

Análise e Correção da Vibração no Helicóptero Airbus AS365 K2

Analysis and Correction of Vibration in the Airbus AS365 K2 Helicopter

DOI:10.34117/bjdv7n12-134

Recebimento dos originais: 12/11/2021

Aceitação para publicação: 06/12/2021

José Gildenys Charll dos Santos

Mestrando em Engenharia Mecânica pela Universidade de Taubaté - UNITAU
Batalhão de Manutenção e Suprimento de Aviação do Exército
Estrada Municipal dos Remédios, 2135, Itaim, Taubaté-SP, CEP: 12086-000
E-mail: gildenyscharll@hotmail.com

José Rubens de Camargo

Doutor em Engenharia Mecânica pela Universidade Estadual Paulista – UNESP “Júlio de Mesquita Filho”
Universidade de Taubaté - UNITAU
Rua Daniel Danelli, s/n, Vila Nossa Sra. das Graças, Taubaté-SP,
CEP: 12060-440
E-mail: jose.rcamargo@unitau.com.br

Álvaro Manoel de Souza Soares

Doutor em Ciência pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA
Universidade Estadual Paulista – UNESP – Campus de Guaratinguetá
Av. Ariberto Pereira da Cunha, 333, Portal das Colinas – Guaratinguetá - SP, CEP:
12516-410
E-mail: alvaro.soares@unesp.br

RESUMO

Por causa do desbalanceamento das pás do helicóptero, que resulta em vibrações de baixa frequência, uma manutenção de controle de vibração deve ser realizada para melhorar a eficiência da tripulação, proporcionar uma operação com segurança, fornecer conforto aos passageiros, garantir confiabilidade dos equipamentos eletrônicos e mecânicos e minimizar a fadiga do rotor e da fuselagem da aeronave. Esse trabalho tem como objetivo realizar uma manutenção de balanceamento no helicóptero “Pantera” AIRBUS AS365 K2, helicóptero bimotor utilizado pela Aviação do Exército Brasileiro. O método utilizado é uma análise de vetores a partir do nível de vibração indicado pelo aparelho, o que permitiu reduzir o tempo de manutenção de aproximadamente 10 horas para 2 horas com uma equipe de manutenção constituída por um piloto, um inspetor e um mecânico. Concluindo-se que a análise de vibrações é uma ferramenta poderosa no auxílio à prevenção de falhas, diminuindo o custo de manutenção, prolongando a vida útil de um helicóptero e preservando o bem maior que é o fator humano.

Palavras-chave: Desbalanceamento, helicópteros, segurança de voo, vibrações.

ABSTRACT

Because of the unbalance of the helicopter blades, which results in low frequency vibrations, a maintenance of vibration control must be performed to improve the efficiency of the crew, provide a safe operation, provide passenger comfort, ensure reliability of electronic and mechanical equipment, and minimize aircraft rotor and fuselage fatigue. This work aims to perform a maintenance of balancing on the "Panther" AIRBUS AS365 K2 helicopter, twin-engine helicopter used by Brazilian Army Aviation. The method used is a vector analysis from the vibration level indicated on the device, which allowed the maintenance time to be reduced from approximately ten hours to two hours with a maintenance team consisting of a pilot, an inspector and a mechanic. Concluding that vibration analysis is a powerful tool in helping to prevent glitches, reducing maintenance costs, prolonging the life of a helicopter and preserving the greater patrimony that is the human factor.

Keywords: Unbalance, helicopters, flight safety, vibrations.

1 INTRODUÇÃO

No campo tecnológico, as aplicações de vibrações na engenharia são de suma importância, sendo um grande desafio para os fabricantes de helicópteros. O desbalanceamento das pás do helicóptero resulta em vibrações de baixa frequência, estas precisam ser controladas para melhorar a eficiência da tripulação, proporcionar uma operação com segurança, fornecer conforto aos passageiros, garantir confiabilidade dos equipamentos eletrônicos e mecânicos e minimizar a fadiga do rotor e da fuselagem da aeronave (ROSEN, 1997).

A vibração está sempre presente, de fato nada está parado na natureza. Na maioria das atividades humanas se encontra alguma forma de vibração. Vê-se porque ondas luminosas se propagam, ouvi-se porque o tímpano vibra. Os batimentos cardíacos são movimentos vibratórios do coração, a respiração está associada à vibração dos pulmões, a fala se fundamenta na vibração das cordas vocais e os movimentos humanos envolvem oscilações de braços e pernas (RAO, 2011).

O homem recebe a vibração resultando desconforto e perda de eficiência. Por isso a redução dos níveis vibratórios de uma máquina é um dos propósitos importantes do estudo.

