se que o efeito provocado

pela massa de 15gr no prato, na análise computacional, é aproximadamente de 12 MPa. Este valor é semelhante aos cálculos teóricos realizados no Capítulo 3.4., que apontavam para uma tensão produzida por uma massa de 15gr de aproximadamente 12MPa.

Logo, considera-se esta a melhor aproximação dos efeitos provocados pelas massas no prato. Através deste modelo, foi possível determinar o valor máximo de massas que se podem instalar em cada furação dependendo dos modos de falha possíveis de surgir.

3.5.3.2 Modos de falha

Um dos objetivos da análise era determinar o valor máximo de massa que era possível instalar no prato de trás do Chipmunk, para que não ocorra uma falha estrutural que comprometa a segurança. Portanto, realizou-se uma análise aos modos de falha possíveis de ocorrer nas condições de operação.

Segundo o manual da Boeing (Boeing, 2014), existem quatro modos de falha que podem surgir nas zonas da união entre os parafusos e prato, adaptado dos modos de falha que surgem de juntas aparafusadas, que são os seguintes: 1. *Fastener Shear*; 2. *Net Area Tension*; 3. *Bearing*; 4. *Tearout* (Figura 3-21).

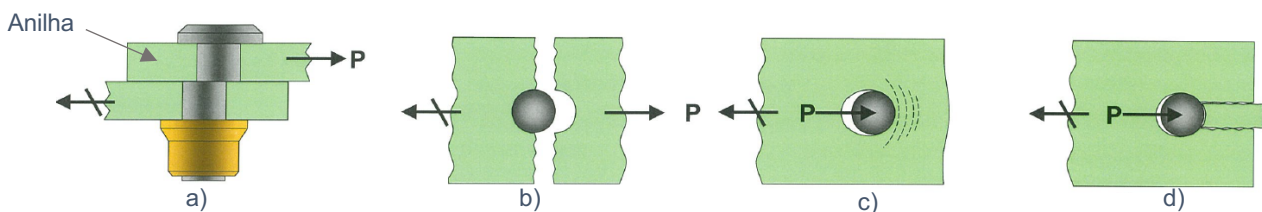


Figura 3-21 Modos de falha de placas aparafusadas: a) *Fastener shear*; b) *Net Area Tension*; c) *Bearing*; d) *Tearout* (Boeing, 2014)

O *Fastener Shear* é um fenómeno no qual ocorre o corte do parafuso na interface com as duas superfícies que pretende unir. Este tipo de falha não é expectável para as condições do estudo, porque os parafusos utilizados são de aço enquanto que a superfície do prato é de alumínio, cuja dureza é inferior. Apesar do exposto, foi calculado o limite máximo de força a aplicar, recorrendo à seguinte fórmula:

$$P_{SS} = F_{SU} \times \frac{\pi \times d_{parafuso}^2}{4} \quad (3.7)$$

em que P_{ss} é a força máxima aplicável para que não ocorra cisalhamento, F_{SU} é a tensão limite de corte do prato e d o diâmetro do parafuso (in), cujo resultado de $73800 \times (\pi \times 0,196852) / 4$ é de 9990N.

A *Net Area Tension* pressupõe uma falha do material do prato, que ocorreria na secção entre os parafusos mais próximos ou entre os parafusos e o bordo do prato. O limite de força aplicável é calculado usando a área transversal do prato, perpendicular à carga aplicada, com a área dos parafusos no mesmo sentido, resultando na seguinte equação simplificada:

$$P_{net} = F_{du} \times (W - n_{parafusos} \times d) \times t \quad (3.8)$$

,na qual P_{net} é a força máxima aplicável, F_{du} é o valor mínimo entre o limite resistência à tração (F_{tu}) e o limite de resistência ao corte (F_{ty}) a multiplicar por um fator de 1.5 (psi), W é o comprimento de área transversal do prato (in), que neste caso é o perímetro com um raio de doze mm, $n_{parafusos}$ o número de parafusos, d o diâmetro do parafuso (in) e t a espessura do prato (in). O resultado final segundo $16500 \times (31,0646 - 10 \times 0,19685) \times 0,08$ é de 162729N.

A falha do prato por Tearout (Figura 3-21d), advém do corte de dois planos paralelos à força aplicada no objeto. É possível calcular o valor de força limite até que a falha aconteça ($P_{tearout}$) através da tensão limite de corte (F_{SU}), da espessura do prato (t , em in), a distância marginal (e , em in) e de parte do valor do diâmetro segundo o ângulo de 40° definido para o teste, representado por 0,766 do diâmetro do furo. A seguinte equação,

$$P_{tearout} = F_{su} \times t \times (2 \times e - 0,766 \times d) \quad (3.9)$$

permitiu determinar o valor 27277 N que limita ainda mais o valor máximo a aplicar nos furos, com base no resultado de $18000 \times 0,08 \times (2 \times 1,985035 - 0,766 \times 0,19685)$.

O *Bearing* é um modo de falha que se caracteriza pelo alongamento de 2% do buraco, pela força exercida por um parafuso na sua superfície. A carga máxima a aplicar para que ocorra este fenómeno é mais uma limitação à massa nos furos, caracterizada pela seguinte equação:

$$P_{brg} = F_{brg} \times d \times t \quad (3.10)$$

em que P_{brg} é o valor de força máximo, F_{brg} é o menor valor entre a tensão limite de *bearing*, F_{bru} , e a tensão limite de cedência à deformação, F_{bry} , a multiplicar pelo fator de 1.5, para um determinado e/d , e é a margem até ao bordo. Como não havia bibliografia com o valor de F_{bru} e F_{bry} , fez-se uma aproximação destes valores a partir de F_{tu} e F_{ty} , respetivamente. O resultado final é igual a 1156N, utilizando a fórmula de $16500 \times 0,19685 \times 0,08$, sendo este é o valor dos modos de falha, que mais condiciona a segurança da aeronave.

3.5.3.3 Avaliação de tensões pontuais e considerações de fadiga

Ao longo da operação do Chipmunk, os seus componentes mecânicos e estruturais são solicitados ciclicamente por esforços que podem produzir danos por fadiga, o que implica uma redução da sua vida útil. O prato da hélice é um componente que está sujeito a esforços durante o funcionamento do motor, uma vez que na execução de um voo as rpm variam entre os 700 e os 2500 rpm. Como agravante, vão ser acrescentadas massas em furos que não estavam no desenho inicial, o que vai provocar mais esforços em locais específicos.

Cada material apresenta valores limites de tensão para falha por fadiga, dependendo do número de ciclos a que estão sujeitos, para assim limitar o emprego dos componentes. Porém, não está disponível para o alumínio 2024 de têmpera O, um gráfico que espelhe a relação tensão-nº de ciclos. Utilizou-se por isso, o fator de segurança de 20% do valor de resistência à cedência (Tabela 3-3), com base nas propriedades dos materiais¹, garantido assim que não atingíamos o limite por fadiga. O valor reflete-se desta forma em 15 MPa, como o valor máximo que pode ser aplicado nos furos para não ocorrerem problemas de fadiga no prato.

É descrito por Peterson (1974) as zonas onde se deve aferir os valores de tensão limite num furo, representado no gráfico da Figura D-2, no Anexo D. Determinou-se que deve obter-se a tensão a 50º do eixo alinhado com o exterior e o interior do prato, pois é aquela posição que demonstra o valor de concentração de tensões mais crítico para a fadiga, adotando desta forma uma abordagem

¹ Foi utilizado como comparação, os valores de resistência à cedência e de limite de fadiga, das ligas de alumínio 2024-T3 e 7075-T6, segundo o MMPDS-11 (FAA, 2016).

conservativa. Nos círculos que limitam os furos em análise, foram feitos cortes a 50°, como evidenciado na Figura 3-22, da linha de referência e foram identificados cada um dos pontos, e.g., para o Furo nº1, como Ponto de fadiga 1.1 e Ponto de fadiga 1.2.

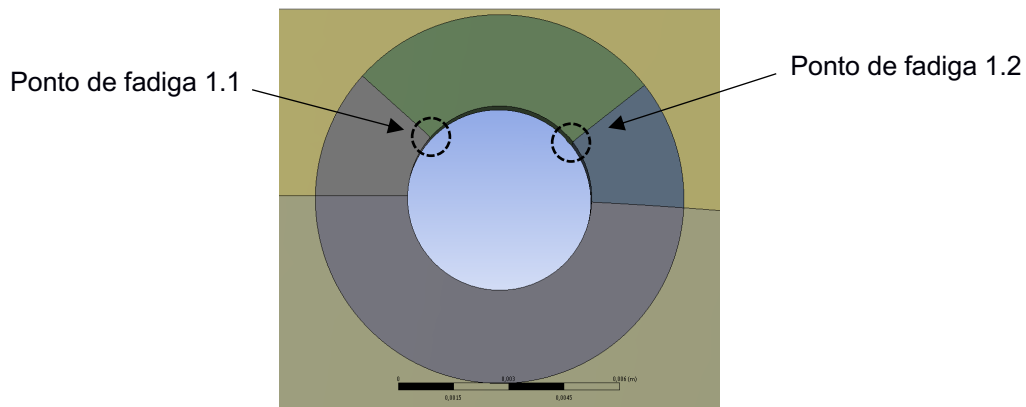


Figura 3-22 Furo nº1, com os pontos de análise identificados

Segundo os parâmetros estabelecidos para a análise MEF, realizaram-se vários ensaios, com diferentes valores de pressão, aplicados no furo. Os valores representam as massas e visam determinar a quantidade máxima de massas a aplicar no prato.

Avaliaram-se seis tipos de configurações, desde uma massa apenas num furo até quatro massas distribuídas aos pares em posições opostas. Foram selecionados seis furos representados na Figura 3-23. Na Tabela E-1, disponível no Anexo E, estão evidenciados, a branco, os valores relevantes para a análise e a azul-escuro, os valores de tensão nos restantes pontos, tal como os valores que se verificam no prato quando este se encontra limpo. Adicionalmente é apresentado o valor máximo de tensão em cada análise, localizado na parte exterior dos furos, e é calculado o valor médio das tensões nos furos em análise.

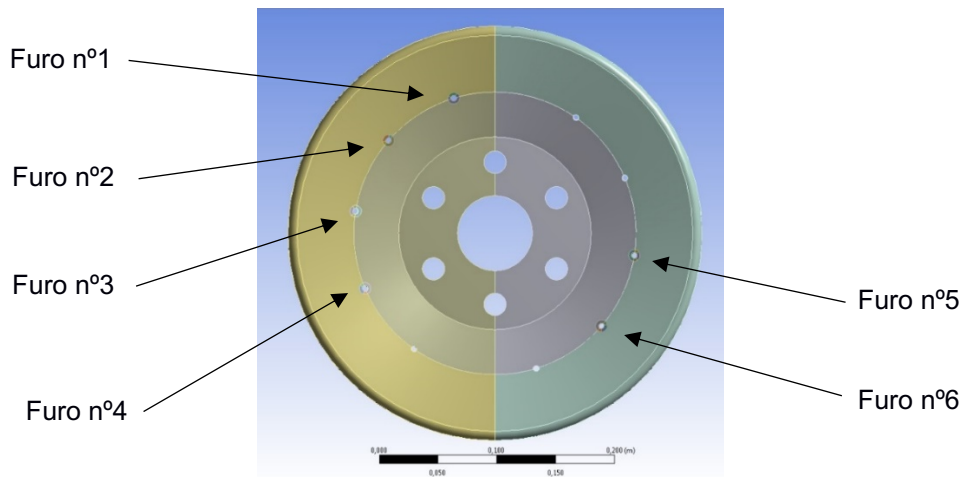


Figura 3-23 Modelo CAD do prato da hélice com os furos de análise identificados

Concluiu-se que a massa de 15 gr era o valor máximo possível de instalar nos pratos, para não ultrapassar os 15 MPa de tensão, identificado como o valor de segurança para efeitos de fadiga neste estudo. Relacionando o valor limite das 15 gr, com o estudo dos modos de falha, é possível determinar a margem de segurança (MS) através da seguinte fórmula:

$$MS = \frac{\sigma_{aplicada}}{\sigma_{máxima}} - 1 \quad (3.11)$$

A margem de segurança é calculada com o quociente entre a tensão aplicada e a tensão máxima até à ocorrência da falha, que em primeiro lugar será a falha por *Bearing* (1156N), subtraindo-se no final por 1, garantindo dessa forma que se $MS > 1$, a estrutura suporta pelo menos a carga aplicada. Com base nos valores da Tabela D-1 e na segunda lei de Newton, o valor da força gerada pela massa ronda os 143,9 N, logo a MS é superior a 7.

3.6. Resultados finais

O resultado de todo o estudo das massas corretivas consolidou-se na modificação do prato de trás da hélice do Chipmunk MK20, por parte da secção de estruturas da manutenção da BA1, com base nas orientações do desenho técnico disponível no Anexo B (Figura 3-24).

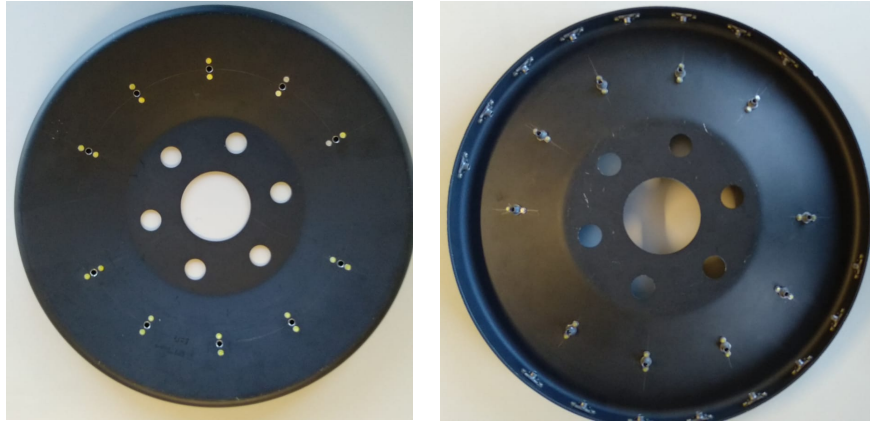


Figura 3-24 Prato posterior da hélice com as porcas autofrenantes instaladas nas 10 posições definidas

Na Figura 3-24, está representado o prato de trás da hélice, no qual foi feita a modificação para a instalação das massas corretivas. As porcas autofrenantes, instaladas nas zonas dos dez furos possibilitam a instalação dos parafusos de 5 mm, já definidos. Tendo em conta a limitação das 15 gr, foram escolhidos dois tipos de anilhas. Uma das anilhas, utilizadas também no sistema de equilibragem do Epsilon com o P/N AN970-3 e uma massa de 4,139gr e as outras, de menor dimensão, que tem o P/N SP23C e 1,017gr de massa.

Foram construídas as combinações de massas a instalar no prato da hélice para se proceder a uma equilibragem da hélice, resumidas na seguinte tabela:

Tabela 3-5 Combinações de massas para a equilibragem dinâmica do Chipmunk

Solução	Parafuso	Anilhas grandes AN970-3	Anilhas pequenas SP23C	Massa total
1	1C	0	0	2,845 g
2	1C	1	0	6,984 g
3	1C	2	0	11,123 g
4	2C	2	2	13,42 g

De forma a proceder-se à equilibragem do Chipmunk MK20, avançou-se para a validação do sistema VibraPac PRO no SA em estudo, depois de definidas as massas corretivas e as posições no prato.

Capítulo 4. Validação do VibraPac PRO

No presente capítulo, é apresentado o sistema VibraPac PRO e os seus constituintes, que farão parte da cadeia de medição do Chipmunk MK20. De seguida, é estudado de que forma é adaptado o software e cadeia de medição, utilizado no Epsilon, no Chipmunk MK20. Todo o sistema foi validado recorrendo a um simulador de avarias, que recriava situações de desequilíbrio e os efeitos semelhantes aos produzidos por uma hélice, assim como por um calibrador de acelerómetros. Por último, são evidenciados os erros corrigidos e as alterações efetuadas ao sistema VibraPac PRO.

4.1. O sistema VibraPac PRO

O sucesso da equilibragem de uma aeronave provém da qualidade da cadeia de medição e dos componentes que a constituem. A cadeia de medição utilizada neste estudo foi o VibraPac PRO (Figura 4-1). É composta por um acelerómetro (1), *fototach* (2), placa de aquisição de dados (Unidade APT) (3) e um tablet (4), o qual contém o software que efetua o processamento e análise de sinal.

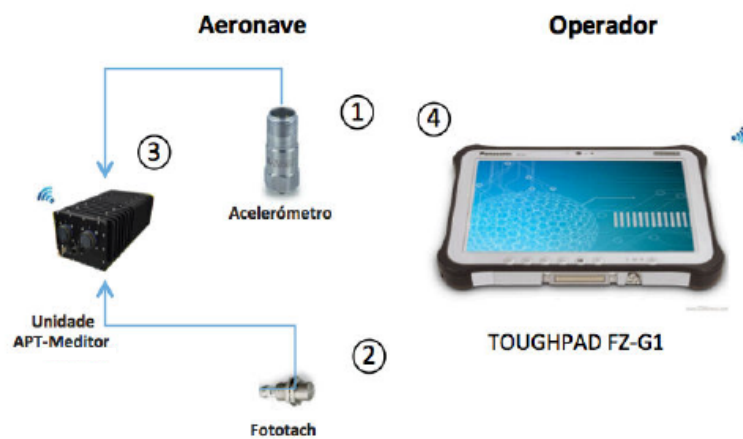


Figura 4-1 Diagrama da cadeia de medição do VibraPac Pro (Meditor, 2014)

O VibraPac PRO é um sistema de equilibragem que surgiu da parceria entre a FAP e o Instituto Politécnico de Setúbal (IPS), desenvolvido para utilização no sistema de armas Epsilon TB30. Possui diversas vantagens, viz: sendo um sistema cujo manuseio necessita de técnicos com formação em vibrações, é um equipamento acessível e simples, em relação a outros sistemas disponíveis na FAP como o CSI2120, VXP ou o VibraPac II; o software efetua todos os cálculos das soluções discretas de equilibragem possíveis *a priori*, mediante o limite de combinações de massas e posições de instalação das mesmas no prato, o que permite que o tempo total do procedimento de equilibragem seja reduzido significativamente.

Outra particularidade do sistema é a capacidade de criar uma base de dados eletrónica que regista, para cada aeronave, motor e hélice, todas as medições de vibração e massas colocadas, que tem utilidade para fins de registo histórico, melhoramento do algoritmo de equilibragem e monitorização da frota.

4.1.1 Unidade APT

A unidade APT (Aquisição, Pré-processamento e Transmissão) serve para a aquisição dos sinais dos sensores e no caso do VibraPac PRO, o processo ocorre através de uma Red Pitaya (Figura 4-2). A Red Pitaya é uma placa de aquisição de dados com um software *open source* que permite ser configurada através de vários programas como o *Matlab*, sendo que este trabalho foi feito pelo IPS e pela empresa Meditor (Red Pitaya, 2018).

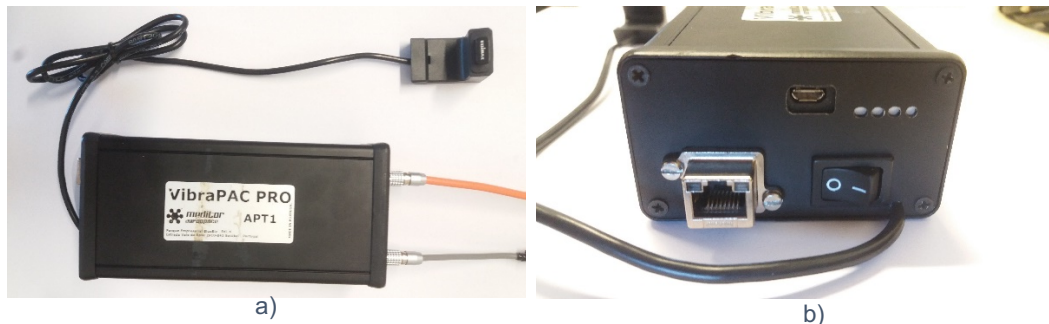


Figura 4-2 a) Unidade APT com adaptador Wi-Fi conectado; b) o seletor ON/OFF, porta USB e os quatro LED indicadores do nível de bateria

No sistema VibraPac PRO, a transmissão dos sinais do APT para o tablet é efetuada através da interface sem fios Wi-Fi. A outra função do APT é fornecer energia aos sensores e à *Red Pitaya* através de uma bateria que compõem o seu *hardware*, que pode ser recarregada através da distribuição de rede de energia ou por outra fonte.

4.1.2 Tablet² e software VibraPac PRO

O tablet do VibraPac PRO é a ferramenta principal na recolha de dados e análise dos sinais nas medições. Este componente recebe todos os dados fornecidos pelo APT, que têm de ser processados para ser possível ao operador avaliar a condição de equilíbrio da aeronave.

