

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

André Luis Silva Nicolini

**ESTUDO DA VIBRAÇÃO NOS ASSENTOS DOS PILOTOS
DOS HELICÓPTEROS AIRBUS AS 350 ESQUILO**

TAUBATÉ

2019

André Luis Silva Nicolini

**ESTUDO DA VIBRAÇÃO NOS ASSENTOS DOS PILOTOS
DOS HELICÓPTEROS AIRBUS AS 350 ESQUILO**

Dissertação apresentada para obtenção do
Título de Mestre pelo Curso de Mestrado
Acadêmico de Engenharia Mecânica do
Departamento de Engenharia Mecânica da
Universidade de Taubaté,
Área de Concentração: Projetos
Orientador: Prof. Dr. José Rubens de Camargo

TAUBATÉ – SP

2019

SIBi – Sistema Integrado de Bibliotecas / UNITAU

N644e Nicolini, André Luis Silva
Estudo da vibração nos assentos dos pilotos dos helicópteros Airbus AS
350 Esquilo / André Luis Silva Nicolini. -- 2019.
90 f. : il.

Dissertação (Mestrado) – Universidade de Taubaté, Departamento de
Engenharia Mecânica e Elétrica, 2019.

Orientação: Prof. Dr. José Rubens de Camargo, Departamento de
Engenharia Mecânica.

1. Conforto. 2. Espectro. 3. Monitoramento. 4. Segurança de voo.
I. Título. II. Mestrado em Engenharia Mecânica.

CDD – 629.1323

ANDRÉ LUIS SILVA NICOLINI

**ESTUDO DA VIBRAÇÃO NOS ASSENTOS DOS PILOTOS DOS HELICÓPTEROS
AIRBUS AS 350 ESQUILO**

Dissertação apresentada para obtenção do
Título de Mestre pelo Curso de Mestrado
Acadêmico de Engenharia Mecânica do
Departamento de Engenharia Mecânica da
Universidade de Taubaté,
Área de Concentração: Projetos

Data: 17/08/2019

Resultado: Aprovado

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. José Rubens de Camargo

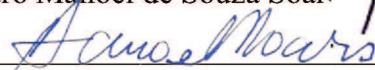
Assinatura: _____



Universidade de Taubaté

Prof. Dr. Álvaro Manoel de Souza Soares

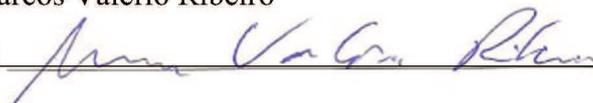
Assinatura: _____



Universidade de Taubaté

Prof. Dr. Marcos Valério Ribeiro

Assinatura: _____



UNESP/FEG

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho a minha mãe Lina e ao meu pai José Luis, que me deram o dom da vida e, de certa forma, ainda vivem em mim.

A minha mãe Sônia que sempre me apoiou, me deu suporte e nunca deixou faltar nada necessário para alcançar os meus objetivos e acreditando no meu potencial.

A minha tia Mary que é um exemplo de dedicação e profissionalismo, e sempre acreditando no meu potencial.

A minha irmã Tati que sempre me incentivou e acreditou no meu potencial, também minha parceira acadêmica de outros tempos.

A minha namorada Zilnália que sempre esteve ao meu lado sendo minha companheira e incentivadora, não deixando que eu esmorecesse em nenhum momento e sempre acreditando no meu potencial e me ajudando alcançar os meus objetivos destemidamente.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, por me conceder o dom da vida, por oportunidades e suas bênçãos, por me abençoar durante toda minha jornada e permitir que eu consiga prosseguir com os meus sonhos e objetivos de vida.

Ao amigo, irmão e parceiro que a vida me deu, Luiz Guilherme Alfradique, onde a nossa jornada se iniciou em uma formação técnica, prosseguimos para a graduação, em uma pós-graduação e agora no mestrado; trabalhamos no mesmo lugar e na mesma Cia por 8 anos, te admiro pelo excelente profissional que é; e sempre nos ajudamos no enriquecimento profissional de cada um; sem a sua amizade, incentivo e parceria, não teria sido do mesmo jeito. De certa forma, dedico a você essa dissertação também. Mais uma vez, muito obrigado.