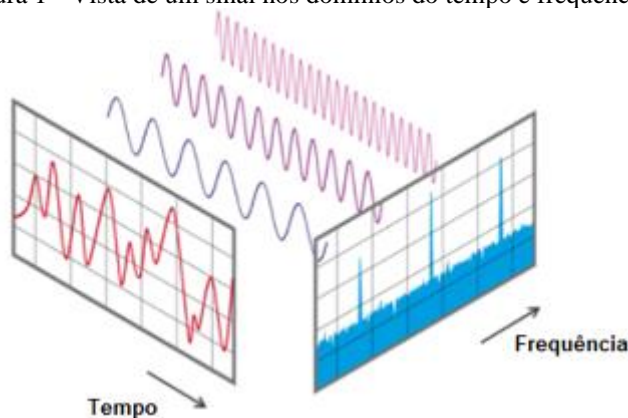
O ser humano está envolvido por vibrações, sendo um risco físico abordado em termos de segurança no trabalho, causando no homem cansaço, irritação, dores dos membros, dores na coluna, doença do movimento, artrite, problemas digestivos, lesões ósseas, lesões dos tecidos moles, lesões circulatórias, etc. (SANTOS, 2017).

Logo este trabalho visa despertar para o monitoramento de vibrações como uma ferramenta eficiente na prevenção de acidentes com helicópteros, realizando uma manutenção de análise de vibração no helicóptero “Pantera”, AIRBUS AS365 K2, pelo processo de medição do Manual de Manutenção da Aeronave (MET), e a partir dos resultados obtidos, utilizar um método geométrico, por meio de vetores, para o balanceamento do rotor de cauda (frequência de vibração moderada) e rotor principal (frequência de vibração baixa), cuja finalidade é manter a aeronave dentro do nível de vibração especificado pelo fabricante.

É importante destacar que para se realizar um diagnóstico de defeitos com base na análise de vibrações, é indispensável saber quais frequências estão presentes no sinal, além da amplitude de cada uma delas, levando-se isso em consideração, ao olhar para um sinal no domínio do tempo, além dessa tarefa não ser tão simples, ela levaria muito tempo para ser concluída.

Com o auxílio de meios computacionais, pode-se obter o espectro de Fourier de uma função periódica, algoritmo este chamado de Fast Fourier Transform (FFT), onde a grande sacada foi transformar a análise do domínio do tempo para o domínio da frequência, como ilustrado na Figura 1.

Figura 1 - Vista de um sinal nos domínios do tempo e frequência



Fonte: NTI, 2021

Com esta transformada pode-se concluir que todas as informações no sinal do tempo estão representadas corretamente e de forma clara no espectro, facilitando muito a análise. Enfim, pode-se afirmar que o espectro nada mais é que uma forma mais conveniente de se enxergar o conteúdo e o sinal no tempo.

2 MATERIAIS E MÉTODOS

Para se controlar a vibração num helicóptero é preciso seguir um processo de medição encontrado no MET. O helicóptero utilizado para a medição do nível de vibração desse trabalho é um AIRBUS AS365 K2, Figura 2, da Aviação do Exército Brasileiro, uma aeronave bimotor, projetada para transporte de tropa, apoio a equipe SAR (Search and Rescue – Busca e Salvamento) e transporte de suprimentos.

Figura 2 - Helicóptero AIRBUS AS365 K2 no pátio da Aviação do Exército em Taubaté-SP



A análise de vibração foi feita no pátio da Aviação do Exército situado na cidade de Taubaté-SP, o equipamento utilizado foi o Aces Model 2020 Probalancer Analyser com seus acessórios e acelerômetros da Aces Systems model 991D-1, como pode ser observado na Figura 3.

Figura 3 - Aces Model 2020 Probalancer Analyser com seus acessórios



O Aces Model 2020 Probalancer Analyser é um analisador versátil que automatiza a tarefa de balanceamento da pá, fornece o rastreamento automatizado do rotor (*track*) e ajustes de balanceamento ou fornece dados brutos para o uso juntamente com cartas polares e ainda realiza pesquisas de vibração. É um equipamento leve, portátil e com facilidade de manuseio.

O captor magnético é um elemento fixo que sente a presença de um corpo magnético e transforma sua presença em sinal elétrico. Trata-se de um transdutor sensível a materiais ferromagnéticos. Um interruptor ferromagnético colocado no platô móvel passa próximo ao captador induzindo nele um sinal elétrico - um sinal por rotação. Serve para sincronizar a luz do estroboscópio na visualização das cibles. Cibles são as unidades refletoras identificadas com desenhos próprios, colocadas nas pontas das pás com sua face voltada para cabine. Ao receber luz, reflete seu desenho, identificando assim qual é a pá que está sendo visualizada.