Através do software instalado, desenvolvido em Visual Basic pela FAP e IPS, é possível estabelecer uma interface entre a máquina e o utilizador. Na armazenagem dos dados é utilizado o Microsoft Access v.2013, estruturado por forma a conter todas as informações relevantes para a análise, entre os quais os dados dos utilizadores, elementos das aeronaves como N^o de cauda (N/C), N^o de série (S/N) da hélice e do

² O tablet é da marca Panasonic TOUGH PAD FZ-G1, com o sistema operativo Windows 10 Pro, um processador Intel® Core™ i5-6300U CPU @2.40GHz, e uma memória RAM de 3,89 GB utilizáveis, que lhe providencia memória e capacidade de processamento para várias medições sem interrupção.

motor, dados da equilibragem e das medições, dados do controlo vibratório e outras definições disponíveis no programa, tal como localizações dos furos para a adição das massas, pesos e as soluções de massas previamente calculadas (FAP, Meditor e IPS, 2017).

4.1.3 Fototach

Em relação ao sensor fotoelétrico foi estudado, por Milharadas e Almeida (2017), uma posição que permitiu o uso eficaz do *fototach* no Chipmunk MK20, recorrendo à utilização do suporte do Epsilon TB30. A posição definida é semelhante à utilizada no Epsilon (Figura 4-3), que permitia a instalação da fita refletor no anel do motor de arranque. O sensor escolhido para o sistema do Chipmunk foi o OMRON E3F2-R2B4-P1-E (FAP, Meditor e IPS, 2017)



Figura 4-3 Fototach e suporte utilizados na cadeia de medição do Chipmunk, montado no Epsilon numa posição semelhante (FAP, Meditor, IPS, 2017)

4.1.4 Acelerómetro

O sistema VibraPac PRO estava adaptado às características do Epsilon TB30, que possui diferenças em relação ao Chipmunk MK20, nomeadamente, a estrutura da aeronave e os componentes que integram o conjunto motor+hélice. Tais características condicionam o acelerómetro utilizado, a posição e os suportes para se proceder à medição das vibrações, o que levou a um estudo neste âmbito.

4.2. VibraPAC Pro no Chipmunk MK20

4.2.1. Seleção dos acelerómetros, suporte e da sua posição.

Para a aquisição dos sinais através dos acelerómetros, é essencial escolher pontos de medição que garantam a qualidade dos dados obtidos de forma a proceder-se a um processo de equilibragem dinâmica eficaz. Há alguns aspetos a considerar na seleção dos pontos de medição, e.g., a proximidade do componente

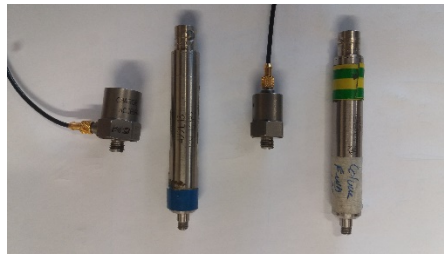
principal no qual se pretende fazer o controlo da condição; as características das posições onde se pretende colocar os equipamentos de vibrações, como o espaço disponível ou as temperaturas excessivas. Consideraram-se quatro variáveis independentes, que influenciariam os dados obtidos nos testes a realizar:

- o regime de equilibragem
- o tipo de acelerómetro
- o suporte no qual o acelerómetro fica apoiado
- a posição do motor na qual se deve colocar o suporte

Foram realizados testes no Chipmunk com o N/C 1339, com o motor P/N RL-36014-36E, com a hélice P/N 31580K para se medirem os sinais de vibração e averiguar a sua qualidade. Tendo em conta as quatro variáveis referidas acima, utilizaram-se dois tipos de acelerómetros, um Bruel e um PCB, dois suportes diferentes, duas posições diferentes e quatro regimes diferenciados, escolhidos tendo em conta aqueles utilizados no Epsilon, tal como por limitações da aeronave.

Foi necessário definir o regime de equilibragem, dado que era sobre esse regime que se ia efetuar a equilibragem para diminuir o valor total de vibração. Os regimes utilizados foram os 1200rpm, 1600rpm, 2000rpm e os 2300rpm, escolhidos por serem os regimes que se usam na equilibragem do Epsilon e pela limitação máxima de rpm no solo.

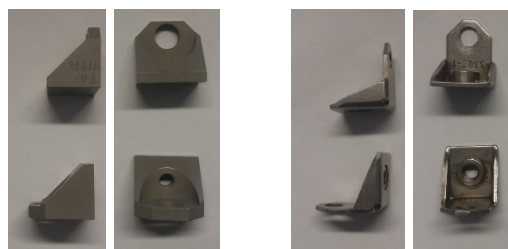
Os acelerómetros apresentam diferentes características físicas e técnicas que influenciam a deteção dos sinais. Foram escolhidos, para testes, dois acelerómetros de carga que captavam o intervalo de frequência de interesse, que se situa entre os 20Hz e os 40 Hz. Definiu-se como acelerómetro nº1 o Bruel & Kjaer S/N BG26, que possui uma sensibilidade de 2.824 pC/g e o acelerómetro nº2 o PCB 357B21 S/N 6985, cuja sensibilidade é de 29.33 pC/g. O condicionador do acelerómetro nº1 é um PCB 422E13 S/N 13882, com sensibilidade 0,995 mV/pC, e o condicionador do acelerómetro nº2 é também um PCB 422E13 S/N 13886, com sensibilidade 1,005 mV/pC (Figura 4-4).



a) b)

Figura 4-4 Acelerómetros e condicionadores utilizados no estudo: a) o Bruel & Kjaer S/N BG26, com o seu condicionador; b) o acelerómetro da PCB S/N 6985 e o condicionador

Os suportes podem causar perturbações nos sinais adquiridos dependendo do seu material e formato, por isso testaram-se dois tipos, identificados como o suporte 1 o P/N FA-11976 e suporte 2 o P/N 3382-1 (Figura 4-5).



a) b)

Figura 4-5 Diferentes vistas dos suportes utilizados no estudo. a) suporte 1; b) suporte 2

A posição escolhida para a colocação dos suportes dos acelerómetros, segundo indicações de Bruel & Kjaer (1982), deve ser na zona onde o sinal que se pretende analisar esteja mais discriminado. Nesta análise é na parte superior do motor, transversal plano de rotação do motor. Tendo em conta as posições disponíveis para a sua colocação (zonas correspondentes aos parafusos que unem o motor), podem ser instalados num local dianteiro ou traseiro do motor, o que influencia o acelerómetro em termos da deteção de ruído ou na deteção dos sinais relevantes. A posição dianteira é a Posição A enquanto que a posição traseira é a Posição B, como representado na Figura 4-6.

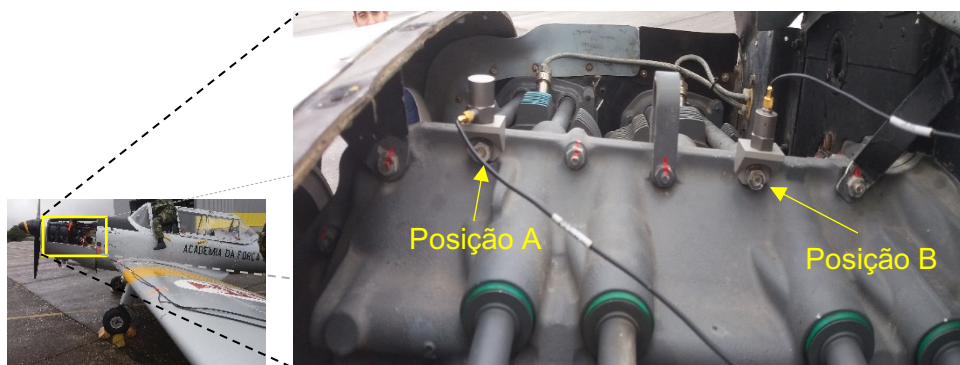


Figura 4-6 Representação das duas posições para instalação dos suportes no motor do Chipmunk

As medições foram efetuadas utilizando o equipamento PROSIG. Depois de todos os sinais no tempo serem adquiridos, foram tratados e analisados no software DATS, segundo o diagrama de blocos apresentado na Figura 4-7, e no Excel. Os parâmetros utilizados na aquisição de dados no PROSIG, e na função presente do diagrama, utilizada na análise no DATS, são apresentados na seguinte tabela:

Tabela 4-1 Parâmetros utilizados nas aquisições e tratamento de dados do estudo

Aquisição (PROSIG)	Tempo de aquisição Frequência de amostragem Frequência máxima de análise	15 s 1000 Hz 500 Hz
Análise (DATS)	Janela de análise Médias Overlap	<i>Hanning</i> 10 (5 com o suporte #2) 75 %

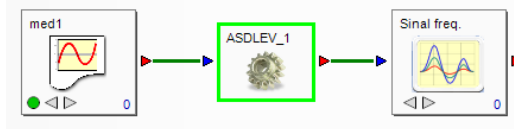


Figura 4-7 Diagrama de blocos da análise dos sinais dos acelerômetros do motor

Daí foi possível fazer o cálculo do valor global para todas as medições, segundo a equação 4.1, por forma a facilitar a análise dos sinais, pois este valor está associado à energia de um sinal (Nunes, 2005).

$$Valor\ global = \sqrt{\sum_{i=m}^n x_i^2} \quad (4.1)$$

Na fórmula, m representa o índice associado à ordem inferior e n o índice da ordem superior dos valores da banda do sinal em análise. Assim foi possível fazer a análise das medições que continham sinais *outliers*. Estes são sinais contaminados que surgiram de problemas de leitura do espectro por parte do acelerómetro ou por ruído, que não devem fazer parte das médias porque iriam adulterar os resultados.

Realizou-se uma análise aos valores da $\frac{1}{2}^a$, 1^a , 2^a , 3^a e 4^a harmónicas da frequência de rotação do veio, através da transformação dos sinais no tempo em sinais na frequência, realizado pelo programa DATS. Foram escolhidas estas harmónicas porque é possível associar algumas frequências captadas, ao funcionamento de componentes do motor (Figura 4-8) (Nunes, 2005). Com base nos dados disponíveis do espectro do funcionamento do motor do Epsilon (Nunes e Silva,

1997), semelhante ao do Chipmunk, é possível associar algumas frequências do espectro, viz., a frequência da explosão dos cilindros e da rotação das pás.

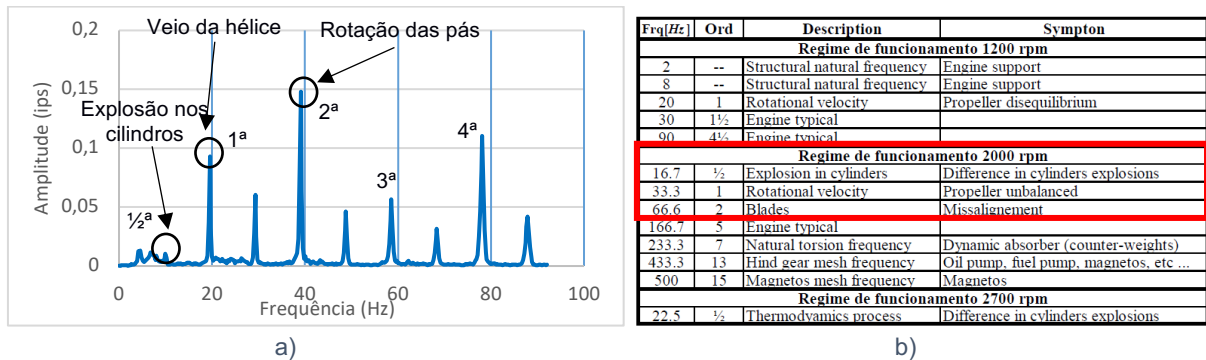


Figura 4-8 a) Correlação entre o funcionamento de componentes do Chipmunk e do espectro de um sinal obtido; b) Identificação das frequências dos componentes do espectro do motor do Epsilon (Nunes e Silva, 1997)

4.2.1.1 Regime de equilibragem

Para seleccionar o regime de equilibragem a que se vai realizar a equilibragem dinâmica da hélice, foi necessário comparar a amplitude de vibração da 1ª harmónica nos diferentes regimes, analisando o total de 48 medições efetuadas (Figura 4-9). A análise dos dados permitiu avaliar que a frequência de rotação do veio da hélice, para se fazer medições, é o regime das 1200 rpm, pois é aquele em que os valores obtidos das medições se encontram mais próximos um dos outros, como demonstra a Figura 4-9, tal como a Tabela 4-2, com os desvios padrão.

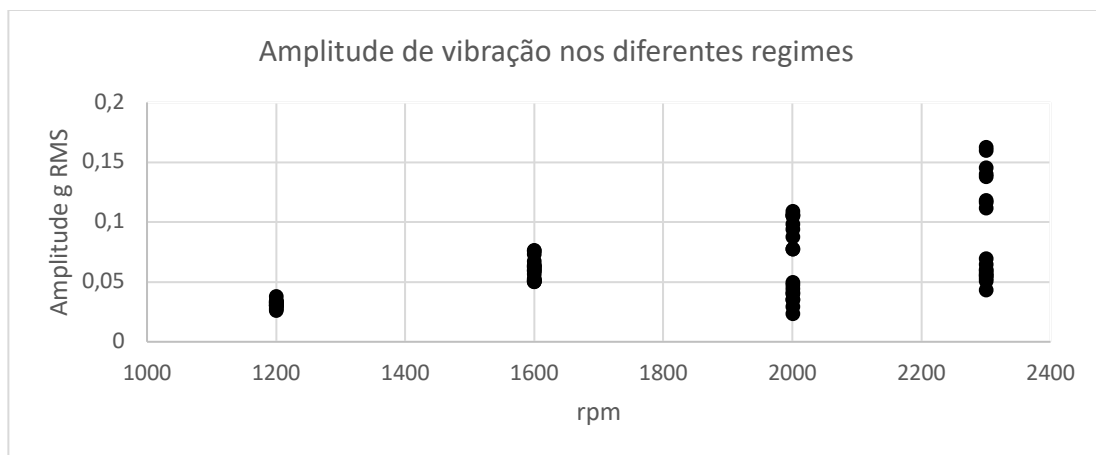


Figura 4-9 Amplitude vs. rpm das medições de vibração em cada regime, com os dois acelerómetros

Tabela 4-2 Desvio padrão entre todas as medições efetuadas a cada regime

Regime	Desvio Padrão	Média
1200	0,0028	0,0312
1600	0,0085	0,0603
2000	0,0303	0,0670
2300	0,0417	0,0921

4.2.1.2 Seleção do acelerómetro

Tendo já um regime definido, avaliou-se qual o acelerómetro mais indicado para a equilibragem. Para esse efeito, fez-se a média das amplitudes medidas, excluindo os *outliers*, e comparou-se nas mesmas condições, i.e., mesmo tipo de suporte (#1) e ao regime de 1200 rpm. Com este método, é possível compreender as diferenças de amplitudes entre os dois transdutores e, analisando o gráfico (Figura 4-10), verificar que, para a velocidade de rotação utilizada, os dois acelerómetros apresentam valores semelhantes nas duas posições. A única ordem onde um dos acelerómetros se destaca é na 2ª harmónica, na qual o acelerómetro da PCB capta sinais de maior amplitude. Logo, são necessários outros métodos para seleccionar o acelerómetro.

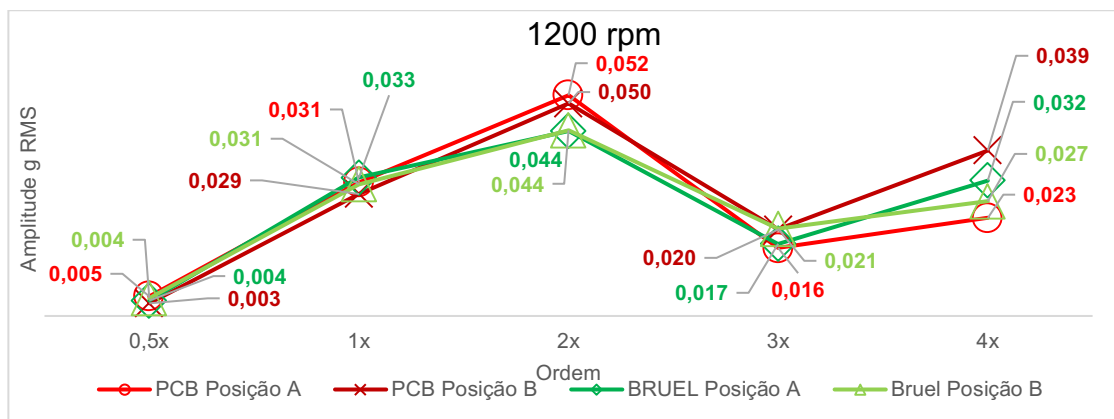


Figura 4-10 Gráfico dos valores de vibração dos dois acelerómetros, nas duas posições, em cada ordem

Outro método de análise consiste em aferir o número de sinais saturados recolhidos durante as medições e, neste aspeto, o acelerómetro da Bruel teve maior número de sinais saturados, apresentando cerca de 50% de sinais saturados enquanto que o transdutor da PCB apresentou apenas 4% de sinais saturados. É apresentado nos gráficos da Figura 4-11, de que forma é representada a saturação dos sinais do acelerómetro da Bruel, no programa DATS, cuja origem pode estar relacionada com a saída do cabo de aquisição ser na vertical, que ficava em contacto com o *capot* da aeronave (Figura 4-4b). Logo, mediante os fatores apresentados, seleccionou-se o acelerómetro da PCB para ser utilizado no sistema de equilibragem.

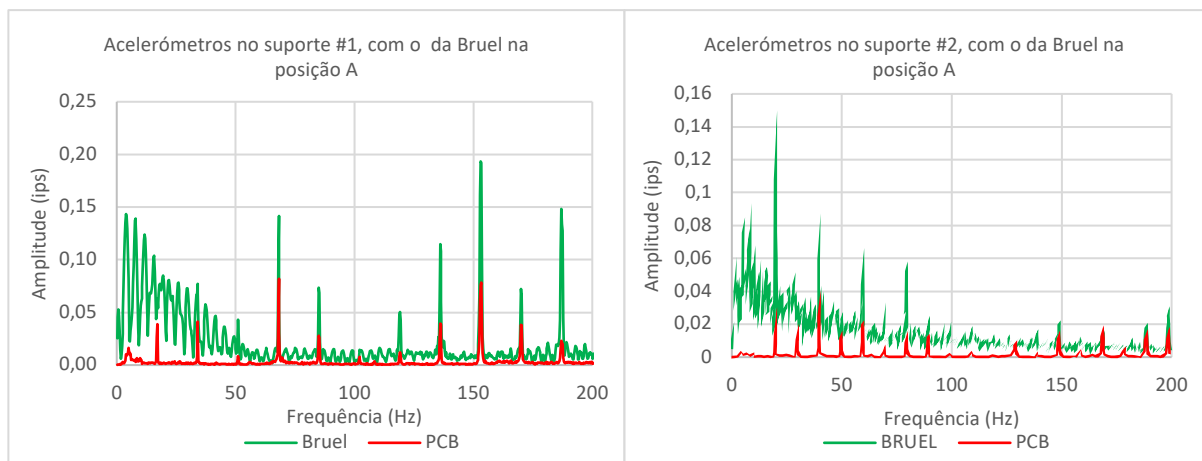


Figura 4-11 Gráficos comparativos dos sinais em frequência do acelerómetro da PCB e do BRUEL: a) acelerómetros montados no suporte #1; b) acelerómetros montados no suporte #2

4.2.1.3 Escolha da posição e do suporte

Decidido o acelerómetro a ser utilizado no procedimento de equilibragem, falta definir qual o melhor suporte e posição, na qual se vão fazer as medições. Numa primeira fase da análise, recolheram-se as médias das medições e separaram-se os valores das ordens nos quatro regimes estudados, pois a posição e o suporte influenciam a deteção de todo o espectro que é necessário para o controlo vibratório da aeronave. Obteve-se desta forma 4 gráficos (Figura 4-12):

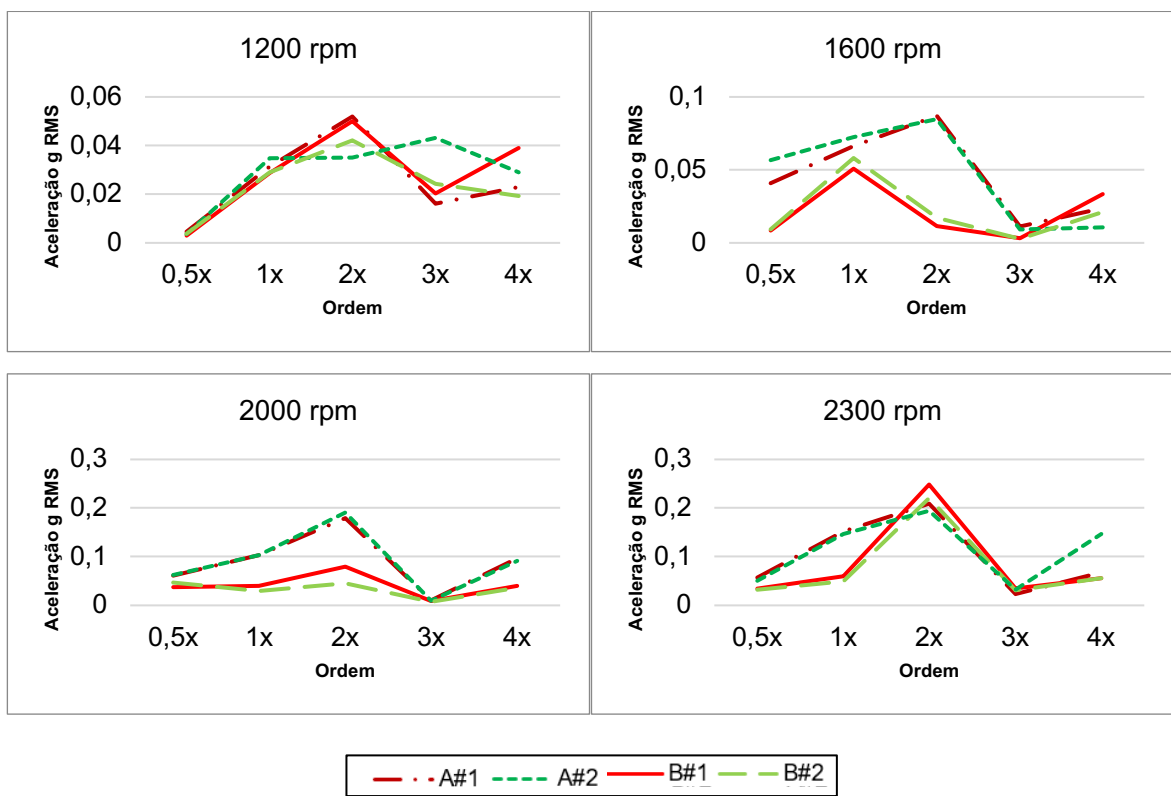


Figura 4-12 Valores das harmónicas nos quatro regimes estudados

Com base nestes gráficos é possível compreender que a variável que provoca maior influência no sinal é a posição dos suportes nos diferentes regimes, à exceção dos 1200 rpm, no qual os dois sinais são semelhantes. Todavia, dos dados obtidos conclui-se que o melhor suporte é o #1 pois é aquele que forneceu melhores dados, dado que cerca de 46% dos sinais estavam saturados no suporte #2. Uma vez escolhido o suporte, comparam-se apenas os valores obtidos nas duas posições (Figura 4-13).