Ao amigo Tiago Edlinger que ajudou na coleta dos dados e foi um grande parceiro passando experiência profissional para o enriquecimento deste trabalho.

Ao amigo Marcos Kenji, companheiro de trabalho e que me ajudou neste trabalho nas horas que precisei, demonstrando sempre boa vontade e camaradagem.

Ao amigo José Alexandre Fernandes, companheiro de equipe desde o início da nossa jornada profissional na aviação, sempre demonstrando camaradagem e compartilhando conhecimento para o enriquecimento deste trabalho com muita boa vontade.

Ao amigo Marcelo Gouvêa, companheiro de trabalho e sempre compartilhando seus conhecimentos.

Aos amigos Matsumura, Gil e Belo, companheiros de trabalho e camaradas.

Ao Professor e Orientador José Rubens de Camargo, pelo acompanhamento, orientação das atividades, camaradagem, atenção e paciência.

Ao Mestre Luiz Fabiano Damy, pelas ideias e sugestões que contribuíram para este trabalho.

A secretária Raquel, que cuidou e nos orientou em todo processo administrativo.

A Aviação do Exército, por todas as oportunidades oferecidas e onde pude crescer profissionalmente e pessoalmente, dando início a minha carreira profissional com helicópteros e formando o meu caráter ético e profissional com profissionais altamente qualificados e admiráveis a serem seguidos.

A Universidade de Taubaté, pela graduação e por proporcionar oportunidades, meios e suportes acadêmicos para a conclusão desta dissertação e me tornar Mestre em Engenharia Mecânica em uma Universidade tão reconhecida, respeitada e honrada.

Por fim, a todos que de alguma forma contribuíram para este trabalho.

RESUMO

O objetivo principal desta dissertação é estudar e identificar a influência da vibração de helicópteros em pilotos e suas prováveis consequências à exposição contínua da vibração. Para este estudo, devido à facilidade de acesso às informações e como instrumento para a coleta de dados, foi escolhido a aeronave *AIRBUS AS 350* após o término do seu balanceamento e com acelerômetros instalados em dois tipos diferentes de bancos, banco com assento anatômico e banco com absorção de impactos. Os resultados coletados foram verificados com limite estipulado pelo manual de manutenção em relação à estrutura e conforto no voo, e pela norma civil (RTCA/DO-160C) e militar (MIL-H-8501 A). Todos os experimentos foram realizados com sucesso, contribuindo com uma abordagem diferente dos conhecimentos já estudados em outras pesquisas. Após toda análise e interpretação realizada por intermédio de gráficos, com estudos teóricos e científicos voltados ao tema da pesquisa, os resultados apontam que, dependendo da intensidade e do tempo exposto à vibração, os pilotos são passíveis de restringir a atividade aérea, uma vez que podem reduzir o desempenho, o alerta e a segurança da tripulação, podendo se configurar em acidentes aeronáuticos. Aparentemente, esta análise é pouco explorada cujos sintomas indicados como os mais perceptíveis são o incômodo físico e o cansaço devido à vibração. As recomendações do presente estudo envolvem o acompanhamento e manutenção do condicionamento físico e a necessidade de um monitoramento para identificar e avaliar os riscos potenciais relacionados à vibração, com ênfase nos diversos ambientes das operações do helicóptero e introduzindo em um programa de gerenciamento de segurança operacional na manutenção preventiva.

Palavras-chaves: Conforto. Espectro. Monitoramento. Segurança de voo.