O estroboscópio é usado para o ajuste da trajetória (*tracking*) das pás do rotor principal. O estroboscópio trabalha junto com sensor eletrônico de fase ou captor magnético, ele dará o sinal de início da contagem em graus da passagem das pás pelo ponto 0 ou 12 horas. Para usar o estroboscópio, uma cible é colocada na ponta das pás. Cada vez que a cible passa pelo ponto 12 horas determinado pelo sensor, o estroboscópio emite um flash de luz que faz com que se visualizem as cibles.

Os cabos servem para levar a informação dos sensores até o analisador por meio de conectores de pinos do tipo macho e fêmea. Os dados são conformados por cabos de comprimento significativo para poder ser utilizado em aeronaves.

O acelerômetro é um dispositivo que mede a vibração, tendo como finalidade básica, disponibilizar valores referentes à medida de aceleração própria que determinadas máquinas possuem.

A célula fotoelétrica é um sensor óptico de curto alcance usado para adquirir dados de velocidade e ângulo de fase. Seu alcance ideal é de 30 a 45 cm aproximadamente do alvo (fita reflexiva).

2.1 MEDIÇÃO DO NÍVEL DE VIBRAÇÃO

Primeiramente a aeronave foi preparada para a medição do nível de vibração no rotor de cauda e rotor principal. Tais procedimentos são encontrados no MET, nos cartões de trabalho 64.21.02.603 (AIRBUS, 2019) e 62.10.00.605 (AIRBUS, 2018) respectivamente.

Para iniciar a análise de vibração e o balanceamento do rotor de cauda e do rotor principal, é interessante seguir alguns passos básicos sugeridos a seguir:

Passo 1: Certificar-se de que todas as diretivas de aeronavegabilidade foram cumpridas;

Passo 2: Deve-se inspecionar as pás dos rotores quanto a corte, amassado,

rachadura, limpeza, etc.;

Passo 3: Remover qualquer peso de balanceamento dinâmico antigo ou instalado anteriormente. Não remover os pesos de balanceamento estático que foram instalados numa oficina certificada;

Passo 4: Ter em mente os balanceamentos que devem ser feito à luz do manual do fabricante;

Passo 5: Colocar o analisador na cabine. Instalar o sensor de vibração e a célula fotoelétrica. Direcionar os cabos para a cabine e conecta-los ao analisador. No Aces Model 2020 Prabalancer Analyser existem duas entradas de vibração, canal A e canal B, que aceitam sinais de sensor de aceleração, velocidade ou deslocamento;

Passo 6: Ligar o analisador;

Passo 7: Inserir as informações necessárias no analisador, configurá-lo para o tipo de aeronave a ser balanceada;

Passo 8: Acionar os motores da aeronave;

Passo 9: Solicitar ao piloto a rotação designada para o balanceamento pelo manual do fabricante, atingindo a rotação necessária anotar as medidas de vibração em IPS (Inches per Second – Polegadas por Segundo) e a fase horária em horas da posição do relógio;

Passo 10: Desligar os motores e instalar o peso de teste sugerido. Inserir no analisador o peso (em gramas) e a localização que foi colocado o peso;

Passo 11: Nova partida no motor aumentando a rotação designada para o balanceamento, tirar uma nova medição de vibração e fase horária, desligando os motores da aeronave logo em seguida;

Passo 12: O processo a partir do Passo 8 se repetirá até que o nível de vibração esteja dentro da tolerância exigida pelo fabricante;

Passo 13: Assim que o nível de vibração satisfatório for atingido, remover todo equipamento, atentando-se com a finalização do serviço, como torques, frenos, carenagens, etc.

2.1.1 Preparação para o Balanceamento do Rotor de Cauda (RC)

O rotor de cauda assegura a função antitorque e o controle do helicóptero no eixo de guinada fornecendo um empuxo positivo ou negativo solicitado pelo piloto. É acionado pela caixa de transmissão e gira no sentido horário quando visto do lado esquerdo do helicóptero.

O RC é do tipo Fenestron com dez pás em material composto, de passo variável e alojado no túnel da deriva. O Fenestron “silencioso” difere dos outros rotores tipo Fenestron da versão anterior pelo fato de que cada pá é colocada em um ângulo diferente, inclui uma aleta guia e pás de novo design.

Eliminar o desbalanceamento excessivo devido à dispersão de peso de um elemento rotativo do conjunto do rotor traseiro é o objetivo dessa medição.

Para o início do balanceamento, preparou-se a aeronave com a instalação do acelerômetro que mede a amplitude da vibração no plano radial, a fita reflexiva que indica a referência de fase por meio de um tacômetro (célula fotoelétrica – usado para aquisição de dados de velocidade e ângulo de fase) como mostrado na Figura 4.