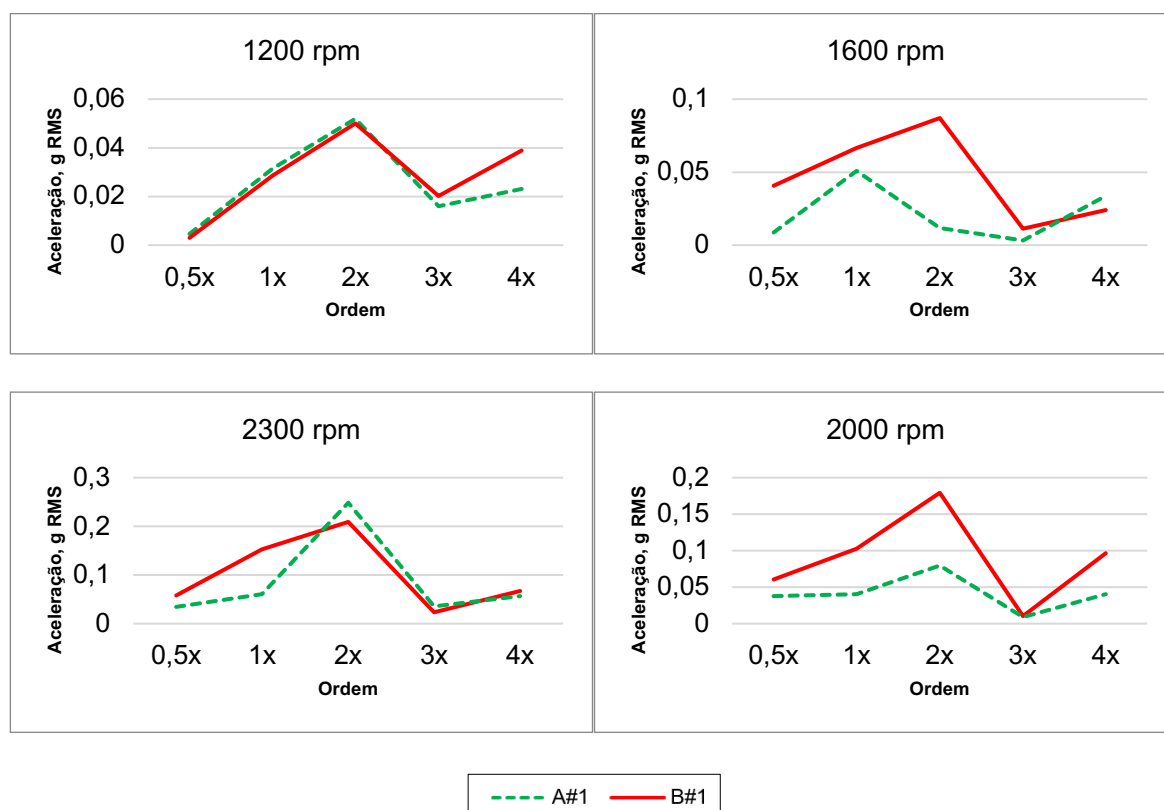


Figura 4-13 Valores das harmônicas nos quatro regimes estudados, excluindo o suporte #2

Entende-se que os dois sinais são distintos nos três regimes mais elevados, apresentando a posição A, valores mais elevados sobretudo na segunda ordem. Houve a necessidade de complementar este estudo com a análise comparativa dos valores globais nas duas posições (Tabela 4-3).

Tabela 4-3 Valores globais do acelerômetro PCB, nas duas posições possíveis

PCB	1200	1600	2000	2300
A #1	0,2157	0,4797	0,9526	1,2286
B #1	0,1856	0,3005	0,5113	0,7324

Conclui-se que os valores de energia na posição A são superiores aos calculados na posição B e, confrontado os dados com os sinais na frequência na posição A, avaliou-se que não apresentam níveis altos de ruído, consolidando a

escolha desta posição. Em suma, a equilibragem deve ser realizada utilizando o acelerómetro da PCB, às 1200 rpm, na posição A com o suporte #1.

4.2.2. Adaptação do software do VibraPac PRO

O procedimento de equilibragem sofreu algumas alterações quando se pretendeu adaptar o sistema VibraPac PRO ao Chipmunk MK20, por causa de dois fatores principais: 1. o número e a localização das posições para a instalação das massas são diferentes; 2. a necessidade de se retirar o cone da hélice, para se adicionar as massas no prato;

Em relação ao primeiro fator, resultado da modificação do prato estudada no Capítulo 3., traz como implicações para o sistema a necessidade de novos cálculos de soluções de massa para a equilibragem, i.e., o software teve de ser adaptado, sendo que as soluções ficam armazenadas na base de dados do VibraPac PRO.

As novas soluções de massas têm as seguintes variáveis:

- 10 posições diferentes disponíveis no prato da hélice
- 4 combinações de massas diferentes
- No máximo, uma solução pode utilizar até 4 posições do prato da hélice

Já o segundo fator, compromete o algoritmo de equilibragem e o próprio método de equilibragem *single-plane* porque o cone, que não é um componente “perfeito”, visto que a sua distribuição de massa não é uniforme, vai influenciar o vetor do desequilíbrio da aeronave, quando desinstalado do prato. Se a aeronave fosse equilibrada sem o cone e depois fosse instalado de novo, sem se tomar em consideração a sua influência, não era garantido que a equilibragem fosse bem-sucedida. O novo algoritmo é apresentado pelo seguinte esquema:

1) Efetuar um *run-up* da aeronave com cone

Medir a vibração do sistema e obter a seguinte equação

$$\vec{V}_0 + \vec{V}_c = \vec{V}_T \quad (4.2)$$

, na qual \vec{V}_0 corresponde ao desequilíbrio do conjunto motor+hélice, sem contar com a contribuição do cone, \vec{V}_c é o efeito produzido pelo cone da aeronave e \vec{V}_T é o desequilíbrio total.

Se o valor de vibração for superior a 0.2 ips, prosseguir com a equilibragem

2) Retirar o cone

Medir de novo a vibração do sistema, com o cone da aeronave desinstalado, obtendo \vec{V}_0 .

Assim é possível calcular o efeito do cone, \vec{V}_c , através a subtração $\vec{V}_T - \vec{V}_0$

3) Continuar equilibragem até a vibração medida ser inferior 0.1 ips

Para se proceder à equilibragem do sistema, devem ser geradas soluções para corrigir o desequilíbrio do conjunto motor+hélice, através da fórmula

$$\vec{S} = \frac{\vec{V}_0 - (\overline{VR}_0 \times \overline{W}_0)}{\overline{VR}_0} \quad (4.3)$$

, na qual \vec{S} é a solução para a correção do desequilíbrio, \overline{VR}_0 é o vetor refletor inicial e \overline{W}_0 é o vetor gerado pela massa instalada no prato previamente. No caso de o prato ainda não ter quaisquer massas, a equação é $\vec{S} = \vec{V}_0 / \overline{VR}_0$.

Continuar a realizar *run-ups* até reduzir a vibração para uma amplitude inferior a 0.1 ips.

4) Adicionar o efeito do cone à equação e fazer a verificação final

Utilizando a equação 4.4, substitui-se \vec{V}_0 por \vec{V}_T , para que a solução final contabilize o desequilíbrio total do sistema. O vetor refletor passa a ser \overline{VR}_x , que é aquele que gera melhores soluções, com base nas medições anteriores

$$\vec{S} = \frac{\vec{V}_T - (\overline{VR}_x \times \overline{W}_x)}{\overline{VR}_x} \quad (4.4)$$

Executar uma última verificação, com o cone instalado novamente na aeronave e aferir se a solução reduziu o desequilíbrio para uma amplitude inferior a 0.2 ips. O algoritmo permitiu adaptar o procedimento de equilibragem do VibraPac PRO, utilizado no Epsilon TB30, ao Chipmunk MK20, proposto e apresentado no Anexo F.

4.2.3 Calibração da cadeia de medição

Para garantir a correta utilização do equipamento VibraPac PRO, foi necessária a validação da cadeia de medição através da sua calibração, em específico do sistema constituído pelo acelerómetro, unidade APT e o software do VibraPac PRO. Desta forma, mede-se o valor de vibração, mais próximo do real, produzido pela aeronave quando se efetuar a equilibragem dinâmica da hélice.

O material utilizado na calibração foi o *Accelerometer Calibrator Endevco*, Modelo 28959F, o equipamento VibraPac PRO, o acelerômetro PCB 357B21 S/N6985 e o condicionador PCB 422E13 S/N 13882 (Figura 4-14). O procedimento de calibração foi efetuado com base no Procedimento Técnico de Manutenção 137 (DEP, 2018^b), utilizado no sistema do Epsilon, e no software do VibraPac PRO, foi utilizada a opção de “Calibration” (Figura F-1).

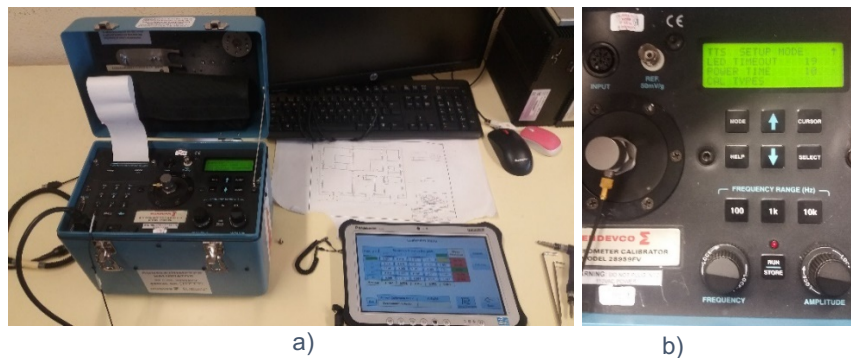


Figura 4-14 a) o *Accelerometer Calibrator Endevco*, Modelo 28959F, com o acelerômetro PCB 357B21 instalado, e o tablet do VibraPac PRO; b) *Display* e seletores do calibrador

4.2.3.1 Configuração do calibrador

Antes de se proceder à calibração, é necessária a configuração do calibrador através seleção das características, através do display e dos seletores da Figura 4-14b, que melhor se adequam à cadeia de medição utilizada. As unidades utilizadas estavam definidas como “ENGLISH” e no parâmetro “MON.UNITS”, selecionou-se “STANDARD”, para que assim desse o valor de amplitude em pico. Em relação ao tipo de acelerômetro escolhe-se a opção ICP porque apesar de o acelerômetro ser de carga, está ligado a um condicionador. Selecionou-se a opção VELOCITY para serem apresentados os valores de amplitude de vibração em ips e introduziu-se a massa do acelerômetro, que era 22,1gr.

4.2.3.2 Medição e calibração

A instalação da cadeia de medição, é semelhante à montagem que se vai efetuar aquando da equilibragem da aeronave, contudo nesta situação, o acelerômetro é montado no *shaker*, como representado na Figura 4-15. Para se efetuar a calibração do sistema, são ajustadas no calibrador as frequências (20,27,33,40 e 45Hz) e as vibrações de referência (0.05, 0.1,0.2,0.4 e 0.8 ips), utilizados no PTM.DEP.137 (DEP, 2018^b), como representados na Figura 4-14, porque também se consideraram adequadas, visto que a gama de frequências e amplitude

são similares às do Epsilon. No quadro são apresentadas as vibrações medidas pela cadeia de medição, em cada configuração.

Freq. [Hz]	Reference Vibration [ips peak]					Mean Deviation
	0.05	0.1	0.2	0.4	0.8	
20						
27						
33						
40						
45						
Average						

Current Calibration factor	0.9800
New Calibration factor	

Figura 4-15 Menu de calibração do VibraPac PRO

O fator de calibração, é o valor utilizado para a conversão dos sinais adquiridos pelo acelerómetro, para ips através da seguinte fórmula.

$$ips\ pico = \frac{Amplitude\ medida\ (g) \times 3688}{Frequência\ medida\ (Hz) \times 60} \times Fator\ de\ calibração \quad (4.5)$$

Este fator varia com o sistema utilizado porque cada acelerómetro tem uma sensibilidade diferente. Como não havia registos para esta cadeia de medição, fizeram-se vários testes com o propósito de calcular-se o melhor fator de calibração para este estudo. As medições iniciais foram obtidas com o fator de calibração 0.9800, pois ainda não haviam quaisquer registos de referência, cujos resultados estão representados na Figura 4-16.

Freq. [Hz]	Reference Vibration [ips peak]					Mean Deviation
	0.1	0.2	0.4	0.8		
20	0.012	0.030	0.058	0.123	0.247	71.1%
27	0.012	0.029	0.061	0.123	0.246	71.0%
33	0.011	0.030	0.060	0.122	0.246	71.4%
40	0.012	0.029	0.059	0.120	0.244	71.4%
45	0.014	0.029	0.060	0.121	0.245	70.4%
Average	0.012	0.029	0.060	0.122	0.246	

Current Calibration factor	0.9800
New Calibration factor	3.1506

Figura 4-16 Primeiras medições efetuadas durante a calibração, com um fator de calibração de 0.9800

Segundo o PTM.DEP.137 (DEP, 2018^d), o critério de aceitação do fator de calibração é que o desvio médio (*Mean Deviation*) para cada frequência seja inferior a 5%, apresentado com a cor verde pelo programa. Como nas medições representadas na Figura 4-16, o desvio calculado é superior a 10%, é representado pela cor vermelha, e obriga a novas medições com um novo fator de calibração. É

calculado um novo fator de calibração, consoante os dados obtidos nas medições anteriores, através da opção “Calculate”, até se atingir um desvio médio inferior a 5%.

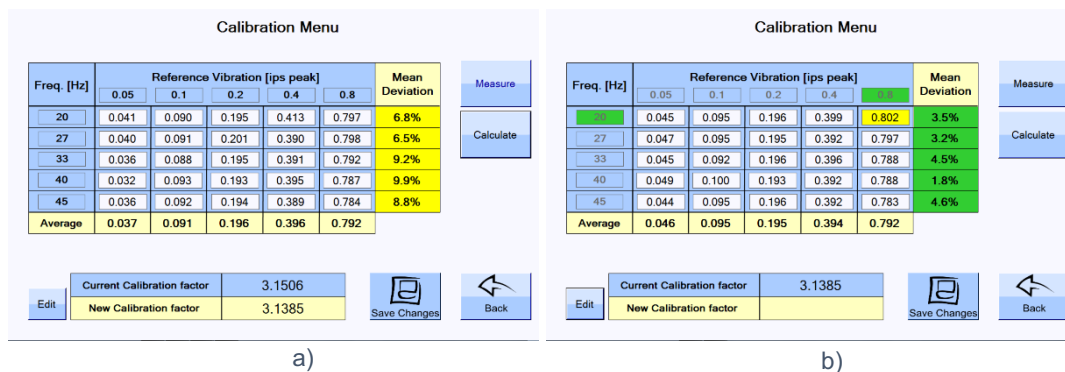


Figura 4-17 a) medições com o fator de calibração 3.1506 b) medições com o fator de calibração de 3.1385

As novas medições, apresentadas na Figura 4-17a, ainda não se consideraram aceitáveis porque era apresentada a cor amarela na coluna do desvio médio, dado que os valores estavam entre os 5% e os 10%. Logo, foi necessário o cálculo de um novo fator de calibração, que resultou no valor de 3.1385. O novo fator permitiu obter resultados válidos para o critério de aceitação, com desvios médios entre os 1,8% e os 4,6% (Figura 4-17b). Os resultados da linha dos 20Hz, frequência associada à velocidade de rotação a que se pretende fazer a equilibragem dinâmica, ficaram próximos do valor de vibração de referência, um aspeto que mostra a qualidade do fator.

4.3. Validação da cadeia de medição no simulador

Por forma a garantir a funcionalidade da cadeia de medição, antes de se procederem aos testes reais na aeronave, foi utilizado o simulador de avarias detetáveis da DEP. O simulador de avarias é constituído por um motor elétrico, um regulador de frequência e um veio de está ligado a um prato com 12 posições, que simula o prato do Epsilon TB30. Na superfície das chumaceiras estão vários suportes para instalação dos acelerómetros (Figura 4-18a).

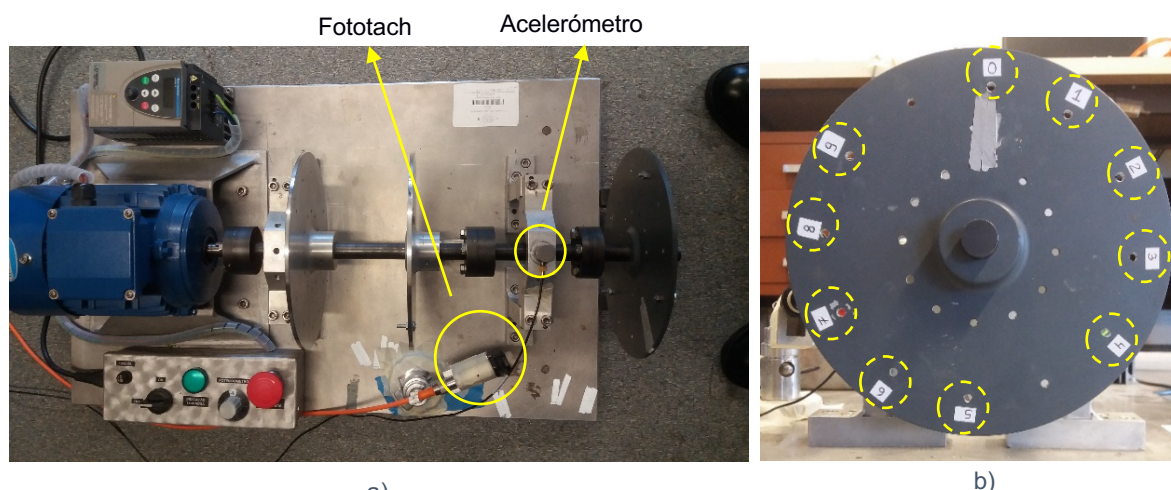


Figura 4-18 a) Simulador de avarias detetáveis, com o fototach e o acelerómetro instalados; b) disco a simular o prato da hélice, com os 10 furos para a instalação de massas

O acelerómetro, montado na chumaceira mais próxima do disco, e o condicionador utilizados nos testes, foram os mesmos utilizados na calibração da cadeia de medição. O sensor fotoelétrico utilizado foi o OMRON E3F2-R2B4-P1, e ficou instalado numa posição junto ao eixo do motor, de forma a que o feixe fosse refletido por uma fita refletora, na parte de trás do prato. A fita refletora estava na posição 0, à semelhança da posição de quando se fizerem testes na aeronave.

Em relação ao prato do simulador que tinha doze furos, foram apenas selecionados dez, como representado na Figura 18b), para simular o prato do Chipmunk. Os dez furos estavam repartidos em dois grupos iguais, que distanciavam 30° entre cada furo, e permitam uma distância de 60° na zona entre os grupos.

4.4.1 Testes realizados

Para se proceder à validação da cadeia de medição, foram efetuados vários testes, com base no procedimento de equilibragem proposto pelo autor, apresentado no Anexo F. No entanto, era necessário simular tanto as condições de desequilíbrio no conjunto do motor+hélice, tal como a influência do cone no mesmo conjunto. Para tal, usaram-se várias massas (compostas por parafusos, porcas e anilhas), para recriar cada um dos efeitos no sistema, como representado na Figura 4-19.