ABSTRACT

The main objective of this dissertation is to study and to identify the influence of the vibration of helicopters on pilots and their probable consequences to the continuous exposure of the vibration. For this study, due to the ease of access to the information and as an instrument for data collection, the AIRBUS AS 350 aircraft was chosen after its balancing and with accelerometers installed in two different types of seats, seat with anatomical seat and seat with impact absorption. The results obtained were verified with the limit stipulated by the maintenance manual in relation to the structure and comfort in the flight, and by the civil standard (RTCA / DO-160C) and military (MIL-H-8501 A). All the experiments were carried out successfully, contributing with a different approach to the knowledge already studied in other researches. After all analysis and interpretation through graphs, with theoretical and scientific studies focused on the research theme, the results indicate that, depending on the intensity and time exposed to vibration, pilots are likely to restrict aerial activity, as they can reduce crew performance, alertness and safety, and can be configured in aircraft accidents. Apparently, this analysis is little explored whose symptoms indicated as the most noticeable are physical discomfort and fatigue due to vibration. The recommendations of the present study involve the monitoring and maintenance of physical conditioning and the need for monitoring to identify and assess potential hazards related to vibration, with emphasis on the various environments of helicopter operations and introducing into an operational safety management program in the preventive maintenance.

Keywords: Comfort. Spectrum. Monitoring. Flight safety.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

| | |
|---|----|
| FIGURA 1: Montantes. | 24 |
| FIGURA 2: Montante em corte. | 24 |
| FIGURA 3: Montante instalado na barra bidirecional da aeronave <i>AIRBUS AS 350</i> | 25 |
| FIGURA 4: Vibração vertical e lateral. | 26 |
| FIGURA 5: Registro de um movimento harmônico simples. | 28 |
| FIGURA 6: As três articulações da pá de um helicóptero. | 32 |
| FIGURA 7: Principais modos e frequências próprias em batimento, arrasto e torção. | 33 |
| FIGURA 8: Esforços oscilatórios provenientes do rotor principal transmitidos à fuselagem. | 33 |
| FIGURA 9: Massas. | 35 |
| FIGURA 10: Ressonador de cabine. | 35 |
| FIGURA 11: Ressonador de cabine (a) e antivibrador da cabeça do rotor (b) do helicóptero Esquilo. | 36 |
| FIGURA 12: Desenho do antivibrador da cabeça do helicóptero <i>AS 350 Esquilo</i> | 36 |
| FIGURA 13: Antivibrador da cabeça do helicóptero <i>AS 350 Esquilo</i> | 37 |
| FIGURA 14: Antivibrador da cabeça do helicóptero <i>AS 350 Esquilo</i> | 37 |
| FIGURA 15: Componentes do antivibrador da cabeça do helicóptero <i>AS 350 Esquilo</i> | 38 |
| FIGURA 16: Esquema de acelerômetro piezoelétricos. | 43 |
| FIGURA 17: Acelerômetro <i>ACES 991D1</i> | 43 |
| FIGURA 18: Acelerômetro com suporte em L. | 43 |
| FIGURA 19: Danos sensoriais e orgânicos causados pela vibração. | 46 |
| FIGURA 20: Posto de pilotagem. | 49 |
| FIGURA 21: Hérnia de disco em pilotos de helicóptero. | 50 |
| FIGURA 22: Posições da coluna do piloto de helicóptero. | 50 |
| FIGURA 23: Posição da coluna. | 51 |
| FIGURA 24: Vibração padrão por tipos de aeronaves. | 53 |
| FIGURA 25: Gráfico da amplitude dupla x frequência. | 54 |
| FIGURA 26: Vibração vertical (curva N) | 55 |
| FIGURA 27: Vibração lateral (curva W) | 55 |
| FIGURA 28: Vibração vertical | 56 |
| FIGURA 29: Vibração lateral | 56 |
| FIGURA 30: Aeronave <i>AIRBUS AS 350 – Esquilo</i> | 57 |
| FIGURA 31: <i>Analyzer Acer 2020</i> | 58 |
| FIGURA 32: Cablagem. | 59 |
| FIGURA 33: Cablagem com conectores. | 59 |
| FIGURA 34: Captador magnético. | 60 |
| FIGURA 35: Interruptor magnético. | 60 |
| FIGURA 36: Cibla instalada na ponta da pá. | 61 |
| FIGURA 37: Estroboscópio. | 61 |
| FIGURA 38: Banco com assento anatômico. | 62 |
| FIGURA 39: Banco com absorção de impactos. | 62 |
| FIGURA 40: Acelerômetro (A) instalado próximo aos pés do piloto e o acelerômetro (B) instalado próximo à coluna do piloto. | 63 |
| FIGURA 41: Acelerômetro (C) instalado próximo à coluna do piloto e o acelerômetro (D) instalado próximo aos pés do piloto. | 64 |
| FIGURA 42: Condição voo entre 80 a 100 nós (IPS x RPM). | 65 |
| FIGURA 43: Condição voo entre 80 a 100 nós (g x Hz). | 66 |
| FIGURA 44: Condição voo 80 a 100 nós (mils x Hz). | 66 |
| FIGURA 45: Condição PMC (IPS x RPM). | 67 |