Figura 4 - Instalação do acelerômetro, célula fotoelétrica e fita reflexiva



2.1.2 Preparação para o Balanceamento do Rotor Principal (RP) e Ajuste de *Track*

O objetivo dessa medição é eliminar as vibrações excessivas devido ao desbalanceamento gerado pelos componentes rotativos do rotor principal e ajustar o *tracking* de acordo com o Manual de Manutenção do AIRBUS AS365 K2.

Antes de tudo, foi verificada a limpeza e a regulagem das pás. Deve-se ter em mente que os *tabs* T1 ao T4 (Figura 5a) não podem ser modificados. Os valores só podem ser alterados em conformidade com os valores registrados nas Fichas Matrículas por uma ferramenta especial de regulagem dos *tabs* (Figura 5b).

Figura 5 - Tabs e ferramenta especial de ajuste



Para início das verificações, foi realizada a preparação da aeronave em questão seguindo os seguintes passos:

1- Instalação do sensor magnético e do seu suporte no platô fixo, ajustando o espaço “E” (folga entre o sensor magnético e a chave) para $1,25 \text{ mm} \pm 0,25 \text{ mm}$ conforme mostrado na Figura 6;

Figura 6 - Instalação do sensor magnético



2- Instalação do acelerômetro em suporte para medir a vibração de 1Ω Y (lateral) no piso da cabine, na base da parede a 9 graus, do lado do piloto. O acelerômetro foi instalado na posição vertical com o conector voltado para cima como visto na Figura 7;

Figura 7 - Instalação do acelerômetro e seu suporte



3- Instalação das cibilas para a obtenção do *tracking* das pás. As cibilas foram posicionadas no intradorso do protetor de extremidade no 3º parafuso de fixação a partir do bordo de ataque, paralelas à corda da pá como indicado na Figura 8;

Figura 8 - Instalação das cibilas



4- Instalação dos cabos fixando-os com braçadeiras e fitas adesivas evitando áreas quentes e partes rotativas, os cabos foram direcionados para cabine onde foram conectados ao analisador.

Para as medições no solo posicionou-se o helicóptero aproado ao vento (sem rajadas), menor que 15 knots (7,7 m/s – metros por segundo), com mais de 3500 kg, em uma superfície plana e horizontal.

Durante um giro no solo em regime nominal com os dois motores acionados, alavanca de mudança de passo na posição de passo mínimo e cíclico e pedais em neutro, foi visualizado o *tracking* da extremidade da pá e feita as medições das vibrações no sentido lateral, sendo a amplitude em IPS e a fase horária em horas.

3 RESULTADOS E DISCUSSÃO

3.1 BALANCEAMENTO DO RC

Para a primeira medição, estando o helicóptero com mais de 3500 kg, foi posicionado aproado ao vento (sem rajadas) e não superior a 15 knots (27,78 km/h) em superfície plana e horizontal. Logo após foi acionado os dois motores até o regime nominal, ou seja, rotor principal com aproximadamente 355 rotações por segundo (rpm) e rotor de cauda com aproximadamente 3600 rpm. Com o coletivo na posição de “passo mínimo” e cíclico e pedais em neutro foi feita a primeira medição obtendo os valores relacionados na Tabela 1.

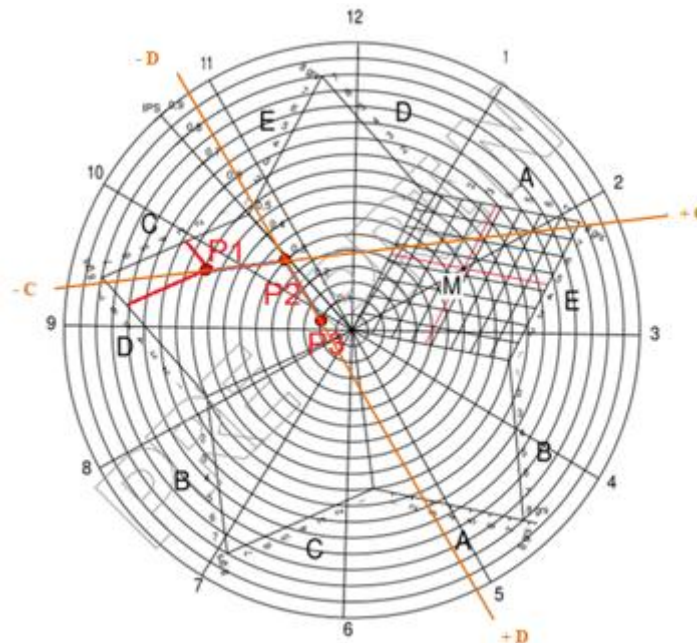
Tabela 1 - Valores da medição do 1º giro no solo para o RC

| LEITURA | NOMINAL |
|------------------|---------|
| AMPLITUDE (IPS) | 0,49 |
| FASE HORÁRIA (h) | 9:50 |
| CORREÇÃO | 3g em C |

Tendo em vista as tolerâncias descritas no MET, o balanceamento é considerado satisfatório para um nível de vibração igual ou inferior a 0,2 IPS no regime nominal no solo.