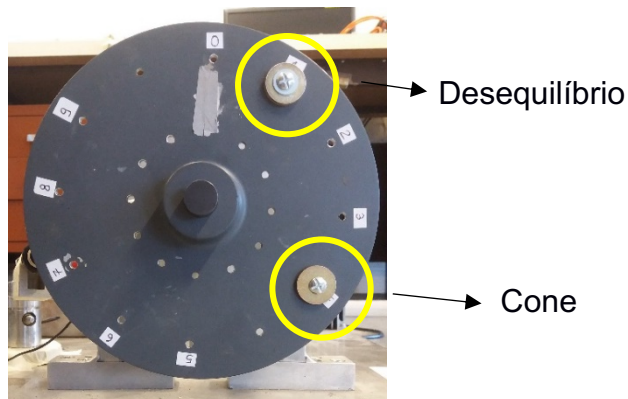


Figura 4-19 Prato do simulador com as massas a representarem o desequilíbrio e o efeito do cone

Na posição 1 do prato, ficou um parafuso com anilhas que simulou o desequilíbrio, com uma massa total de 16,9 gr e na posição 4, uma massa de 11,7gr, representando o efeito produzido pelo cone da hélice. Fez-se o primeiro *run-up* do motor para se calcular o desequilíbrio inicial, e o resultado está representado na Figura 4-20.

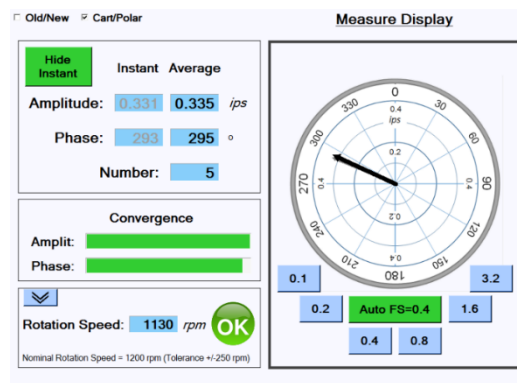


Figura 4-20 Menu “Measure Display” no primeiro *run-up*, com uma amplitude de 0.335 ips

Dado que o valor de amplitude era 0.335 ips, proseguiu-se com a equilibragem. Confirmou-se que não havia massas colocadas no prato e fez-se um novo *run-up*, mas desta vez tirou-se a massa de 16,1gr, que representava o cone (Figura 4-21).

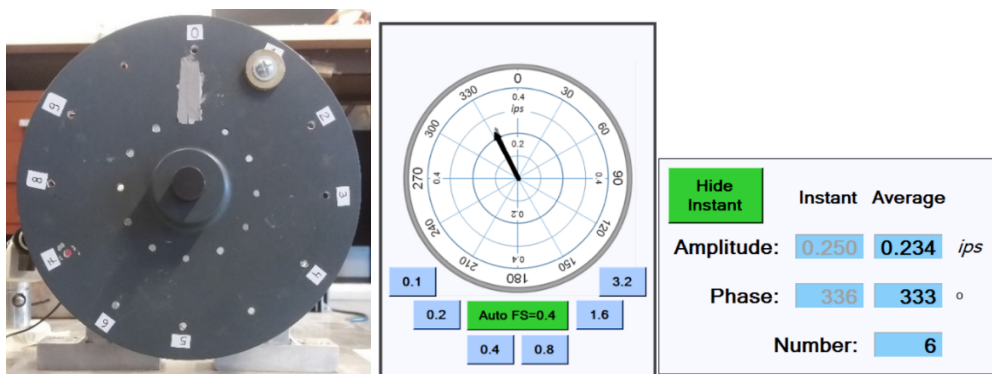


Figura 4-21 Prato do simulador apenas com a massa do desequilíbrio

A partir desta medição, passam a ser apresentadas as várias hipóteses de correção de massa, com base num vetor refletor do VibraPac PRO. Este vetor refletor do VibraPac é composto pelos fatores a e b, cujos valores representam respetivamente as coordenadas x e y do vetor. O vetor refletor utilizado inicialmente neste teste foi o do Epsilon, em que $a=0,0004055$ e $b=0,01478858$, contudo este vai atualizar automaticamente, à medida que se fazem novos *run-ups*, de modo a equilibrar o sistema, e se encontram soluções. Das opções apresentadas, foi escolhida a solução 2, representada na Figura 4-22, que oferecia como correção a colocação de uma massa com 6,98gr no furo 0 e outra massa com 11,12gr no furo 8. Daí partiu-se para um novo *run-up*, para compreender se a solução teve o efeito pretendido, representado na Figura 4-23.

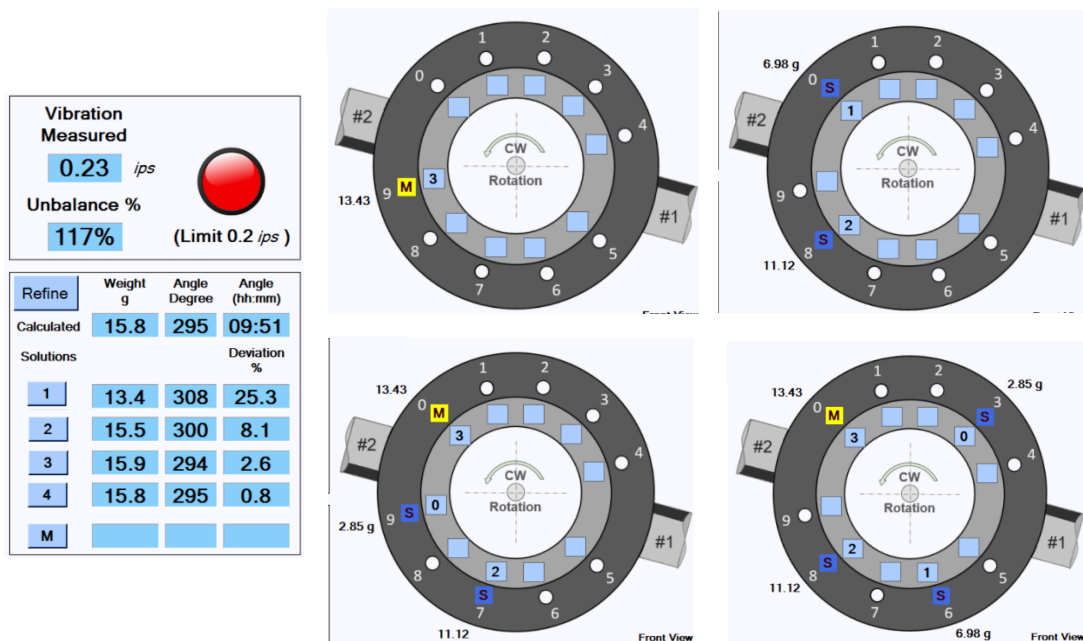


Figura 4-22 Soluções apresentadas pelo programa para a correção do desequilíbrio da Figura 4-20

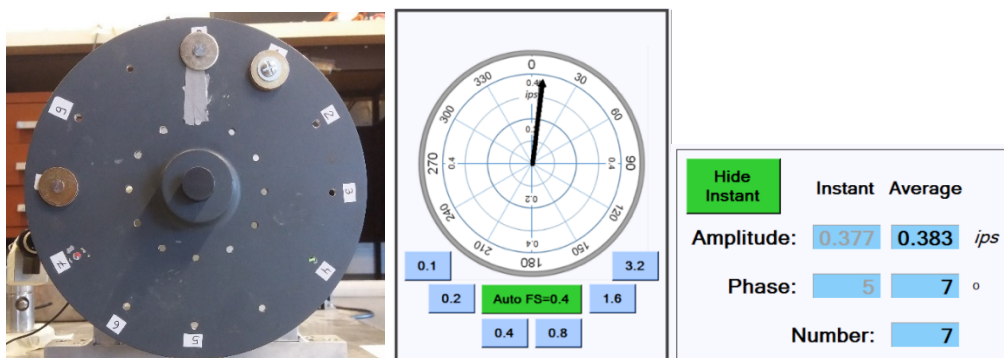


Figura 4-23 Prato do simulador com o desequilíbrio e a primeira solução de massas instalada

A correção provocou uma vibração de 0,383 ips, a 07°, superior ao valor do *run-up* anterior. A partir desta fase, o vetor refletor fica mais adaptado ao sistema e gera novas soluções, com base nos efeitos resultantes. A correção prevê a colocação de uma massa com 6,9gr na posição 4 e outra com 13,43gr na posição 6 (Figura 4-24).

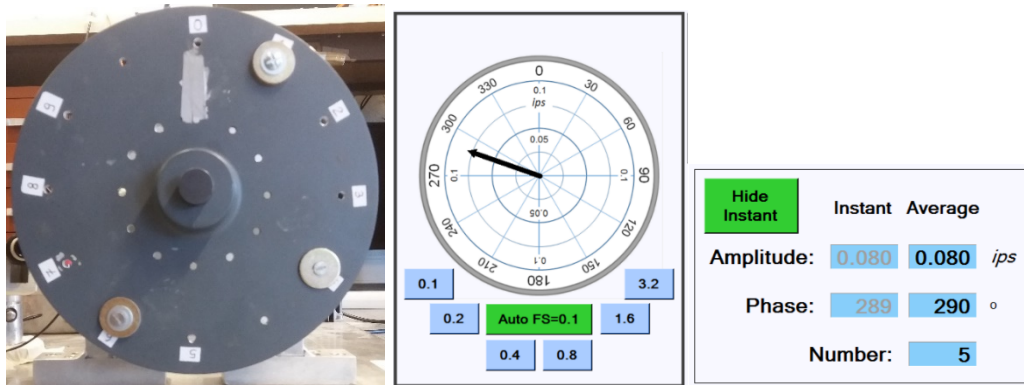


Figura 4-24 Prato do simulador com o desequilíbrio e a segunda solução de massas instalada

Nesta medição, consegue-se reduzir a amplitude de vibração abaixo do 0,1 ips, e por isso na solução de massas, pode selecionar-se a opção que considera a colocação do cone. Das novas soluções apresentadas, escolheu-se aquela que recomenda a colocação de uma massa com 13,43gr na posição 6 e outra igual na posição 7, gerando um desvio de 6,7%, em relação à solução calculada. Desta vez, para além das massas corretivas, inseriu-se as massas representativas do efeito do cone da hélice, para se realizar desta forma o “*Final Check*” da equilibragem (Figura 4-25).

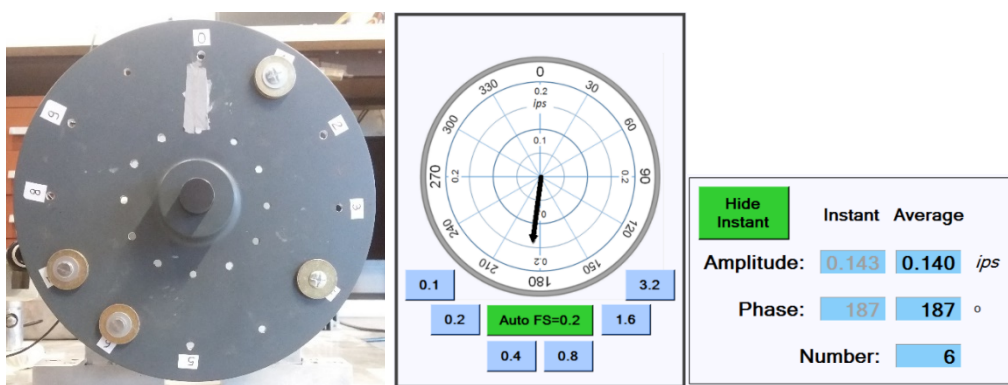



Figura 4-25 Prato do simulador com o desequilíbrio, a massa do cone e a solução final instalados

No final, foi possível de facto equilibrar o sistema, tendo corrigido uma vibração de 0,34 ips para os 0,14 ips, como representado no resumo final da equilibragem, na tabela da Figura 4-26.



Initial Check		Final Check		Installed Weights		RPM	Vibration	
				<i>g</i>	<i>Deg</i>		<i>ips</i>	<i>Deg</i>
				0.0	0	1129	0.34	295
				25.8	228	1127	0.14	187

Run Up	Installed Weights		Deviation	RPM	Vibration		Calculated Weight	
	<i>g</i>	<i>Deg</i>	%		<i>ips</i>	<i>Deg</i>	<i>g</i>	<i>Deg</i>
1	0.0	0		1125	0.23	333	15.8	295
2	15.5	300	8.1	1124	0.38	7	15.8	189
3	15.8	186	4.7	1130	0.080	290	27.5	226
4								

Figura 4-26 Tabela com os *run-ups* efetuados durante a equilibragem no simulador, apresentada neste capítulo

O VibraPac PRO foi submetido a mais testes no simulador, para melhoramento do sistema, de forma a gerar soluções que reduzam a amplitude para valores inferiores a 0.1 ips, após a equilibragem. Dado que o objetivo dos testes no simulador era garantir que o sistema respondia de forma eficaz após vários testes, as anomalias que surgiram foram corrigidas ao longo do processo, e estão apresentadas no subcapítulo seguinte.

4.4. Melhoramentos e alterações feitas à cadeia de medição

Durante os testes com o VibraPac PRO, surgiram várias anomalias em diversos componentes da cadeia de medição, situações das quais implicaram mudanças, ou no procedimento de equilibragem, e/ou no *software* do VibraPac PRO. As modificações que foram realizadas no sistema estão resumidas no quadro da Tabela 4-4, e seguidamente são desenvolvidas ao longo do subcapítulo.

Tabela 4-4 Resumo das modificações realizadas ao sistema VibraPac PRO

Anomalias/Melhorias do sistema		
Descrição	Fonte	Solução
Transmissão de um sinal de 0.070 ips para o sistema	Ligação à corrente APT	Estabeleceram-se regras de utilização do VibraPac PRO no simulador
Valores erráticos de amplitude no software	Fórmula da conversão da amplitude de vibração, de g para ips	Alteração da fórmula no código
Variação aleatória da receção de sinais	Cabo do APT	Reparação do cabo de ligação
O programa indica que não existem soluções em certas medições	Soluções discretas na base de dados	Cálculo de novas soluções discretas, mediante novas condições
Ao variar manualmente as massas na solução final, os resultados já não voltam ao original		
Não havia um aviso do programa do momento em que se devia tirar o cone	Software	Adição de uma janela de aviso no software
Valores das rpm do controlo vibratório não eram adequados ao Chipmunk		Alteração dos dados do software

Em primeiro lugar, em certas medições, a APT transmitia ao acelerómetro, um sinal com uma amplitude de 0.070 ips, sem o motor estar a funcionar. Concluiu-se que se este equipamento estiver ligado à rede de energia, transmite um sinal ao sistema, que contamina os sinais obtidos pelo acelerómetro. Desta forma, estabeleceu-se como procedimento, não ligar a APT à corrente quando se fazem medições no simulador.

De seguida, surgiram valores anómalos de amplitude de vibração, durante a calibração da cadeia de medição. De forma a despistar possíveis erros, alterou-se a fórmula usada para a conversão do sinal obtido pelo acelerómetro, de g (aceleração) para ips (velocidade), para a fórmula 4.5., disponível no Manual do curso teórico de vibrações da DEP (DEP, 2016)

Todavia, continuaram a ser detetados valores anómalos em algumas medições no simulador, cuja origem resultava da quebra do cabo adaptador entre a unidade APT e o acelerómetro. Por consequente, o cabo adaptador sofreu um reforço da zona de ligação, que oferece mais resistência à estrutura para os próximos testes a realizar (Figura 4-27). Contudo, como não havia substituto, careceu de atenção redobrada no seu manuseamento.

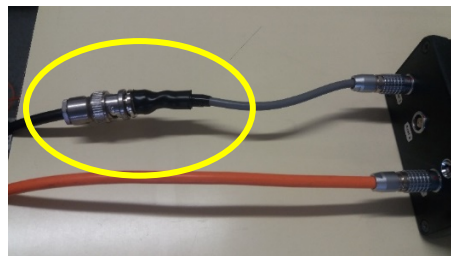


Figura 4-27 Cabos de ligação do acelerómetro e do fototach, ao APT, com a modificação evidenciada

No decorrer dos testes, depois de se fazerem vários *run-ups* para se proceder à equilibragem de um desequilíbrio no simulador, em certas ocasiões, não eram apresentadas quaisquer soluções de massas pelo VibraPac PRO, para o desequilíbrio calculado, surgindo a indicação “N/A” (Figura 4-28). Esta indicação significa que não se consegue reduzir a amplitude de vibração com esse número de posições (FAP, Meditor e IPS, 2018). No entanto, compreendia-se que a solução calculada pelo sistema era possível de ser gerada, considerando as massas discretas disponíveis.

Refine	Weight g	Angle Degree	Angle (hh:mm)
Calculated	27.8	271	09:02
Solutions		Deviation %	
1	N/A	---	---
2	N/A	---	---
3	N/A	---	---
4	N/A	---	---
M	14.9	254	51.0

Figura 4-28 Exemplo do erro que surgiu em vários *run-ups*

Determinou-se que o erro tinha origem na insuficiência de soluções discretas, conforme a disposição dos furos do prato do Chipmunk. Enquanto que no VibraPAC do Epsilon, as soluções são calculadas dos 0° aos 30° graus entre cada furo, no Chipmunk, quando as soluções eram geradas para 32°, na zona das pás, onde os furos distam 52° (Anexo B), surgia uma zona de 20° para a qual não existiam soluções.

Assim, efetuaram-se novos cálculos de soluções para um ângulo de 180° do prato, que depois eram utilizados na outra metade, quando fosse necessário corrigir um desequilíbrio com uma solução nessa área. A técnica de gerar só metade das soluções, torna mais rápido o cálculo das soluções e a sua busca pelo programa.

Outra anomalia resolvida com a solução apresentada anteriormente, surgiu na fase final da equilibragem, no momento em que se contabilizava o efeito do cone. Quando se alterava a solução apresentada pelo software, manualmente, os resultados eram diferentes mesmo que as massas e as posições fossem iguais. O cálculo do efeito da solução manual, era realizado de forma independente (i.e., sem consulta da base de dados), enquanto que a solução apresentada era consultada na base de dados. Por isso, avaliou-se através do equipamento de equilibragem, medição e análise de vibrações CSI2120, que a solução de que era calculada de modo independente estava correta, contribuindo desta forma para o despiste e resolução da anomalia.

Durante a validação da cadeia de medição com o simulador, verificou-se que seria relevante adicionar-se um aviso no software, na fase de tirar o cone da aeronave. Desta forma, evita-se que um operador do sistema VibraPac PRO que não esteja familiarizado com o sistema, seja avisado desse passo durante o procedimento de equilibragem.

Por fim, no decorrer dos testes na aeronave, constatou-se que no máximo, o motor no solo só podia chegar às 2300 rpm, por questões de segurança e limitação da aeronave. Logo, na adaptação do controlo vibratório do VibraPac PRO ao Chipmunk, alterou-se o regime máximo proposto de 2400 rpm, para os 2300 rpm.

Capítulo 5. Testes na aeronave

Neste capítulo são apresentados os testes efetuados na aeronave Chipmunk MK20, após ter sido validada a cadeia de medição do VibraPac PRO. Inicialmente é apresentada a montagem da cadeia de medição no N/C 1339 e da instalação de sensores de vibração, para análise da vibração em duas posições do cockpit. De seguida são apresentados os resultados do controlo vibratório, equilibragem dinâmica e dos acelerómetros no cockpit.

5.1. Planeamento dos testes a efetuar na aeronave

Para a prossecução dos objetivos propostos na dissertação, efetuaram-se testes com o sistema VibraPac PRO adaptado ao SA Chipmunk MK20. Estes testes foram efetuados na aeronave com o N/C 1339, equipada com o motor P/N RL36014-36E e a hélice P/N 31580K, a única disponível para a instalação do prato de trás da hélice modificado.

Foi elaborado um planeamento para os testes realizados, que contemplava duas etapas. A primeira etapa consistiu na equilibragem dinâmica e controlo vibratório com o VibraPac PRO, com o objetivo de validar a cadeia de medição e testar o software desenvolvido, em ambiente real. A segunda etapa consistiu no controlo vibratório no cockpit, com o software PROSIG, que teve como principal propósito verificar o efeito da equilibragem no cockpit, tendo em conta os reportes dos pilotos.

5.1.1 Equilibragem dinâmica e controlo vibratório com o VibraPac PRO

Para se proceder ao proposto para a primeira etapa, foi necessário repartir em quatro passos: i) instalação da cadeia de medição; ii) controlo vibratório inicial; iii) equilibragem dinâmica; iv) controlo vibratório final.

O primeiro passo consistiu na instalação da cadeia de medição, utilizando os mesmo elementos do Capítulo 4.4 e foi efetuada com base nas seguintes referências: no estudo da posição do suporte e do acelerómetro (Cap.4.2), na posição do *fototach* já estudada no relatório de Milharadas e Almeida (2017) e no Procedimento Técnico de Manutenção 130 (DEP, 2018^c), no que diz respeito à colocação do APT e dos cabos de ligação.

O acelerómetro e o *fototach* foram instalados na posição dianteira do motor, como definido no Capítulo 4. (Figura 5-1). Para segurar os suportes dos dois instrumentos, foi utilizado um parafuso diferente dos utilizados regularmente, que não comprometia a segurança da aeronave. Já a fita refletora, foi colada no anel do motor de arranque, alinhada com o primeiro furo do prato, numa posição que garantia a interceção com o feixe do *fototach*.