| | |
|---|----|
| FIGURA 46: Condição PMC (g x Hz). | 67 |
| FIGURA 47: Condição PMC (mils x Hz). | 68 |
| FIGURA 48: Condição PMC (IPS x Hz). | 68 |
| FIGURA 49: Condição voo entre 80 a 100 nós (IPS x RPM)..... | 69 |
| FIGURA 50: Condição voo entre 80 a 100 nós (g's x Hz). | 69 |
| FIGURA 51: Condição voo entre 80 a 100 nós (mils x Hz). | 70 |
| FIGURA 52: Condição voo entre 80 a 100 nós (IPS x Hz). | 70 |
| FIGURA 53: Condição PMC (IPS x RPM). | 71 |
| FIGURA 54: Condição PMC (g's x Hz). | 71 |
| FIGURA 55: Condição PMC (mils x Hz). | 72 |
| FIGURA 56: Condição PMC (IPS x Hz). | 72 |

LISTA DE TABELAS

| | |
|--|----|
| TABELA 1: Comparação com o RTCA/DO-160C - Vibração lateral entre 80 a 100 nós | 73 |
| TABELA 2: Comparação com o RTCA/DO-160C - Vibração lateral em PMC | 74 |
| TABELA 3: Comparação com o RTCA/DO-160C - Vibração vertical entre 80 a 100 nós | 74 |
| TABELA 4: Comparação com o RTCA/DO-160C - Vibração vertical em PMC | 75 |
| TABELA 5: Comparação com a MIL-H-8501 A - Vibração lateral entre 80 a 100 nós | 75 |
| TABELA 6: Comparação com a MIL-H-8501 A - Vibração lateral em PMC | 76 |
| TABELA 7: Comparação com a MIL-H-8501 A - Vibração vertical entre 80 a 100 nós | 76 |
| TABELA 8: Comparação com a MIL-H-8501 A - Vibração vertical em PMC | 76 |
| TABELA 9: Vibração lateral do banco 1 entre 80 a 100 nós..... | 77 |
| TABELA 10: Vibração lateral do banco 1 em PMC..... | 78 |
| TABELA 11: Vibração vertical do banco 1 entre 80 a 100 nós..... | 78 |
| TABELA 12: Vibração vertical do banco 1 em PMC..... | 79 |
| TABELA 13: Vibração lateral do banco 1 entre 80 a 100 nós..... | 79 |
| TABELA 14: Vibração lateral do banco 1 em PMC..... | 80 |
| TABELA 15: Vibração vertical do banco 1 e 2 entre 80 a 100 nós | 80 |
| TABELA 16: Vibração vertical do banco 1 e 2 em PMC | 81 |