Observa-se, pela Tabela 1, que para o regime nominal o nível vibratório não está satisfatório, requerendo uma correção, esta realizada utilizando como base o seguinte gráfico da Figura 9.

Figura 9 - Gráfico de correção no regime nominal do Rotor de Cauda

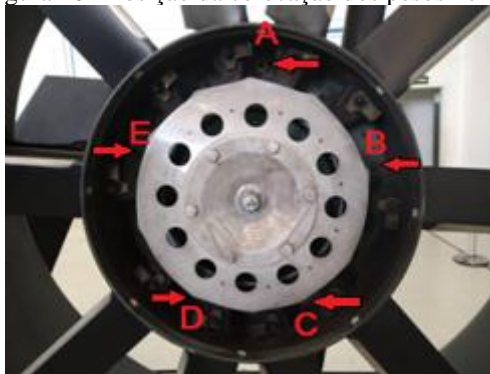


Fonte: Adaptado de Airbus (2019)

No gráfico acima, o ponto P1 mostra a posição da vibração medida no regime nominal. Observa-se, então, que a princípio, é preciso colocar aproximadamente 3,0 g em C e 5,5 g em D.

Para correção usam-se pesos em forma de arruelas em duas posições das cinco possíveis: A (Alvo), B, C, D e E, como ilustrado na Figura 10, de modo que no máximo sejam instaladas 3 arruelas.

Figura 10 - Posição da colocação dos pesos no RC



Deve-se realizar uma correção por vez, de preferência a de menor valor, no intuito de se descobrir a tendência do vetor.

Nesse caso foi colocada uma arruela especial de aço de 3,0 g em C e feita uma nova medição encontrando os resultados descritos na Tabela 2.

Tabela 2 - Valores da medição do 2º giro no solo para o RC

| LEITURA | NOMINAL |
|------------------|----------------|
| AMPLITUDE (IPS) | 0,31 |
| FASE HORÁRIA (h) | 10:29 |
| CORREÇÃO | 4 g em D |

Observando os valores e analisando o gráfico da Figura 9, tendo o ponto P2 locado no gráfico, pode-se observar o sentido do vetor para este ponto de balanceamento e conclui-se que é preciso fazer uma correção de 4,0 g em D. Após a correção uma nova medição foi realizada obtendo os valores vistos na Tabela 3.

Tabela 3 - Valores da medição do 3º giro no solo para o RC

| LEITURA | NOMINAL |
|------------------|----------------|
| AMPLITUDE (IPS) | 0,1 |
| FASE HORÁRIA (h) | 9:29 |
| CORREÇÃO | --- |

Posicionando o ponto P3 no gráfico da Figura 9, nota-se o sentido do vetor para o ponto de ajuste D.

Com este nível de vibração enquadrado na tolerância pelo fabricante, conclui-se que o balanceamento é satisfatório, finalizando a manutenção de vibração no RC.

3.2 BALANCEAMENTO DO RP E AJUSTE DE TRACK

O balanceamento do RP é enquadrado na tolerância se: para o giro no solo em regime nominal, voo pairado dentro do efeito solo e voo nivelado estabilizado a 100 knots os níveis de vibrações estiverem abaixo de 0,2 IPS; e para o voo nivelado estabilizado em Potência Máxima Contínua (PMC) o nível de vibração estiver abaixo de 0,25 IPS. Os níveis de vibrações e as respectivas fases horárias estão mostrados no Quadro 1.

De acordo com a medição de vibração lateral, analisando o ponto S (1ª medição no solo) no gráfico de correção do rotor principal, Figura 11, observa-se que seria preciso 7 plaquetas no punho da pá vermelha e 13 plaquetas no punho da pá preta. Observa-se, também, que pelo *tracking* da pá, mostrado no Quadro 1, é necessário abaixar as pás vermelha e azul e levantar a pá preta, tendo em vista que a pá amarela é a pá de referência.