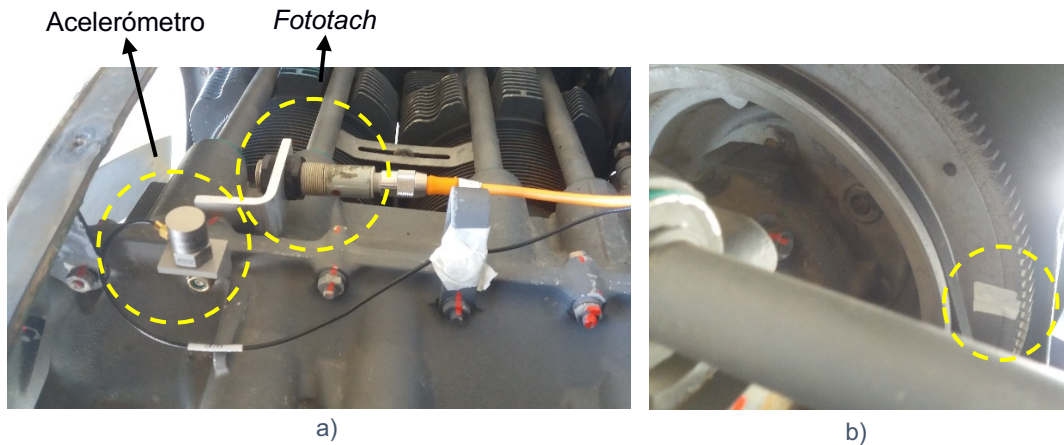


Figura 5-1 a) Fototach e acelerómetro instalados no motor b) Posição da fita refletora no volante

Os cabos de ligação dos instrumentos à APT, tal como o condicionador de sinal, foram colados ao longo da fuselagem, evitando a zonas quentes, e para que não sofressem ruído triboelétrico (Figura 5-3).



Figura 5-2 a) Fixação dos cabos que vão dos sensores à APT; b) Unidade APT colocada no interior do cockpit

No segundo passo, foi realizado um controlo vibratório ao Chipmunk. Este procedimento é aplicado neste SA, com base no PTM.DEP.131 (DEP, 2018^d), com o objetivo de validar a funcionalidade deste procedimento com o VibraPac PRO no Chipmunk MK20, avaliar a condição da aeronave e para criar um histórico das vibrações no motor. O controlo vibratório é um processo cuja cadeia de medição é instalada da mesma forma do processo de equilibragem. As diferenças traduzem-se no facto de não se fazer qualquer tipo de alteração à aeronave e de que são necessários apenas quatro *run-ups*, a quatro rotações definidas (1200, 1600, 2000 e 2300 rpm), para se efetuar o procedimento. Depois de os sinais serem adquiridos, é apresentado um gráfico com os valores globais para cada regime, sendo possível também, observar o espetro na frequência dos sinais, se necessário, para despiste de anomalias.

Tipicamente, este procedimento é realizado após a equilibragem da aeronave, para análise dos espectros sem a influência do desequilíbrio. No entanto, pretendeu-

se avaliar as alterações do espectro de vibração com a equilibragem, pelo que foram recolhidos dados antes e após a equilibragem.

No terceiro passo, procedeu-se à equilibragem da aeronave por forma a validar o VibraPac PRO e a cadeia de medição numa aeronave e para garantir a eficácia do sistema, conforme o procedimento de equilibragem proposto pelo autor, descrito no Anexo F. De forma a efetuar-se ensaios seguros e fidedignos, operou-se e estacionou-se a aeronave tendo em conta certos fatores apresentados na bibliografia (TEC Aviation Division, 1996):

- Não realizar a equilibragem com vento superior a 20 mph
- Efetuar os testes com o nariz da aeronave alinhado com o vento
- Caso se detete valores de vibração superiores a 1.2 ips, não efetuar a equilibragem

O último passo dos testes a realizar na aeronave, era um novo controlo vibratório para registo e comparação de resultados da vibração no motor, antes e depois da equilibragem. Após a aquisição de todos os dados, foram analisados os resultados.

5.1.2 Controlo vibratório no cockpit

Tendo em conta os reportes dos pilotos, considerou-se pertinente uma análise da influência da equilibragem, nas vibrações sentidas no cockpit. A análise seria efetuada através de um controlo vibratório com acelerómetros instalados em pontos relevantes para o piloto, cujos dados viriam a ser tratados no PROSIG. Por conseguinte, foram instalados dois acelerómetros de carga com condicionador, em duas posições dentro do cockpit: na parte superior do encosto do piloto da frente (#1) e no aro da canopy (#2) (Figura 5-3).



Figura 5-3 a) Acelerómetro da Bruel, instalado no encosto do piloto da frente (#1); b) Acelerómetro da PCB, instalado no aro da canopy (#2)

Na Figura 5-4, está representado o modo de como foi feita a ligação dos sensores até à unidade do PROSIG, através da asa do Chipmunk. Os controlos vibratórios ao cockpit, foram efetuados antes e depois da equilibragem.



Figura 5-4 Aeronave no local de testes com os cabos de ligação nas asas e o hardware do PROSIG destacado

5.2. Resultados obtidos

5.2.1 Equilibragem da aeronave N/C 1339

No *check inicial* à aeronave, ainda com o cone instalado, foi medida uma vibração de 0.26 ips a 59°, em relação à referência, num regime de 1199 rpm medidos pelo VibraPac PRO. Este valor era superior aos limites estabelecidos (0.2 ips), avançando-se para a equilibragem dinâmica da aeronave. De seguida, retirou-se o cone do Chipmunk e fez de novo uma medição cujo resultado, às 1187 rpm medidas, foi de 0.18 ips a 81°.

Com base nos resultados obtidos e no vetor refletor selecionado de $a=0,0004055$ e $b=0,01478858$, o sistema calculou uma correção de 11,9gr a 187°. O vetor refletor utilizado é o mesmo do sistema de equilibragem do Epsilon por ainda não haverem dados do Chipmunk, logo, o segundo *run-up* da aeronave sem o cone, serve como a instalação de uma massa de teste, para ser calculado um vetor adequado para o sistema.

Das quatro soluções apresentadas, foi selecionada aquela que previa a instalação de uma massa de 11,12gr na posição 5, produzindo um efeito de 11,1 a 180°, com um desvio de 14,2% em relação à correção calculada (Figura 5-5).

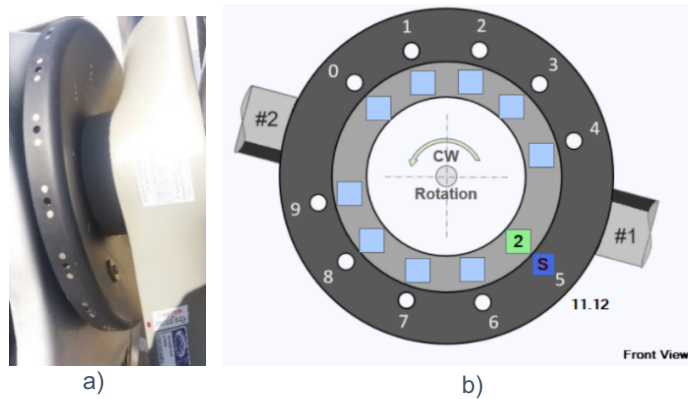


Figura 5-5 a) Massa instalada no prato b) Representação da solução no VibraPac PRO

Após novo *run-up*, registou-se uma amplitude de vibração de 0.18 ips a 47°. Apesar de a amplitude de vibração medida não ter tido um valor inferior a 0.1 ips, permitiu o cálculo de um novo vetor refletor de $a = -0,00839471$ e $b = 0,00399852$. Com o novo vetor refletor, a solução calculada para correção do sistema foi de 18,9gr a 254°. Contudo, a solução selecionada no programa, foi aquela que definia a colocação de uma massa de 13,43gr na posição 7 e 6,98gr na posição 8, apresentando um desvio de 4,8%, em relação à solução calculada (Figura 5-6).

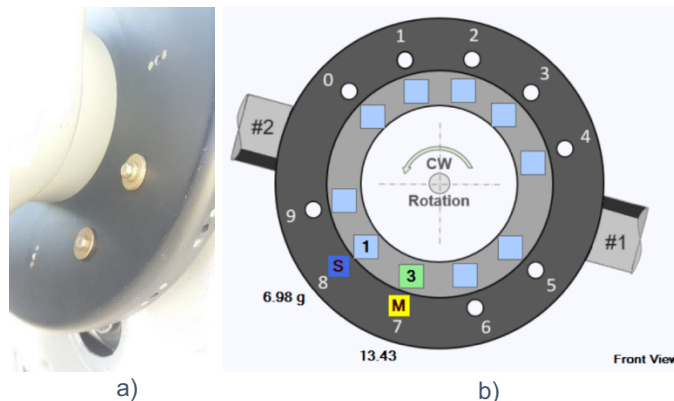


Figura 5-6 a) Massa instalada no prato com o novo vetor refletor b) Representação da solução no VibraPac PRO

No quarto *run-up*, o resultado da correção aplicada foi uma amplitude de vibração de 0.053 ips a 69°, um valor inferior ao limite para se avançar para a próxima fase da equilibragem, relacionada com a contabilização do efeito do cone pelo programa. Segundo o vetor refletor em utilização, a solução calculada para a correção final do desequilíbrio da aeronave (considerando o cone) era de 34,8gr a 274°. Das soluções apresentadas, aquela que foi selecionada apresentava um desvio de 1,5% do cálculo ótimo, através da instalação de massas com 13,43gr na posição 8 e 9, e de uma massa 11,12gr na posição 0, produzindo um efeito de 34,3gr a 274° (Figura 5-7).

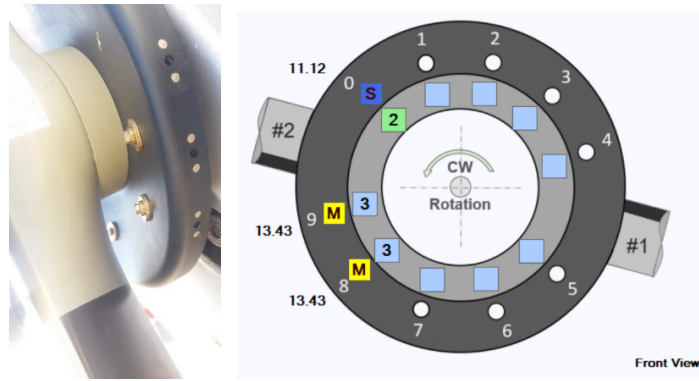


Figura 5-7 a) Solução final após o “Final Check” no prato b) Representação da solução no VibraPac PRO

O resultado final da equilibragem, depois do “Final Check”, apresentou uma vibração de 0.15 ips a 132°. O valor é inferior ao limite de vibração mínimo admissível que são os 0.2 ips, porém o objetivo era reduzir a amplitude de vibração para valores inferiores a 0.1 ips e dado esse facto, foram realizados novos testes à aeronave. Os segundos testes foram efetuados após ter sido corrigida a anomalia referida no Capítulo 4.6, associada aos erros nas soluções discretas do sistema.

No novo teste, foi utilizado à partida o vetor refletor que apresentou melhores resultados nos primeiros ensaios, com os fatores $a = -0,00839471$ e $b = 0,00399852$. Desta forma foi possível reduzir a vibração da 1ª harmónica de 0.26 ips para 0.032 ips, tendo sido necessários 5 *run-ups* (verificação inicial; sem cone; massa de 1ª correção; massa corretiva; verificação final com cone). A solução final instalada na aeronave consistiu na instalação de massas com 13,43gr na posição 7 e 8, e de uma massa 11,12gr na posição 9, como representado na Figura 5-8, dando-se por terminada a equilibragem dinâmica. Esta solução permaneceu instalada na aeronave após os testes realizados. Sumariamente, é apresentada na Tabela 5-1 os dados da equilibragem.

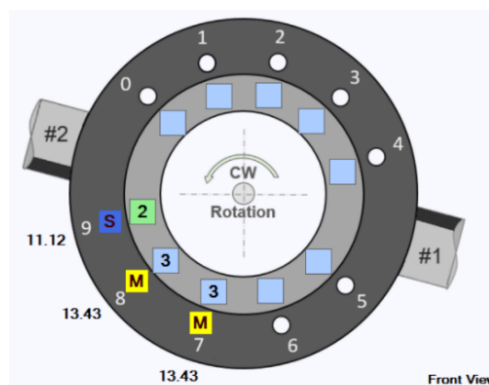


Figura 5-8 Solução final instalada no N/C 1339

Tabela 5-1 Sumário da equilibragem do Chipmunk N/C 1339

Run-up	Correção instalada		Desvio [%]	Vibração		Correção calculada	
	Massa [g]	Ângulo [°]		Amplitude [ips]	Ângulo [°]	Massa [g]	Ângulo [°]
Initial Check				0.26	59		
2°				0.18	81	11,9	187
3°	11,1	180	14,2	0.18	47	18,9	254
4°	19,7	255	4,8	0.053	69	34,8	274
Final Check	34,3	274	1,5	0.15	132		
Final Check (2° teste)	34,3	274		0.032	153		

5.2.2. Controlo vibratório com o VibraPac PRO

O controlo vibratório do motor com o VibraPac PRO foi realizado antes e depois da 1ª equilibragem, tal como antes e depois de ter surgido um ruído anómalo do motor, durante o controlo vibratório dos segundos testes efetuados. O ruído anómalo, apesar de ser referido neste estudo, não foi objeto de análise, dado que a aeronave continuou a operar normalmente e porque poderia estar relacionado com o facto de entre testes a aeronave ter sofrido ações de manutenção no motor, todavia, optou-se por repetir as medições. Os resultados obtidos pelo VibraPac PRO foram os seguintes:

Tabela 5-2 Valores globais calculados pelo VibraPac PRO nos controlos vibratórios

Regime [rpm]	1º Teste				2º Teste			
	Inicial		Equilibrado [0,15 ips]		Equilibrado [0,032 ips]		Equilibrado, mas depois do ruído	
	rpm medidos	Valor Global [ips pico]	rpm medidos	Valor Global [ips pico]	rpm medidos	Valor Global [ips pico]	rpm medidos	Valor Global [ips pico]
1200	1182	0.316	1177	0.264	1166	0.166	1160	0.175
1600	1589	0.618	1594	0.554	1586	0.401	1557	0.379
2000	2032	1.423	2021	1.282	2018	1.660	2002	1.428
2300	2332	1.970	2342	1.813	2344	3.150	2333	2.661

Durante os testes, deixou-se de receber sinal do *photach* porque a fita refletora se descolou, devido à sujidade presente na superfície do volante do motor.

5.2.3. Controlo vibratório no cockpit

Em relação aos acelerómetros instalados no cockpit, os dados foram obtidos em unidades de aceleração (g's) recorrendo ao sistema PROSIG e trabalhados no DATS. Para a conversão dos sinais, por forma a serem analisados na frequência, foram utilizadas três funções, como representado no diagrama da Figura 5-9, viz: (1) conversão do sinal de g para mm/s; (2) transformação dos sinais no tempo em sinais

na frequência, através dos seguintes parâmetros: uma resolução de 0,2Hz; uma janela de análise do tipo *Hanning*; 8 médias e um *Overlap* de 75%; (3) conversão do sinal de mm/s para ips.

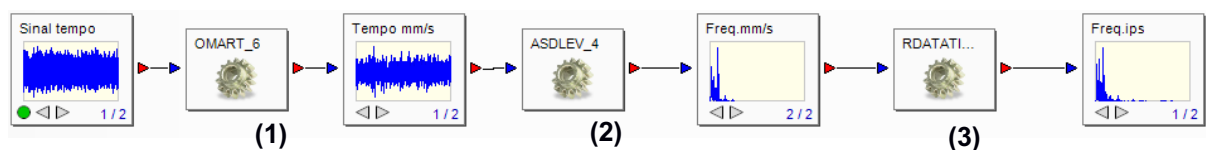


Figura 5-9 Diagrama de blocos utilizado na análise dos sinais no software DATS

Fez-se o cálculo do valor global dos sinais com as mesmas frequências, máxima e mínima, usadas no VibraPac PRO, representadas na Tabela 5-3. Os resultados obtidos do cálculo do valor global dos sinais foram os representados na Tabela 5-4. São apresentados os valores, separados na vertical pelos diferentes regimes e pelas duas posições dos acelerómetros, sendo que, estão destacados a vermelho os valores globais das medições em que a aeronave estava equilibrada, superiores aos valores globais inicialmente.

Tabela 5-3 Parâmetros para o cálculo do valor global no VibraPac PRO

	1200 rpm	1600 rpm	2000 rpm	2400 rpm	Outros regimes
Frequência máxima	120 Hz	400 Hz	750 Hz	1000 Hz	1000 Hz
Frequência mínima	5 Hz	5 Hz	5 Hz	5 Hz	5 Hz

Tabela 5-4 Valores globais obtidos nos acelerómetros instalados no cockpit

		1200		1600		2000		2300	
		#1	#2	#1	#2	#1	#2	#1	#2
1º Teste	inicial	0,073	0,588	0,160	0,424	0,245	2,889	0,323	0,832
	equilibrado	0,069	1,090	0,148	0,600	0,228	4,158	0,328	0,945
2º Teste	equilibrado	0,073	0,490	0,173	0,367	0,322	0,360	0,424	0,804
	d/ ruído	0,069	0,448	0,160	0,411	0,290	0,379	0,404	0,783

5.3. Discussão dos resultados

De acordo com os dados dos testes realizados à aeronave, foi realizada uma análise dos resultados da equilibragem, da sua influência na vibração da aeronave e dos controlos vibratórios. Tendo em consideração os resultados apresentados dos testes reais ao Chipmunk MK20 N/C 1339, ficou validada a cadeia de medição e o software do VibraPac PRO, na medida em que foi possível efetuar a equilibragem dinâmica com sucesso. O êxito do procedimento de equilibragem é visível, dado que houve a redução da vibração da 1ª harmónica, para valores de amplitude inferiores a

0.1 ips. Porém, é possível retirar mais conclusões e avaliar a influência que todo o procedimento de equilibragem produziu na aeronave.

Em primeiro lugar, foi possível determinar um vetor refletor no VibraPac PRO, que se adapta ao SA ($a=-0,00839471$ e $b=0,00399852$), pois permitiu reduzir a vibração dos 0.26 ips para os 0.053 ips. Desta forma, nas próximas equilibragens, há a possibilidade de reduzir o número de *run-ups*, por não haver a necessidade de se colocar uma massa de teste. Converte-se mais rápido para uma solução final, reduzindo o tempo da ação de manutenção.

Seguidamente, no sentido de compreender qual o limite de amplitude de vibração que é possível equilibrar com o sistema, avaliou-se a influência das massas na aeronave. Como abordado no Capítulo 2.2.2., é possível calcular o fator A, após serem efetuadas medições na aeronave, cujo valor representa a influência da instalação das massas no sistema. Na primeira equilibragem efetuada, no segundo *run-up*, após ter sido retirado o cone, instalou-se uma solução que previa a adição de uma massa de 11,1gr a 180°. Esta massa produziu uma variação de amplitude de 0.1052 ips a 334° (vetor T'), medida através de cálculos analíticos de vetores, mediante as vibrações medidas no segundo (vetor R) e terceiro *run-ups* (vetor R+T) (Figura 5-10). Logo, o fator A corresponde a $11,1\text{gr} / 0,1052\text{ ips} = 105,0\text{ gr/ips}$.

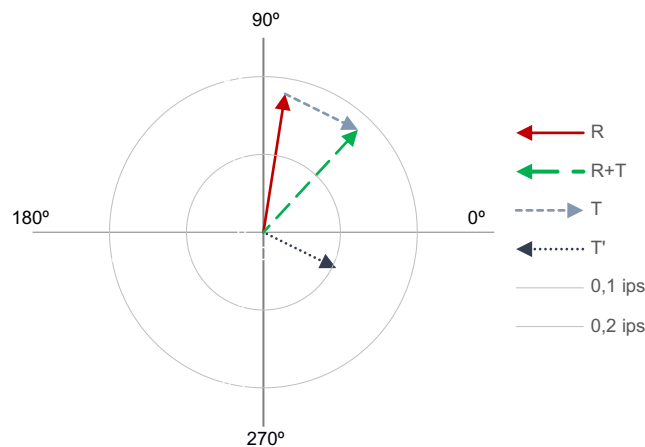


Figura 5-10 Representação dos vetores associados ao efeito produzido pela massa instalada no Chipmunk MK20

Dadas as configurações de massa possíveis com 4 posições adjacentes com as massas máximas, neste sistema de equilibragem, é possível no limite, ter uma massa equivalente entre 43,8gr e 38,4gr. A segunda hipótese é obtida na situação em que a massa equivalente coincide com uma pá da hélice. Relacionando o valor do fator A, com a massa equivalente máxima na situação em que a solução do sistema

está condicionado pela posição da pá (38,4gr), pode perceber-se que o valor máximo de vibração que se consegue reduzir é igual a $38,4/105=0.366$ ips.