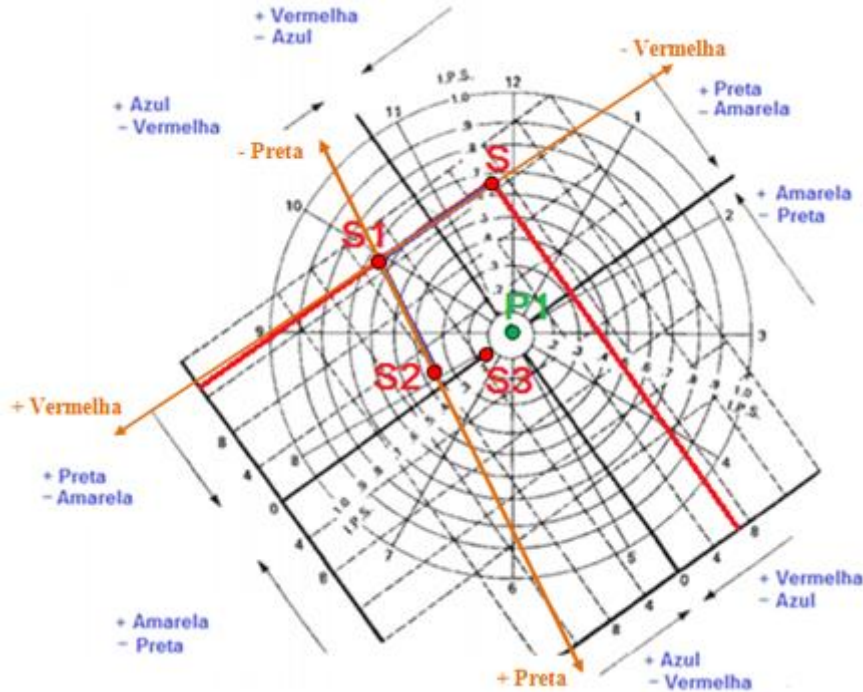
Quadro 1 - Registro das medições da vibração 1 ômega (lateral)

| | Giro no Solo em Regime Nominal | Voo Pairado Dentro do Efeito solo | Voo Nivelado Estabilizado a 100 knots | Voo Nivelado Estabilizado em PMC |
|----|--------------------------------|-----------------------------------|---------------------------------------|----------------------------------|
| 1° | 0,67 IPS | | | |
| | 11:44 h | | | |
| 2° | 0,65 IPS | | | |
| | 9:54 h | | | |
| 3° | 0,36 IPS | | | |
| | 8:15 h | | | |
| 4° | 0,14 IPS | 0,06 IPS | 0,11 IPS | 0,16 IPS |
| | 7:57 h | 11:23 h | 3:47 h | 2:34 h |
| 5° | 0,12 IPS | 0,06 IPS | 0,11 IPS | 0,14 IPS |
| | 7:30 h | 11:25 h | 3:45 h | 2:30 h |

Como o objetivo é descobrir a direção dos vetores das pás, foi feita uma só correção de plaquetas, colocando 4 plaquetas no punho da pá vermelha. Também foi dado 3 sextavados (*flats*) para baixo na haste de mudança de passo da pá vermelha, 1 *flat* para baixo na haste de mudança de passo da pá azul e 1 *flat* para cima na haste de mudança de passo da pá preta, a fim de corrigir o *tracking*.

Feita a primeira correção, foi-se para a segunda medição, com o resultado da 2ª medição, ponto S1, Figura 11, observa-se a direção do vetor da pá vermelha.

Figura 11 - Gráfico de correção do RP



Fonte: Adaptado de Airbus (2018)

Ao analisar o ponto S1, verifica-se que é preciso colocar 13 plaquetas no punho da pá preta e 6 plaquetas no punho da pá azul. Tendo em vista as tolerâncias sobre o número de plaquetas a serem colocadas nos punhos descritas no AIRBUS (2018), ou seja, o número máximo de plaquetas de balanceamento permitidas por punho é de 12 plaquetas, sendo que dois punhos adjacentes podem ser carregados, ou seja, um total de 24 plaquetas na cabeça do rotor principal. Logo se colocou 10 plaquetas no punho da pá preta na intenção de descobrir o sentido do vetor da pá preta. Feita a correção, fez-se uma nova medição no solo encontrando o ponto S2 no gráfico da Figura 11.

No quarto giro todas as vibrações estavam dentro da tolerância, exceto o *tracking* das pás no voo a 100 knots e em PMC. Logo foi realizado ajustes nos *tabs* 5 e 6 conforme a Figura 5, sendo 2 graus para baixo tanto na pá preta como na vermelha no intuito de abaixá-las. Para deixar o ajuste homogêneo foi dado 1 grau no *tab* 5 e 1 grau no *tab* 6 de ambas as pás.

Com as referidas correções, as próximas medições no solo, pairado, voo a 100 knots e voo em PMC, os níveis de vibração estavam de acordo com as especificações do fabricante, concluindo-se a manutenção do balanceamento com êxito.

Ao terminar a manutenção de balanceamento, foram analisados os resultados da medição (*RM*) que é expresso pela equação abaixo segundo Albertazzi e Souza (2008).

$$RM = (RB \pm IM) \text{ unidades} \quad (1)$$

onde RB é o resultado base, ou seja, é a estimativa do valor do mensurando que se acredita ser a mais próxima do seu valor verdadeiro, e IM é a incerteza de medição, ou seja, o tamanho da faixa simétrica e centrada em torno do resultado base que delimita a faixa onde se situam as dúvidas associadas à medição.

A IM é obtida de acordo com a equação seguinte:

$$IM = k\mu_C \quad (2)$$

sendo k o fator de abrangência, que em geral usa-se $k=2$ para um nível de confiança de 95,45%, e μ_C a incerteza combinada, ou seja, a incerteza total de medição, uma combinação dos dois tipos de incertezas, na qual é obtida pela equação:

$$\mu_C = \sqrt{\mu_A^2 + \mu_B^2} \quad (3)$$

onde μ_A é a incerteza do tipo A, esta é a avaliação de uma componente da incerteza de medição por uma análise estatística dos valores medidos, obtidos sob condições definidas de medição. São caracterizadas por desvios padrões experimentais (dispersão de uma série de medidas). E μ_B é a incerteza do tipo B, esta é a avaliação de uma componente da incerteza de medição determinada por meios diferentes daquele adotado para a avaliação do tipo A da incerteza de medição. São caracterizadas por desvios padrões estimados por distribuições de probabilidades assumidas, baseadas na experiência ou em outras observações. Alguns exemplos deste tipo de incerteza são: instabilidade da corrente elétrica, variação de temperatura durante a medição, tipo do indicador, resolução do mensurando, paralaxe, incerteza do padrão utilizado, manuais técnicos, etc.

Nesse trabalho não foi utilizada a incerteza do tipo A. Logo $\mu_A = 0$. A incerteza do tipo B analisada foi a da resolução (menor variação da grandeza medida que causa uma variação perceptível na medição correspondente) do aparelho de medição que é de 0,01 IPS e a acurácia (medida que se relaciona a proximidade com o valor real, está relacionada a erros sistemáticos e aleatórios) do padrão que é de $\pm 5\%$.

Utilizando a incerteza padrão pela distribuição retangular, tendo em vista o equipamento ser digital, tem-se para a incerteza do tipo B relacionada à resolução:

$$\mu_{B_1} = \frac{\text{Resolução}}{\frac{2}{\sqrt{3}}} = \mu_r \quad (4)$$

onde μ_r é a incerteza da resolução.

Tendo em vista a última operação realizada, os resultados base para o solo, pairado, voo a 100 knots, voo em PMC e rotor de cauda (regime nominal) são respectivamente: 0,12; 0,06; 0,11; 0,14 e 0,10 IPS. Lembrando que para o solo, pairado, voo a 100 knots e voo em PMC se observa somente a vibração lateral conforme o MET do AIRBUS AS365 K2.

Com a resolução de 0,01 IPS e aplicando na Equação 4 encontra-se $\mu_{B_1} = \mu_r = 0,00288675$ IPS.

Para a incerteza do tipo B relacionada à acurácia tem-se:

$$\mu_{B_2} = \frac{\text{Acurácia}}{\frac{2}{\sqrt{3}}} = \mu_a \quad (5)$$

onde μ_a é a incerteza da acurácia.

Como a acurácia do aparelho é de uma variação de amplitude de $\pm 5\%$, tem-se que para cada medida de vibração realizada será aplicada a seguinte equação:

$$\text{Acurácia} = \frac{5 \cdot X}{100} \quad (6)$$

onde x é o valor do nível de amplitude encontrado.

Aplicando os níveis de amplitude encontrados na Equação 6, e com o resultado aplicado na Equação 5, encontram-se todas as incertezas relacionadas à acurácia de acordo com a Tabela 4.

Tabela 4 – Cálculo das incertezas relacionadas à acurácia

| | Nível de amplitude em (IPS) | Acurácia (IPS) | μ_a (IPS) |
|------------------------|-----------------------------|----------------|---------------|
| Solo | 0,12 | 0,006 | 0,001732 |
| Voo Pairado | 0,06 | 0,003 | 0,000866 |
| Voo a 100 knots | 0,11 | 0,055 | 0,001588 |
| Voo em PMC | 0,14 | 0,007 | 0,002021 |
| Rotor de Cauda | 0,10 | 0,005 | 0,001443 |

Com as incertezas encontradas, a Equação 3 pode ser escrita da seguinte forma:

$$\mu_c = \sqrt{\mu_A^2 + \mu_r^2 + \mu_a^2} \quad (7)$$

Aplicando as incertezas encontradas na Equação 7, incerteza combinada, e logo depois na Equação 2, adotando $k = 2$ para um grau de confiança de 95,45%, encontram-se as incertezas de medição para cada nível de amplitude medido, como mostra a Tabela 5.