O valor obtido pode ser comparado com o histórico de vibrações do Chipmunk MK20, apresentado no relatório de Milharadas e Almeida (2017) e outros ensaios feitos posteriormente, presentes no Anexo G. Na Tabela G-1, não são apresentados dados obtidos ao regime de 1200 rpm, contudo, como o valor de vibração às 1500 rpm é superior às das 1200 rpm, e inferior às 1600 rpm, segundo a Figura 4-8, é possível comparar com os dados do regime. A redução de 0.366 ips, é suficiente para equilibrar abaixo dos 0.1 ips desejados, todos os casos registados, sendo que o valor mais elevado é 0.45 ips. É de verificar que a vibração de 0.032 ips, atingidos com a equilibragem, é inferior a qualquer valor que se tinha detetado na 1ª harmónica, nas aeronaves que não fizeram equilibragem, tanto aos 1000 rpm como aos 1500 rpm.

De seguida, em relação aos controlos vibratórios com o VibraPac PRO, efetuados antes e depois da equilibragem do 1º Teste, é notória a redução de vibrações em todos os regimes analisados. Os dados, identificados com as barras amarelas e vermelhas, demonstram uma redução média de 12% no valor global após a equilibragem (Figura 5-11). Contrariamente no 2º Teste, no qual foi possível reduzir com a equilibragem, para os 0.032 ips, os valores globais calculados apresentam-se superiores aos do primeiro teste nos 2000 e nos 2300 rpm. As barras azuis foram os dois controlos efetuados com a aeronave equilibrada, porém as barras azuis claras representam os controlos após o ruído anómalo, emitido pelo motor.

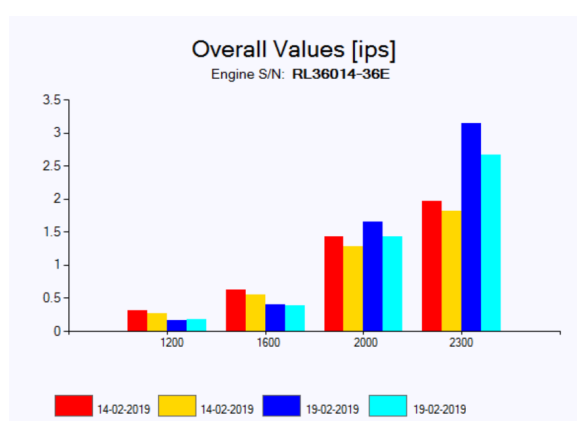


Figura 5-11 Gráfico com os valores globais de vibração obtidos pelo VibraPac PRO nos dias 14 e 19 de fevereiro de 2019, que são o 1º teste e 2º teste, respetivamente

Mediante os dados da Tabela 5-2, avaliou-se que para os regimes das 1200 e 1600 rpm, houve melhorias de aproximadamente 44% e 38%, respetivamente, desde

o desequilíbrio inicial à equilibragem final da aeronave. Da análise dos espectros, conclui-se que a redução do valor global, está ligada à redução da amplitude na 1ª harmónica (Figura 5-12). Quanto aos regimes das 2000 e 2300 rpm, não houve melhorias nos níveis de vibração detetados, ao analisar os valores globais. Através da análise dos sinais é possível avaliar que a $\frac{1}{2}$ harmónica é a responsável pelos elevados valores globais (Figura 5-13). Em relação às 2300 rpm, é possível compreender pela Tabela 5-2 que os valores globais aumentaram o dobro do 1º para o 2º teste. A análise dos sinais corrobora as conclusões sobre a influência da $\frac{1}{2}$ harmónica neste regime, visto que apresentava no 1º teste, uma amplitude de 0.39 e 0.43 ips, e no 2º teste amplitudes de 1.52 e 1.74 ips.

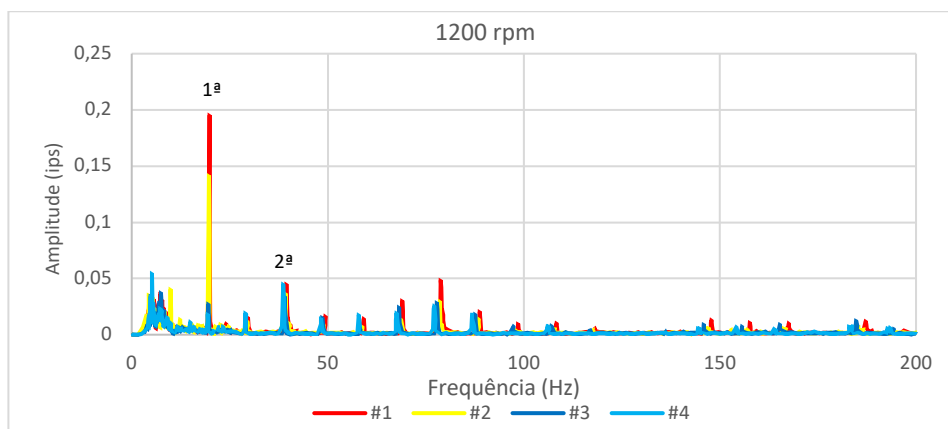


Figura 5-12 Sinais na frequência do VibraPac PRO às 1200 rpm, nas 4 medições efetuadas

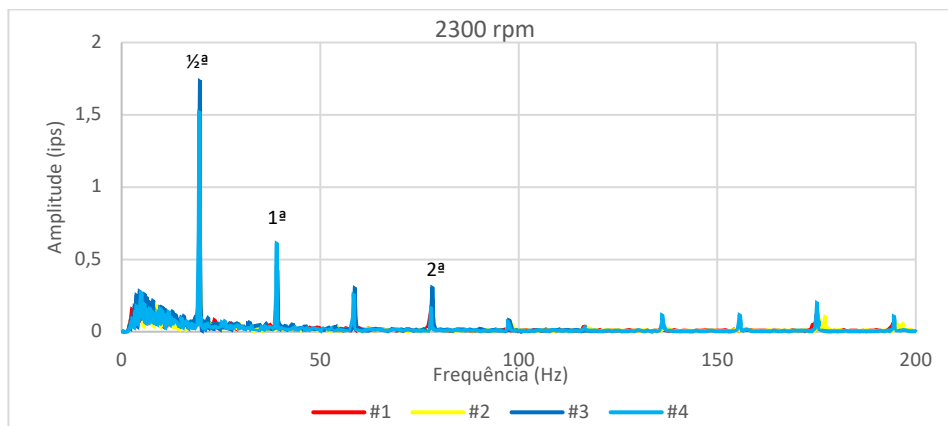


Figura 5-13 Sinais na frequência do VibraPac PRO às 2300 rpm, nas 4 medições efetuadas

Posteriormente, a análise realizada aos dados adquiridos dos controlos vibratórios pelos acelerómetros instalados no cockpit, no encosto do piloto da frente e no aro da *canopy*, não demonstrou com clareza, que a equilibragem reduziu as vibrações no cockpit. Da avaliação dos sinais obtidos nas duas posições, é possível concluir que as frequências que se destacam, estão relacionadas com o

funcionamento do motor. Porém, os sinais apresentavam-se na sua maioria saturados nas baixas frequências, cuja causa não tendo sido identificada, pode estar associada a erros de medição.

Recorrendo ao cálculo dos valores globais (Tabela 5-4), verificou-se que em 64% dos casos, foi detetado um valor global inferior, quando a aeronave estava equilibrada. Da análise de todos os regimes, concluiu-se que não eram visíveis melhorias significativas nos valores globais, ao comparar o desequilíbrio inicial com a equilibragem final. No entanto, destacou-se o valor de 1,090 ips às 1200 rpm (Figura 5-14), e os sinais às 2000 rpm (Figura 5-15), no primeiro teste, que estavam associados à saturação do sinal devido a incorreções nas medições. Nas figuras seguintes são apresentados alguns dos sinais mais relevantes, sendo que, a azul, estão identificados os sinais obtidos com a aeronave no estado inicial; a verde, o sinal após a aeronave estar equilibrada; a vermelho, o sinal da aeronave equilibrada, após o ruído anormal da aeronave durante os segundos testes.

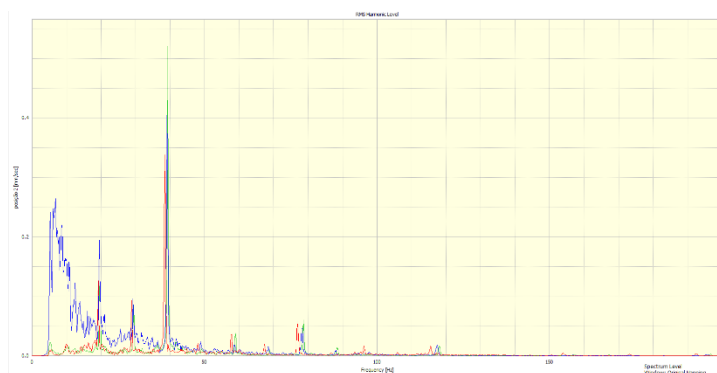


Figura 5-14 Sinais adquiridos às 1200 rpm, no encosto do piloto da frente

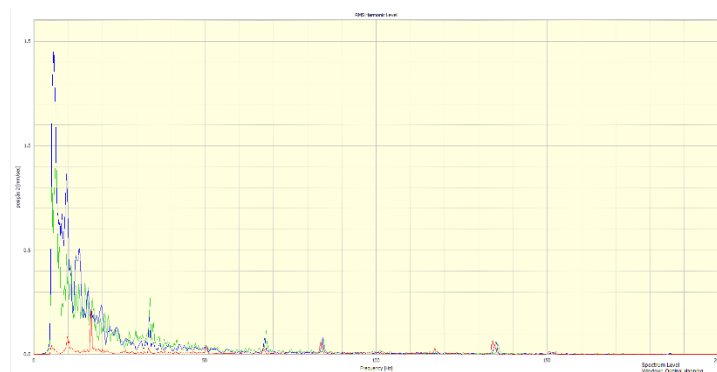


Figura 5-15 Sinais adquiridos às 2000 rpm, no encosto do piloto da frente

Os testes foram efetuados no solo a vários regimes como às 1200 rpm, que é o regime no qual se realiza a equilibragem, e às 2000 rpm, que é um regime próximo do utilizado para voar em linha de voo na aeronave (AFA, 2010). Não obstante, as

condições reais de voo, das quais surgem os reportes dos pilotos em relação ao excesso de vibração, não são recriadas. Logo, o método adotado na dissertação, para avaliar as vibrações no cockpit, não permite analisar da forma precisa o efeito da equilibragem na operação da aeronave. Ainda assim, a redução da vibração na 1ª harmónica reduz os esforços na estrutura e nos componentes do sistema de armas.

Capítulo 6. Conclusões e recomendações

Neste capítulo, são apresentados os resultados finais da dissertação e as recomendações para trabalhos futuros.

A aeronave Chipmunk MK20, utilizada pela Força Aérea Portuguesa (FAP) para cumprir a missão de instrução elementar dos alunos de pilotagem aeronáutica, é um sistema de armas cujo programa de manutenção, não prevê métodos de monitorização da condição. A equilibragem dinâmica é um dos métodos de monitorização da condição, que tem como objetivo reduzir os níveis de vibração na operação da aeronave, produzidos pela hélice e por todos os outros componentes que rodam solidariamente com a mesma. Apesar de ser natural a existência de vibração na operação de uma aeronave, caso os valores excedam os limites estabelecidos, torna-se prejudicial para o sistema e para os operadores. Dada a hipótese do surgimento de algumas anomalias estar associado ao excesso de vibrações e, na medida em que segundo a bibliografia é possível desenvolver um procedimento mediante diretrizes, foi elaborada a seguinte questão de partida: **“Em que medida pode ser implementado um procedimento de equilibragem dinâmica na aeronave Chipmunk MK20?”**.

Deste modo, a realização da presente dissertação teve como objetivo o estudo, desenvolvimento e implementação de um procedimento de equilibragem dinâmica no sistema de armas Chipmunk MK20, através da adaptação do sistema VibraPac PRO. O VibraPac PRO é um sistema de equilibragem dinâmica desenvolvido pela FAP e pelo Instituto Politécnico de Setúbal, utilizado na aeronave Epsilon TB30. Neste sentido, foi desenvolvida uma revisão bibliográfica sobre os conceitos básicos de desequilíbrio e equilibragem, em específico sobre o método de equilibragem *single-plane*. Adicionalmente foram descritos os elementos que compõem uma cadeia de medição, sistema essencial para a medição e análise das vibrações.

De seguida, procedeu-se ao estudo da instalação das massas corretivas, com o propósito de definir o método de adição de massas que melhor se adequa à aeronave. Concluiu-se que a instalação de massas num dos pratos que seguram o cone da hélice, era o método mais eficaz e determinou-se que seria o prato posterior, mais distante da hélice. Dado que a estrutura não estava preparada, houve a necessidade de desenvolver um estudo teórico que pudesse suportar a modificação.

Para se proceder à análise do prato com vista à sua modificação, foram determinadas as dimensões e o material constituinte, dado que o fabricante não forneceu quaisquer informações. As medições tinham o objetivo de permitir efetuar cálculos teóricos e uma análise computacional, para determinar o limite máximo de

massas a instalar nas furações, resultantes da modificação. O prato modelado foi configurado num modelo computacional no ANSYS, para se proceder a simulações estáticas estruturais, onde foram analisados os resultados obtidos da pressão efetuada pelos parafusos, na estrutura do prato. Com base no estudo, foi implementada a modificação num prato, que foi instalado na aeronave com o número de cauda (N/C) 1339.

Após validada a possibilidade de instalar massas corretivas no prato da hélice, procedeu-se à validação do sistema VibraPac PRO, através da adaptação dos componentes da cadeia de medição e do software, ao novo sistema de armas. Inicialmente, estudou-se a montagem do acelerómetro, o regime de equilibragem tendo em conta os acelerómetros e suportes disponíveis, e posições de instalação possíveis. Após estar definida a cadeia de medição a utilizar, foi efetuada a calibração com o software do VibraPac PRO para este sensor, por forma a garantir a qualidade do sistema. Com a elaboração do procedimento de equilibragem a utilizar na aeronave, foi possível testar a cadeia de medição num simulador de avarias por forma a validar o VibraPac PRO adaptado ao Chipmunk MK20, tal como corrigir todos os erros que pudessem surgir, antes de serem efetuados os testes na aeronave.

Por fim, em virtude da modificação do prato e da validação do VibraPac PRO, foi possível testar o procedimento de equilibragem dinâmica na aeronave. Após a realização de dois testes, foi possível reduzir as vibrações da aeronave abaixo dos valores limites estabelecidos na FAP (0.2 ips). Adicionalmente, foram efetuados controlo vibratórios com o VibraPac PRO, com o propósito de validar o processo, e com acelerómetros no cockpit, para avaliar a influência da equilibragem nesta posição. Desta forma, o procedimento de equilibragem ficou validado para o sistema de armas Chipmunk MK 20, tendo o N/C 1339 continuado em operação com o prato modificado e a hélice equilibrada.

6.1. Resultados finais

A determinação das propriedades do prato da hélice do Chipmunk MK20 envolveu a prática de várias técnicas, em particular, na análise do material que o compõe, por não terem sido fornecidos quaisquer dados pelo fabricante. Através da correlação da análise da condutividade elétrica, da qual se obteve valores de 52% IACS, do teste de dureza de Vickers cujo resultado foi 50 VHN e da análise *Scanning*

Electron Microscopy (SEM), permitiram concluir que o prato era composto pelo alumínio 2024 têmpera O.

Das medições efetuadas ao prato, definiu-se que para o método de instalação de massas no prato que seriam efetuados 10 furações na superfície. Adicionalmente, aferiu-se através de cálculos analíticos que a pressão máxima a exercer nos furos do prato seria 15MPa, valor determinante para garantir a integridade do prato. Dado esse fator, foram calculados os limites dos modos de falha possíveis de ocorrer, sendo que o valor que mais condicionaria a seleção das massas corretivas eram os 1156N, da falha por *Bearing*. Contudo, através da análise pelo Método dos Elementos Finitos (MEF) ao modelo *Computed Aided Design* (CAD) do prato da hélice, retirou-se algumas considerações sobre a fadiga do objeto, e determinou-se que com a instalação de massas com 15 gr, no máximo de quatro furos, se obtinha valores de tensão inferiores ao valor limite de 15 MPa. Por último, foram selecionadas e validadas as porcas e anilhas adequadas para as combinações de massas corretivas.

Durante a adaptação do sistema VibraPac PRO às propriedades do Chipmunk MK20, foram realizados vários estudos, tendo-se inicialmente definido a cadeia de medição. Determinou-se que para se proceder à equilibragem, o motor estaria a operar às 1200 rpm. Definiu-se o tipo de acelerómetro e suporte a utilizar, e que este seria instalado na posição dianteira do motor. De seguida, baseado no Procedimento Técnico de Manutenção 137 (Direção de Engenharia e Programas, 2018^b), efetuou-se a validação e calibração da cadeia de medição, tendo obtido o fator de calibração de 3.1385. Por fim, foi possível testar todo o sistema num simulador de avarias, para otimização ao novo sistema de armas. Ao longo dos testes foram identificadas melhorias ao hardware e software, que foram implementadas e validadas no simulador.

A equilibragem dinâmica à aeronave com o VibraPac PRO permitiu reduzir os níveis de vibração de 0.26 ips para 0.032 ips. Através da instalação das massas no prato da hélice, o valor registado foi inferior a qualquer um registado nas aeronaves que ainda não tinham sido equilibradas. Dos controlos vibratórios com o VibraPac PRO e com sensores instalados no cockpit, registou-se uma melhoria das vibrações com o primeiro sistema, após a equilibragem. Com o segundo sistema, os resultados permitiram concluir que as frequências com amplitudes expressivas nesta posição,

são frequências relacionadas com o motor, embora não se tenham verificado diferenças significativas com a equilibragem.

Em suma, em resposta à questão de partida, o sistema de equilibragem apresentado na dissertação, provou ser capaz de atingir o objetivo, reduzindo a amplitude de vibração na 1ª harmónica para os 0.032 ips, valor inferior ao limite estabelecido na FAP.

6.2. Recomendações

Com o culminar do trabalho realizado nesta dissertação, o autor procede à formalização de recomendações que visam a melhoria da investigação e o desenvolvimento de novos trabalhos. Relativamente ao estudo das massas corretivas e de forma a obter resultados mais rigorosos, é proveitosa a utilização, tanto das medidas originais do prato, como a confirmação do material do prato, ambos fornecidos pelo fabricante. Aliado à possibilidade do uso de um poder computacional superior, seria possível refinar a análise dos esforços produzidos pelas massas no prato da hélice.

Por conseguinte, seria possível reduzir as vibrações para valores abaixo dos 0.1 ips, em situações nas quais a amplitude de vibração seja superior às limitações atuais do sistema. Adicionalmente, a determinação exata dos valores dos limites de fadiga para a liga de alumínio 2024-O, e uma análise de tensões no furo de uma forma menos conservativa (no estudo utilizou-se 50° do eixo do furo), poderia permitir aumentar o limite de massa a instalar no prato.

Em relação à cadeia de medição, o autor ficou limitado ao equipamento disponível na FAP, dadas as adversidades durante a aquisição de outros mais adequados. Estava prevista, em específico, a utilização da versão final da unidade APT, de um acelerómetro ICP e de um fototach único para a aeronave. É recomendada a integração de novos equipamentos com base na metodologia utilizada nesta dissertação, para validar a nova cadeia de medição. Efetuou-se os testes de calibração com o calibrador antes dos testes, contudo, é recomendado realizar a calibração da cadeia de medição antes, para garantir a qualidade dos dados.

Por fim, dado que se efetuou com sucesso a equilibragem dinâmica do Chipmunk MK20 com o N/C 1339 neste estudo, propõe-se que o sistema de equilibragem seja estendido a toda frota. Para tal, propõe-se a validação da

modificação do prato, com base nos resultados recolhidos da operação prolongada do prato protótipo, modificado e instalado no Chipmunk MK20 N/C1339. Visto que o estudo ficou limitado a uma aeronave, a integração do procedimento de equilibragem nas restantes, permitiria uma avaliação aprimorada dos efeitos na estrutura e componentes dos sistemas de armas. Adicionalmente, sugere-se a continuação do estudo dos efeitos produzidos pela equilibragem dinâmica no cockpit, no seguimento do estudo já efetuado na dissertação, através da monitorização das vibrações em voo.

Referências Bibliográficas

ACADEMIA DA FORÇA AÉREA - **Chipmunk MK20 Flight Manual, Technical Order.** 2010

ALSALAET, Jaafar - **Dynamic Balancing and Shaft Alignment Syllabus.** [S.l.] : College of Engineering-University of Basrah, 2017

ANSYS - **Meshing User's Guide** [Em linha], atual. 2019. [Consult. 20 set. 2002]. Disponível em
WWW:<URL:https://ansyshelp.ansys.com/account/secured?returnurl=/Views/Secure
d/corp/v192/wb_msh/msh_book_wb.html>

BOEING - **Aircraft Structural Repair for Engineers.** Part I v.2. 2014

BRÜEL & KJÆR - **Measuring of vibration.** Naerum, Denmark. 1982

COMITÉ EUROPÉEN DE NORMALISATION - Fatigue. Em **Eurocode 3: Design of steel structures.** Brussels : 2005

DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS - MDEP 114-1 Manual de curso teórico em medição e análise de vibrações - Nível Técnico. 2016

DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS (2018^a) - Parametrização do equipamento de correntes induzidas para medir condutividade - Procedimento Técnico de Manutenção 132

DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS (2018^b)- Procedimento de Calibração do VibraPac PRO - Procedimento Técnico de Manutenção 137

DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS (2018^c) - Equilibragem dinâmica de hélices com o equipamento VibraPAC PRO - Procedimento Técnico de Manutenção 130

DIREÇÃO DE ENGENHARIA E PROGRAMAS (2018^d) - Controlo Vibratório com o equipamento VibraPAC PRO - Procedimento Técnico de Manutenção 131

EADS SOCATA - Fiche de Modification: Equilibrage dynamique helice M1475. 2006

FACKLER, James - **The Smooth Propeller.** El Monte, CA : Chadwick-Helmut Co Inc., 1988

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION - Aircraft propeller maintenance.