Tabela 5 – Cálculo das incertezas combinada e incertezas de medição

| | Nível de amplitude em (IPS) | μ_c (IPS) | IM (IPS) |
|------------------------|-----------------------------|---------------|----------|
| Solo | 0,12 | 0,0033665 | 0,006733 |
| Voo Pairado | 0,06 | 0,003013856 | 0,006028 |
| Voo a 100 knots | 0,11 | 0,003294565 | 0,006589 |
| Voo em PMC | 0,14 | 0,003523728 | 0,007047 |
| Rotor de Cauda | 0,10 | 0,003227485 | 0,006455 |

Como se tem 2 algarismos significativos nos níveis de vibração encontrados, os resultados finais para a manutenção de balanceamento com devidos arredondamentos, tendo em vista a resolução do equipamento, são:

- Rotor de Cauda: RM = (0,10 ± 0,01) IPS para o regime nominal;
- Rotor Principal: RM = (0,12 ± 0,01) IPS no solo; RM = (0,06 ± 0,01) IPS no pairado; RM = (0,11 ± 0,01) IPS no voo a 100 knots, e RM = (0,14 ± 0,01) IPS no voo em PMC.

Tendo por fim todos os resultados dentro da tolerância especificada pelo fabricante, finaliza-se a manutenção de medição e correção da vibração com êxito.

4 CONCLUSÕES

Devido à importância de se manter o nível de vibração no helicóptero aceitável, uma análise e correção da vibração foram feitas pelo método dos vetores, que consiste basicamente numa análise técnica de vetores, onde foi possível realizar a manutenção de uma forma mais rápida, menos exaustiva e mais econômica. Com o método de análise por vetores o tempo de manutenção diminuiu de aproximadamente 10 horas para 2 horas, com uma equipe de manutenção constituída por um mecânico, um inspetor e um piloto, e deixar os níveis de vibração abaixo do especificado pelo fabricante, a saber:

- Rotor de Cauda (RC) no regime nominal abaixo de 0,2 IPS (vibração no plano radial);
- Rotor Principal (RP) para o giro no solo em regime nominal, voo pairado dentro do efeito solo e voo nivelado estabilizado a 100 knots abaixo de 0,2 IPS (vibração 1 $\hat{\Omega}$ Y – Lateral) ; e
- Rotor Principal (RP) para o voo nivelado estabilizado em PMC abaixo de 0,25 IPS (vibração 1 $\hat{\Omega}$ Y – Lateral).

Conclui-se, então, que o método simples de análise de vetores é bastante válido para o controle da vibração em helicópteros, trazendo benefícios para a manutenção – evitando problemas e acidentes que podem acontecer, e para o ser humano – evitando problemas de saúde. Contudo uma ferramenta poderosa para a segurança de voo.

AGRADECIMENTOS

Ao Batalhão de Manutenção e Suprimentos de Aviação do Exército (BMntSupAvEx) pelo apoio e disponibilidade dos recursos laboratoriais e materiais para execução desse projeto de pesquisa.

REFERÊNCIAS

AIRBUS, Helicopters. 2018. **Maintenance Manual AS365**, 62-10-00-605 – Main rotor blades – Inspection Check, Checks and corrections for Tracking and horizontal vibrations (Y), 2018.

AIRBUS, Helicopters. 2019. **Maintenance Manual AS365**, 64-21-02-603 – 10 Blades tail rotor head – Inspection / Check, Dynamic balancing, 2019.

ALBERTAZZI, Armando; SOUZA, André R. de. 2008. **Fundamentos de Metrologia Científica e Industrial**. São Paulo: Manole, 2008. Disponível em: <www.labmetro.ufsc.br/livroFMCI/slides_powerpoint.html>. Acesso em: 14 mai 2021.

NTI, Audio. 2021. **Fast Fourier Transformation FFT – Basics**. 2021. Disponível em: <<https://www.nti-audio.com/en/support/know-how/fast-fourier-transform-fft>>. Acesso em: 11 mai 2021.

RAO, Singiresu S. 2011. **Mechanical vibrations**. 5th ed. Pearson – Prentice Hall, 2011.

ROSEN, A., Ben-ari, R. 1997. **Mathematical Modelling of Helicopter Rotor Track and Balance: Theory**. Journal of Sound and Vibration, 1997, 200, pp. 589 – 603.

SANTOS, Zelãene dos. 2017. **Segurança no trabalho e meio ambiente. NR-9 – Riscos ambientais (Atual: Programa de Controle Médico de Saúde Ambientais – PPRA)**. 2017. Disponível em: <<https://pdf4pro.com/amp/view/nr-9-riscos-ambientais-atual-programa-de-b0701.html>>. Acesso em: 10 fev 2021.