Washington D.C., USA. 2005

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION - Aluminium alloys. Em **Metallic Materials Properties Development and Standardization (MMPDS-11)**. Columbus : 2006

FORÇA AÉREA PORTUGUESA - **Chipmunk MK20** [Em linha], atual. 2018. [Consult. 20 dez. 2018]. Disponível em WWW:<URL:https://www.emfa.pt/aeronave-8-chipmunk-mk-20-modif>

FORÇA AÉREA PORTUGUESA; MEDITOR; INSTITUTO POLITÉCNICO DE SETÚBAL - **VibraPac PRO Manual**. 2017

GONÇALVES, Gonçalo Martins - **Análise dos problemas de não-linearidade e singularidade em otimização topológica de estruturas e materiais com critérios de tensão** [Em linha]. [S.l.] : Universidade Nova de Lisboa, 2017 Disponível em WWW:<URL:https://run.unl.pt/handle/10362/21588>. Dissertação de Mestrado

I.M.C. AEROSPACE - Parts Catalogue, Chipmunk DHC10360 A4M-100 Conversion. 1998

INTERNATIONAL STANDART ORGANIZATION - ISO 2041 - Vibration and shock - Vocabulary. 1990

INTERNATIONAL STANDART ORGANIZATION - ISO 1925 - Mechanical - Balancing - Vocabulary. 2001

INTERNATIONAL STANDART ORGANIZATION - Mechanical vibration — Balance quality requirements for rotors in a constant (rigid) state. 2003

INTERNATIONAL STANDART ORGANIZATION - ISO 13372 - Condition monitoring and diagnostics of machines - Vocabulary. 2012

KINNISON, Harry - **Aviation Maintenance Management**. USA : McGraw-Hill Companies, Inc., 2004

MEDITOR - Fornecimento do sistema Vibrapac PRO. Setúbal. 2014. p.1–3

MILHARADAS, Marco; ALMEIDA, Ivo - **Chipmunk MK 20: Equilibragem dinâmica do hélice**. Lisboa, Portugal . 2017

MITCHELL, John Stewart - **Machinery Analysis and Monitoring**. 2nd ed. Tulsa, Oklahoma : PennWell Publishing Company, 1993. ISBN 0-87814-401-3

MORI, Kyohei - Stress Distributions in a Semi-Infinite Plate with a Row of Circular Holes. **Bulletin of JSME**. 15:86 (1972) 899–906. doi: 10.1299/jsme1958.15.899

NAVAL AIR SYSTEMS COMMAND - Principles of Vibration Analysis and equipment operation. 2006

NAVY - General Procedures and Process Controls: Measurement, digital conductivity and nonconductive coating thickness, NORTEC 2000D/D+. 2016

NIEBSCH, Jenny; RAMLAU, Ronny; NGUYEN, Thien T. - Mass and Aerodynamic imbalance estimates of wind turbines. **Energies**. . ISSN 19961073. 3:4 (2010), p. 696–710. doi: 10.3390/en3040696

NUNES, Nuno *et al.* - Sistema de Equilibragem de Hélices de Aeronaves Utilizando um Computador Portátil com uma Placa de Aquisição de Dados A / D. 2001, p. 16

NUNES, Nuno António Neves - **Contribuição para a concepção de sistemas inteligentes de diagnósticos em controlo de condição por análise de vibrações de motores de aeronaves**. Lisboa : Universidade Técnica de Lisboa - Instituto Superior Técnico, 2005. Tese de doutoramento

NUNES, Nuno Neves; SILVA, Júlio Montalvão - Vibration monitoring of aircraft reciprocating engines Part 1 : Dynamic characterisation of the engine. Em JANTUNEN, ERKKI; HOLMBERG, KENNETH; RAO, RAJ B. K. N. (Eds.) - **COMADEM '97 10th International Congress and Exhibition on Condition Monitoring and Diagnostic Engineering Management** [Em linha]. Espoo, Finland : Technical Research Centre of Finland (VTT), 1997 Disponível em WWW:<URL:https://www.osti.gov/etdeweb/servlets/purl/626277>

PCB PIEZOTRONICS INC. - **In-line ICP® Charge Converters for Conditioning High Temperature, Charge Mode, Piezoelectric Sensors** [Em linha], atual. 2016. [Consult. 26 mar. 2019]. Disponível em WWW:<URL:http://www.pcb.com/TestMeasurement/Electronics/InlineICPChargeConverters#>

PETERSON, Rudolph Earl - **Stress Concentration Factors: Charts and relations useful in making strength calculations for machine parts and structural elements**. New York, U.S.: John Wiley & Sons, 1974. ISBN 0-471-68329-9

RAMINHOS, Jorge - [Entrevista pessoal com Fernando Anselmo, autor da

dissertação] As vibrações no Chipmunk MK20. Pêro Pinheiro, 2018

RED PITAYA - **STEMlab as data acquisition and signal generation platform** [Em linha], atual. 2018. [Consult. 26 dez. 2018]. Disponível em WWW:<URL:https://www.redpitaya.com/>

RESTIVO, Francisco José De Oliveira - **Processamento digital de sinal** [Em linha] Disponível em WWW:<URL:http://www.estgv.ipv.pt/paginaspessoais/maeb/SPD/Teoricas_PDF/Aula 7,8 - PPT.pdf>

ROQUE, António Afonso - Equilibragem Dinâmica no Local . Dos Conceitos à Prática. Lisboa. 2002

ROSA, Luís Filipe Dos Santos - **O processo de substituição de uma frota de aeronaves na Força Aérea Portuguesa - Uma aplicação da análise multi-critério.** [S.l.] : Universidade Técnica de Lisboa, 2010. Dissertação de Mestrado

SPECMAN - **Manual do Curso Técnico “Analista de Vibrações – Categoria II.** 2005

SPECMAN - **Vibration Training Course Manual “Vibration specialist. Category III.** 2009

TEC AVIATION DIVISION - ACES Systems Guide to Propeller Balancing. Knoxville, TN. 1996

WANG, Erke; NELSON, Thomas; RAUCH, Rainer - Back to Elements - Tetrahedra vs . Hexahedra. **Proceedings of the 2004 International ANSYS Conference.** 2004. p. 16


YOVANOVICH, Milan - Micro and Macro Hardness Measurements, Correlations, and Contact Models. **Aerospace Sciences Meeting and Exhibit.** January (2006). p. 1-28. doi: 10.2514/6.2006-979

ZIENKIEWICZ, O. C.; TAYLOR, R. L. - **The Finite Element Method, Volume 1: The Basis.** 5th ed. Oxford : Butterworth-Heinemann, 2000. ISBN 0 7506 5049 4


Anexos

Anexo A – Resultado da análise SEM dos pratos do cone do Chipmunk.....	A-96
Anexo B – Desenho técnico do prato da hélice do Chipmunk MK20, com o P/N BN3/B-2	B-1
Anexo C – Tabela de convergência de resultados de tensão, nos vários níveis de refinamento estudados	C-1
Anexo D – Gráficos e fórmulas auxiliares para a análise MEF, dos esforços no prato segundo Peterson (Peterson, 1974).....	D-1
Anexo E – Tabela dos valores de tensão nos furos para as considerações de fadiga	E-1
Anexo F – Procedimento de equilibragem do VibraPAC PRO adaptado ao Chipmunk MK20	F-1
Anexo G – Histórico da amplitude de vibração da 1ª harmónica do Chipmunk MK20	G-1

Anexo A – Resultado da análise SEM dos pratos do cone do Chipmunk

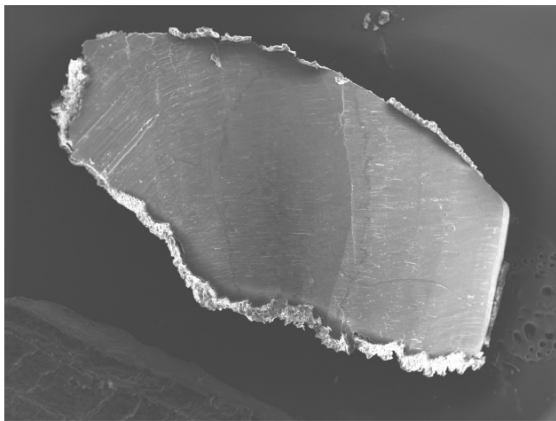

SPECTRO | JET-CARE

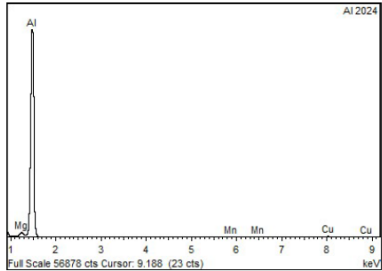
DEBRIS & FILTER ANALYSIS REPORT



Attention § Duty Engineer
CC § ---
Company § Portuguese Air Force
Address § Comando da Logistica, Direccao de Manutencao de Sist, Av. Leite de Vasconcelos, Alfragide, Portugal
Tel / Fax / Fax2 § +351214723719 / +351214726152 / ---
CC2 § ---
Equipment Type / SN § --- / ---
Position § ---
Hours/Cycles § ---
Description §

Laboratory Reference SEMUK9246
Order No. § ---
Sample Date § ---
Report Date 13 Nov 18
Date Received 10 Nov 18
Aircraft Registration § ---
Aircraft Type § De Havilland - Chipmunk
Aircraft Serial § ---
Report Issue 1






Element	Series	Atomic %	Weight %
Al	K	96.42	93.90
Cu	K	1.93	4.42
Mg	K	1.44	1.26
Mn	K	0.21	0.42
Totals			100.00

Main Constituent	Material (nearest match)
Aluminium	4.4% Copper, 1.5% Magnesium, 0.6% Manganese such as Aluminium alloy type 2024 (e.g. AMS 4119).

Form	Condition	Size (mm)	Quantity
Machine curls	Shiny	up to 3.1x1.8	2


SPECTRO | JET-CARE

APPROVED BY:
 Daniel Simpson Li
 Senior Laboratory Technician

Opinions and interpretations included in this report are outside the scope of UKAS accreditation.
 The validity of this report, including any comments, may depend on the accuracy of the sample data supplied.
 All tests carried out in accordance with in house documented methods.
 M013 Composition of solid particles using SEM and EDX analysis expressed in % or nearest match.

By authority of Richard Medhurst - Operations Manager
 § indicates information supplied by customer.
 Spectro and *Jet-Care* are registered trademarks and are used under license by Spectro Oil AG and Jet-Care International Inc. Copyright © Palace International Ltd. 2018
 F186183 2 - Sample Type: Chip

Spectro | Hatchwood Place | Farnham Road
 Odiham | RG29 1AB | UK
 T: +44 (0) 1256 704000
 AOG: +44 (0)1256 393500
 W: www.spectro-oil.com
 E: enquiries@spectro-oil.com

Page 1/1



Figura A-1 Resultados da análise SEM

**Anexo B – Desenho técnico do prato da hélice do Chipmunk MK20,
com o P/N BN3/B-2**

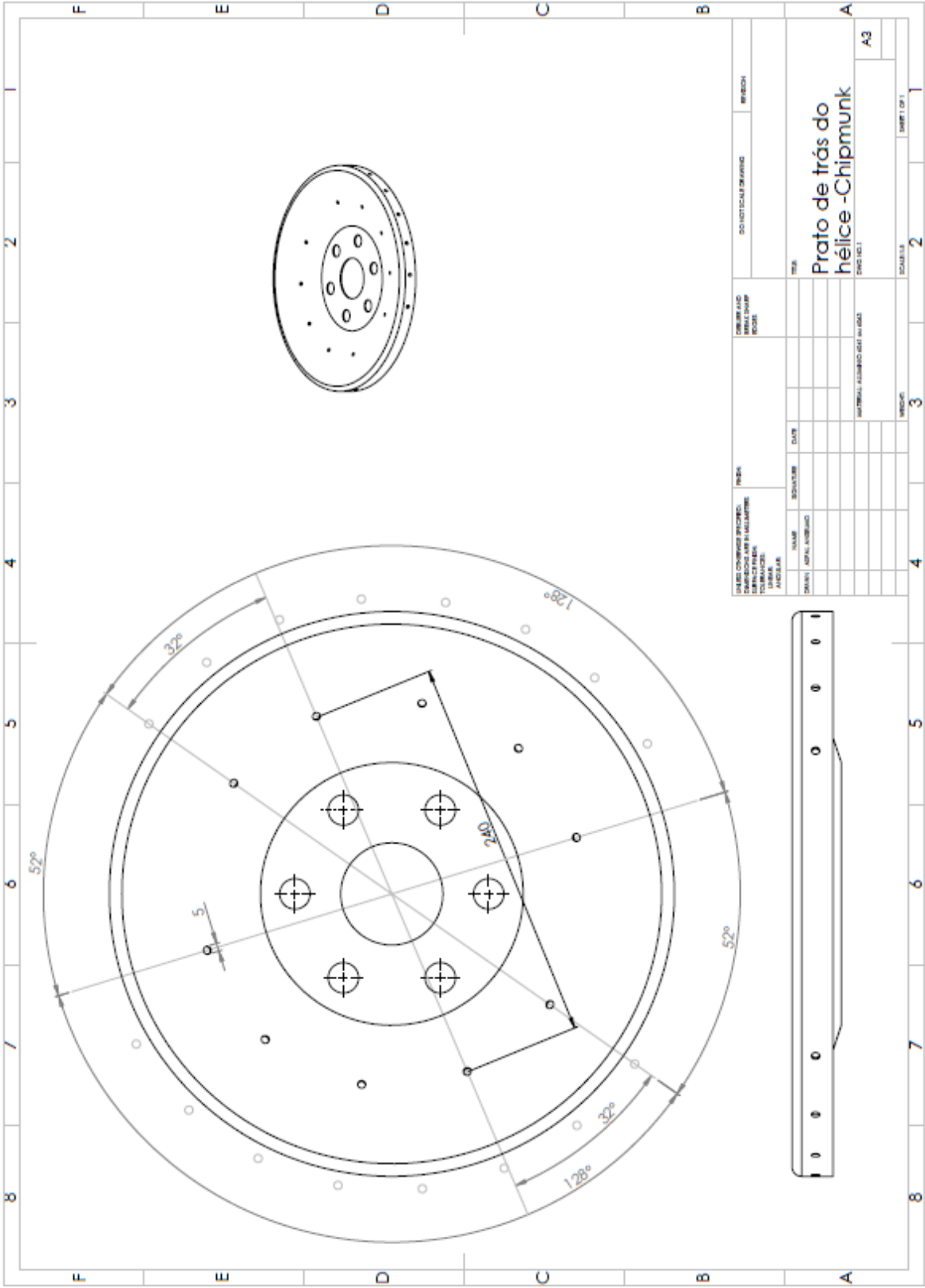


Figura B-1 Desenho técnico do prato P/N BN3/B-2

Anexo C – Tabela de convergência de resultados de tensão, nos vários níveis de refinamento estudados

Na Tabela C-1 estão representados os parâmetros dos diversos níveis de refinamento, tal como os valores de tensão obtidos nos furos e nos pontos de tensão máxima. Por baixo de cada valor de tensão está o valor de erro em relação ao valor de tensão anterior.

No final são apresentados o número de elementos e nós de cada nível, tal como o tempo decorrido durante cada a análise.

Tabela 6C-1 Convergência dos valores de tensão, nos vários níveis de refinamento

Nível de Refinamento	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
MESH	0,01	0,075	0,005	0,0025	0,002	0,00175	0,00175	0,002	0,002	0,002	0,002	0,002
REFINEMENT	1	1	2	2	3	2	3	3	3	3	3	3
FUROS	0,01	0,075	0,005	0,0025	0,001	0,00175	0,001	0,00075	0,0006	0,0005	0,00035	0,00025
1º Furo	13,306	13,332	13,381	14,342	14,690	16,009	14,724	15,072	14,853	14,883	14,894	15,195
1º Furo (erro)		0,195	0,368	7,182	2,426	8,979	8,027	2,363	1,453	0,202	0,074	2,021
Ponto 1	3,891	3,887	3,884	3,874	3,871	3,871	3,871	3,871	3,870	3,870	3,871	3,871
Ponto 1 (erro)		0,103	0,095	0,260	0,059	0,010	0,005	0,000	0,021	0,000	0,008	0,018
Ponto 2	2,430	2,292	2,612	2,796	3,540	3,426	3,333	3,203	3,211	3,535	3,230	3,225
Ponto 2 (erro)		5,711	13,986	7,044	26,620	3,240	2,703	3,915	0,275	10,086	8,625	0,161
Ponto 3	5,991	6,114	6,170	6,058	5,964	5,968	6,015	6,011	6,011	6,009	6,013	6,009
Ponto 3 (erro)		2,046	0,923	1,812	1,557	0,074	0,782	0,063	0,000	0,042	0,065	0,065
Ponto 4	3,991	3,961	3,975	3,970	3,967	3,966	3,968	3,968	3,967	3,967	3,967	3,968
Ponto 4 (erro)		0,233	0,168	0,121	0,060	0,028	0,040	0,010	0,020	0,003	0,003	0,028
Tensão Max	21,171	21,263	21,244	24,380	23,560	21,825	23,149	23,754	23,840	23,950	24,189	24,242
Tensão Max (erro)		0,435	0,089	14,762	3,363	7,364	6,066	2,614	0,362	0,461	0,998	0,219
Tempo	16"	28"	25"	19"	350"	229"	240"	247"	348"	413"	811"	1150"
Elementos	25948	33270	50019	129709	331971	256651	254745	270701	325832	359180	528175	695765
Nós	51183	65683	94409	247256	596604	486212	458858	484017	578435	630462	887831	1076052

Anexo D – Gráficos e fórmulas auxiliares para a análise MEF, dos esforços no prato segundo Peterson (Peterson, 1974)

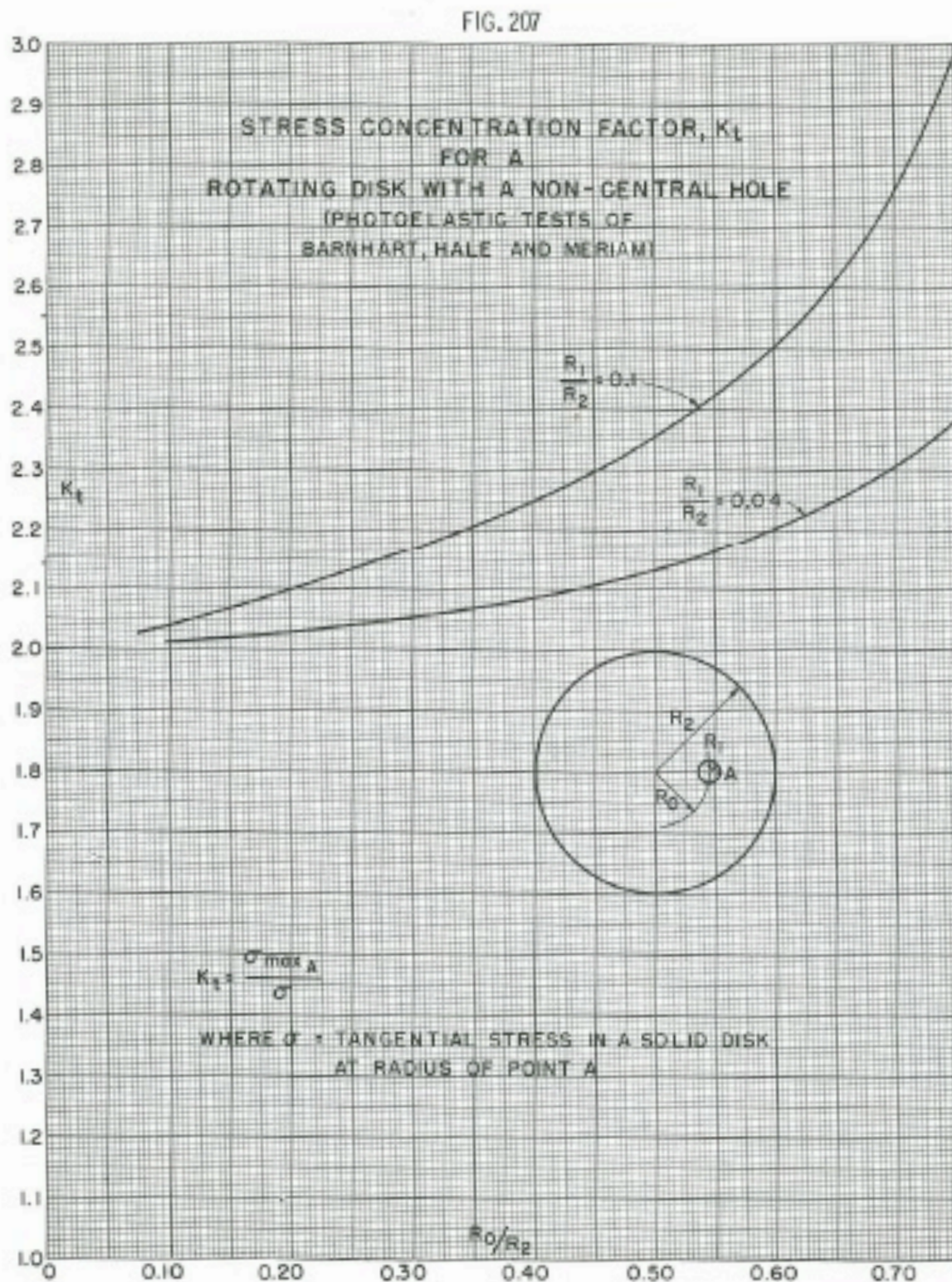


Figura D-1 Gráfico da relação entre as dimensões de um furo não centrado e de um disco, com o fator k_t (Peterson, 1974)

FIG. 147a

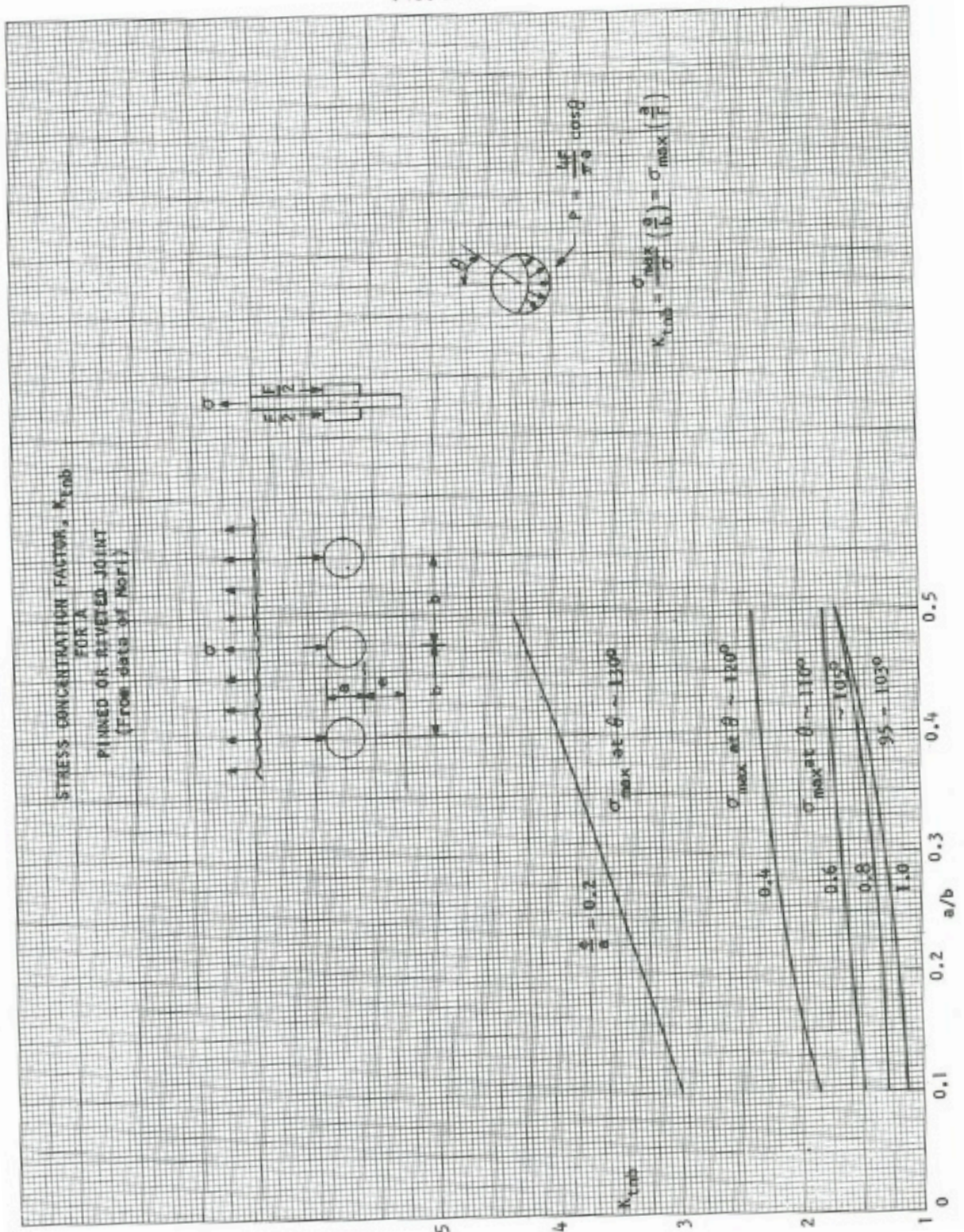


Figura D-2 Gráfico da relação entre a concentração de tensão, para considerações de fadiga, com as dimensões e posição de furos numa superfície rebatada/aparafusada (Peterson, 1974)

Anexo E – Tabela dos valores de tensão nos furos para as considerações de fadiga

Tabela E-1 Valores de tensão nos seis furos do prato, para considerações de fadiga

Massa aplicada	15 g														
Tensão máxima aplicada	11664000 Pa														
Nível de refinamento	10														
		Pontos de aplicação da massa de 15 gramas													
		1	2	3	4	5	6	1+2	1+2+3	1+2+3+4	2+5	3+6	2+3+5+6	0	
Tensão obtida	Furo nº1	1.1	14,37	4,33	3,73	3,64	3,89	3,86	14,80	14,69	14,50	4,37	3,73	4,24	3,86
		1.2	14,19	3,81	3,98	4,04	4,07	3,91	14,00	13,95	13,96	3,85	3,86	3,67	4,03
	Furo nº2	2.1	3,83	14,31	4,36	3,93	4,14	4,12	14,11	14,38	14,26	14,38	4,43	14,71	4,06
		2.2	4,38	14,34	3,87	3,88	3,90	3,83	14,82	14,85	14,88	14,39	3,85	14,40	3,84
	Furo nº3	3.1	4,01	3,97	14,49	4,38	3,97	4,04	4,02	14,54	14,92	3,97	14,56	14,56	3,96
		3.2	3,84	4,28	14,24	3,82	4,07	4,10	4,12	14,33	14,16	4,35	14,32	14,62	4,01
	Furo nº4	4.1	3,93	3,87	3,73	14,34	3,82	3,96	3,87	3,66	14,11	3,76	3,76	3,58	3,93
		4.2	3,66	3,79	4,41	14,40	3,86	3,90	3,59	4,13	14,65	3,79	4,45	4,37	3,87
	Furo nº5	5.1	4,08	4,13	4,11	4,08	14,72	4,36	4,16	4,22	4,24	14,79	4,42	15,12	4,06
		5.2	3,86	3,88	3,81	3,68	14,85	3,85	3,91	3,90	3,76	14,90	3,84	14,92	3,82
	Furo nº6	6.1	3,72	3,87	3,93	3,90	3,87	15,22	3,73	3,79	3,83	3,88	15,28	15,29	3,86
		6.2	3,99	4,02	4,04	3,99	4,24	14,74	4,05	4,13	4,16	4,30	14,81	15,11	3,96
Valor Máximo		23,36	23,30	23,40	23,47	23,84	24,38	23,39	23,19	25,99	23,99	24,52	24,55	18,31	
Valor médio de tensão nos pontos de estudo		14,28	14,32	14,37	14,37	14,79	14,98	14,43	14,46	14,43	14,62	14,74	14,84		

Legenda		Tensão na restantes ponto que não têm massas
		Tensão nos pontos, quando não está aplicada qualquer massa no prato
		Tensão máxima no prato

Anexo F – Procedimento de equilibragem do VibraPAC PRO adaptado ao Chipmunk MK20

a) Preparação da cadeia de medição

- 1) Ligar o tablet do VibraPac PRO e verificar se a percentagem de bateria é superior a 50%, suficiente para proceder-se à equilibragem. Caso contrário, deve ligar-se a uma *powerbank* disponível.
- 2) Ligar o APT e verificar o estado da bateria visualmente na zona da tomada de energia. No ambiente de trabalho do tablet sincroniza-se a rede Wi-Fi com o APT que tem o nome “VibraPAC PRO”.
- 3) Iniciar o programa VibraPac Chipmunk, após o *login* no menu inicial (Figura F-1a), no menu principal selecionar a opção “*Prop. Balance*”. Para a introdução de dados e comandos recorre-se ao ecrã do tipo *touch screen* e aos seletores do programa (Figura F-1b).

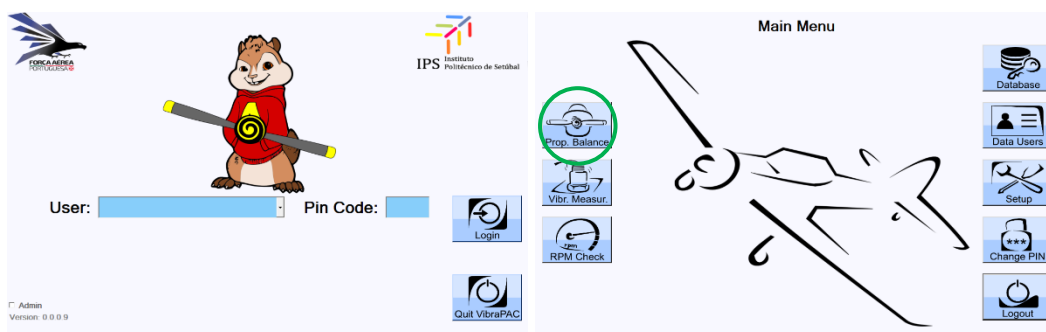


Figura F-1 a) Menu inicial do VibraPac PRO; b) Menu principal com a opção “*Prop. Balance*” evidenciada

- 4) No início da equilibragem identifica-se a aeronave, e deve-se selecionar a aeronave com base no N/C em “*Aircraft T/N*”. Caso não tenha nem motor nem hélice associada, selecionar respetivamente em “*Engine S/N*” e em “*Propeller S/N*” (Figura F-2a)

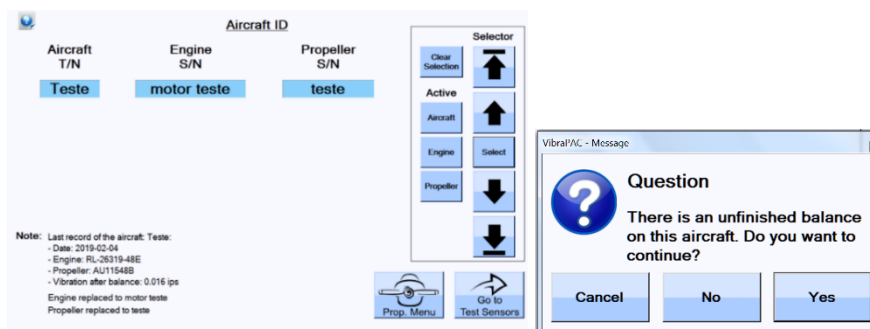


Figura F-2 a) Menu “Aircraft ID” para selecionar a aeronave, o motor e a hélice a utilizar na equilibragem; b) Menu para continuação de equilibragem anterior que não ficou concluída

- 5) Caso a equilibragem anterior não tenha sido terminada, pode ser concluída selecionando “Yes” na caixa de texto visível na Figura F-2b). Se quiser iniciar uma equilibragem nova, deve escolher “No” e os dados da equilibragem por concluir serão apagados.
- 6) Depois de introduzida e gravada a identificação dos elementos, pressionar a opção “*Go to Test Sensors*”.
- 7) Pressionar o seletor “*Test Phase Sensor*” referente ao sensor fotoelétrico (*Fototach*) e pressionar o seletor “*Test Acc #*” correspondente ao acelerómetro 1 e ao acelerómetro 2, para verificar a funcionalidade dos mesmos. Ligar o sinal áudio do *Fototach*;

- 8) Verificar o estado do acelerómetro em utilização (dependendo do número da ficha). Se não estiver verde – “OK”, procurar algum erro na instalação da cadeia de medição e verificar o bom funcionamento dos componentes (acelerómetro ou cabo);
- 9) Na aeronave, rodar manualmente a hélice (sempre que necessário, no sentido contrário ao de rotação, com magnetos OFF) para que a fita refletora passe em frente do sensor fotoelétrico. Deve-se ouvir um sinal sonoro e verificar que acende uma luz verde no ecrã, que confirmam a boa instalação do sensor. Caso contrário, apontar melhor o sensor fotoelétrico de modo a que este detete a passagem da fita refletora;
- 10) Confirmado o bom estado da cadeia de medição, pressionar em “Go to Run Up’s”

b) 1º Run-up e remoção da hélice

- 1) Efetuar o arranque do motor e colocar o regime nas 1200 rpm;
- 2) Na tabela de *Run Up’s*, selecionar a opção “Start Measur.” para começar a primeira medição. A tabela com o fundo amarelo apresentado os valores das medições com o cone instalado. Estão visíveis dois valores no quadro “Instaled Weights” que representam as massas colocadas na última medição efetuada na aeronave, como evidenciado na Figura F-3.

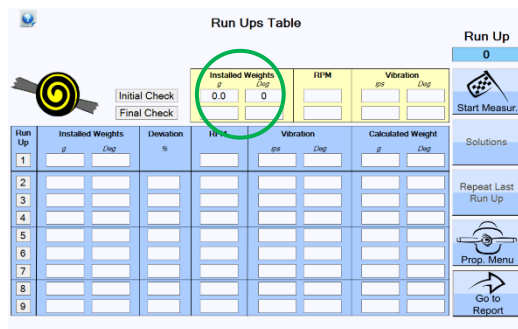


Figura F-3 Menu com a tabela do “run ups”. São identificados os valores da última medição

- 3) Quando as rotações estiverem estabilizadas aproximadamente nas 1200 rpm, no menu “Measure Display” pressionar em “Recomeçar” (Figura F-4). Quando existir convergência de amplitude e fase (apenas visível a parte verde das barras de convergência), pressionar em “Stop”;

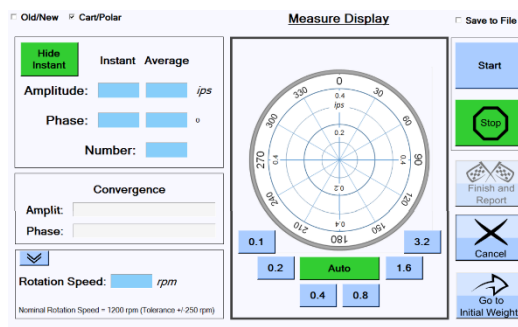


Figura F-4 Menu “Measure Display”

- 4) Desligar motor;

c) Equilibragem e implementação de correções

- 1) Caso no “Initial Check” a amplitude da 1ª harmónica esteja entre 0.1 e 0.2 ips, esta pode ser melhorada com a equilibragem. No caso de a amplitude da 1ª harmónica ser superior a 0.2 ips, a

equilibragem torna-se obrigatória. Antes de se proceder a nova medição, retirar o cone e as massas existentes no prato da hélice;

- 2) Efetuar um novo arranque do motor e colocar no regime das 1200 rpm;
- 3) Selecionar a opção “*Start Measur.*” para começar a segunda medição e quando as rotações estiverem estabilizadas aproximadamente nas 1200 rpm, no menu “*Measure Display*” pressionar em “Recomeçar”
- 4) Quando existir convergência de amplitude e fase (apenas visível a parte verde das barras de convergência), pressionar em “*Stop*”;
- 5) Desligar o motor
- 6) De seguida, pressionar a opção “*Go to Weight Calculation*” (Figura F-5)

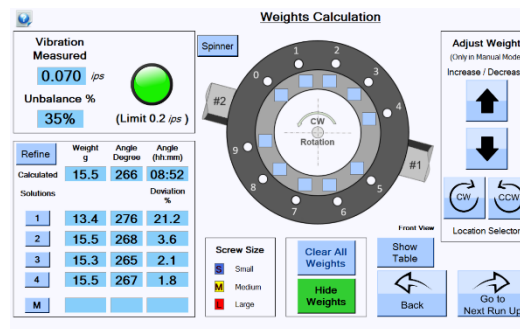


Figura F-5 Menu das soluções apresentadas pelo sistema

- 7) No menu “*Weight Calculation*”, são apresentadas soluções pelo programa com massas em 1,2,3 ou 4 posições diferentes. O prato está condicionado a 10 posições e as massas a 4 configurações, por isso o operador deve escolher a solução mais conveniente. Quanto maior o desvio apresentado, maior a diferença entre a solução escolhida e a calculada por isso deve ser tomada em consideração. Há ainda a opção de se acrescentar as massas manualmente.
- 8) Depois de selecionada a solução e acrescentadas as massas nas posições do prato da aeronave, carregar na opção “*Go to Next Run Up*”, para continuar a equilibragem.
- 9) Efetuar um novo *run-up* nas 1200 rpm;
- 10) Repetir os passos c.2) a c.10), até ao ponto em que o valor de amplitude seja inferior a 0,1 ips, dentro das 10 medições que são possíveis realizar;
- 11) Quando for atingido o valor do ponto 10), no menu “*Weight Calculation*”, selecionar a opção que acrescenta o desequilíbrio do cone, denominada “*Spinner*”, apresentada na Figura F-6. Nesse novo menu, selecionar a solução de massas que melhor se adequa à situação com base no número de posições e desvios apresentados.

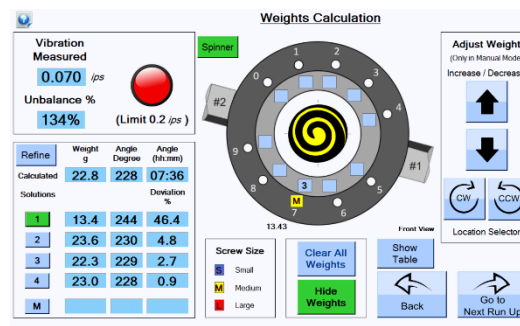


Figura F-6 Menu das soluções apresentadas pelo sistema, após ser selecionada a instalação do cone

- 12) Instalar as massas da solução final, nas posições do prato da aeronave;
- 13) Selecionar a opção “*Go to Next Run Up*”, para continuar a equilibragem.

d) Verificação Final

- 1) Colocar o cone, com a posição original, segundo as marcas de referência;
- 2) Efetuar o arranque do motor e colocar o regime nas 1200 rpm;
- 3) Na tabela de *Run Up's*, selecionar a opção “*Start Measur.*” para começar a medição “*Final Check*”.
Com as rotações estabilizadas, pressionar o botão “Recomeçar” para reiniciar a aquisição de dados, as primeiras medições não tenham sido as mais corretas;
- 4) Quando existir convergência de amplitude e fase (apenas visível a parte verde das barras de convergência), pressionar em “*Stop*”;
- 5) Desligar o motor;
- 6) Desmontar a cadeia de medição, retirar fita refletora e colocar capot;
- 7) Selecionar o menu “*Finish and Report*”

f) Relatório

- 1) No Menu “*Report*”, pré-visualizar o relatório gerado pelo programa, acrescentar todas as informações pertinentes na caixa das observações e selecionar a opção “*Save*”;
- 2) Depois de gerado e guardado o relatório, pressionar o botão “*Finish Balance Prop.*”;

Anexo G – Histórico da amplitude de vibração da 1ª harmónica do Chipmunk MK20

Tabela G-1 Histórico de medições efetuadas no Chipmunk na 1ª harmónica da rotação do veio do motor (Milharadas e Almeida, 2017)

Regime (RPM)	N/S motor											
	L-33294-36E		L-35255-36A		L-35336-36A		L-38075-36A					
	05/nov/07	04/jul/11	05/nov/07	28/jan/08	05/nov/07	05/nov/07	05/nov/07	04/jul/11	10/nov/15	31/out/17		
Amplitudes (IPS Pico)												
700	0,014	0,017	0,010	0,031	0,122	0,159	0,028	0,057	0,078			
1000	0,163	0,052	0,133	0,143	0,181	0,340	0,253	0,332	0,294			
1500	0,163	0,049	0,143	0,162	0,319	0,364	0,271	0,398	0,301			
2000	0,171	0,075	0,185	0,157	0,208	0,309	0,217	0,330	0,364			
2300	0,162	0,092	0,214	0,187	0,222	0,373	0,339	0,438	0,501			
N/S motor												
Regime (RPM)	L-438-36E		RL-36014-36E		RL-2821136E		RL-35526-36A		L-6042-36E		RL-30526-36E	
	05/nov/07	04/jul/11	03/abr/17	14/jul/15	08/jan/18	04/jul/11	05/nov/07	31/out/17	31/out/17			
Amplitudes (IPS Pico)												
700	0,064	0,051	0,009	0,074	0,058	0,029	0,010	0,116	0,047			
1000	0,111	0,343	0,113	0,322	0,309	0,086	0,049	0,298	0,146			
1500	0,212	0,387	0,132	0,450	0,240	0,105	0,082	0,368	0,151			
2000	0,091	0,316	0,112	0,438	0,387	0,066	0,085	0,338	0,191			
2300	0,065	0,423	0,115	0,569	0,408	0,107	0,057	0,433	0,161			

Regime (RPM)	TOTAL	
	Média	Desvio Padrão
700	0,054	0,043
1000	0,204	0,106
1500	0,239	0,122
2000	0,224	0,119
2300	0,270	0,165