SUMÁRIO

| | | |
|----------|---|-----------|
| 1 | INTRODUÇÃO | 13 |
| 1.1 | Objetivos | 15 |
| 1.2 | Justificativas..... | 16 |
| 1.3 | Organização do trabalho | 16 |
| 2 | REVISÃO BIBLIOGRÁFICA | 17 |
| 2.1 | Helicóptero..... | 17 |
| 2.2 | Definições e terminologias | 20 |
| 2.3 | Vibração mecânica..... | 21 |
| 2.3.1 | Vibração lateral..... | 22 |
| 2.3.2 | Vibração vertical..... | 22 |
| 2.3.3 | Classificação das vibrações | 22 |
| 2.3.3.1 | Vibrações forçadas ou comuns..... | 23 |
| 2.3.3.2 | Vibrações autoexcitadas ou livres | 23 |
| 2.4 | Análise das frequências de vibrações | 24 |
| 2.4.1 | Vibrações de frequências extremamente baixas | 24 |
| 2.4.2 | Vibrações de baixa frequência..... | 25 |
| 2.4.3 | Vibrações de baixa frequência - vertical | 25 |
| 2.4.4 | Vibrações de baixa frequência - lateral | 26 |
| 2.4.5 | Vibrações de média frequência..... | 26 |
| 2.4.6 | Vibrações de alta frequência | 27 |
| 2.5 | Movimentos oscilatórios | 27 |
| 2.6 | Análise de Fourier..... | 28 |
| 2.7 | Análise de vibração..... | 29 |
| 2.8 | Características das vibrações em helicópteros | 30 |
| 2.8.1 | Cabeça do rotor..... | 30 |
| 2.8.2 | Elemento de pá | 32 |
| 2.9 | Absorvedores de vibração..... | 34 |
| 2.9.1 | Desenvolvimento teórico | 34 |
| 2.9.2 | Absorvedor de vibração em helicópteros | 34 |
| 2.10 | Balanceamento..... | 38 |
| 2.11 | Manutenção preditiva | 39 |
| 2.11.1 | Vibrações na manutenção preditiva..... | 39 |
| 2.11.2 | Política de redução de custos versus manutenção | 40 |
| 2.11.3 | Peças e serviços de manutenção preditiva..... | 40 |
| 2.11.4 | Horas de voo operacionais..... | 41 |
| 2.11.5 | Redução dos custos operacionais | 41 |

| | | |
|----------|--|-----------|
| 2.12 | Captação dos dados de vibração | 42 |
| 2.12.1 | Acelerômetro | 42 |
| 2.12.2 | Analisadores de vibração | 44 |
| 2.13 | Problemas causados por vibrações em helicópteros | 44 |
| 2.13.1 | Fadiga em pilotos de helicópteros | 45 |
| 2.13.2 | Efeitos das vibrações no corpo humano | 45 |
| 2.13.3 | Efeitos do ruído no corpo humano | 47 |
| 2.13.4 | Efeitos dos fatores psicossensoriais | 47 |
| 2.13.5 | Traumas de coluna vertebral..... | 48 |
| 2.13.6 | Influência da postura | 48 |
| 2.13.7 | Influência da frequência da vibração | 51 |
| 2.13.8 | Medidas de prevenção e proteção..... | 52 |
| 2.14 | Normas reguladoras | 52 |
| 3 | METODOLOGIA..... | 57 |
| 3.1 | Analyzer acer 2020 | 58 |
| 3.2 | Cablagens..... | 58 |
| 3.3 | Captador magnético | 59 |
| 3.4 | Interruptor magnético | 60 |
| 3.5 | Ciblas | 60 |
| 3.6 | Estroboscópio..... | 61 |
| 3.7 | Bancos analisados | 62 |
| 4 | RESULTADOS E DISCUSSÕES | 65 |
| 4.1 | Banco com assento anatômico | 65 |
| 4.2 | Banco com absorção de impactos | 68 |
| 4.3 | Comparativos de dados | 73 |
| 4.3.1 | Norma RTCA/DO-160C | 73 |
| 4.3.2 | Norma MIL-H-8501 A | 75 |
| 4.4 | Tabelas de frequências humanas e frequências encontradas | 77 |
| 4.4.1 | Dados com referência à norma RTCA/DO-160C: | 77 |
| 4.4.2 | Dados com referência a norma MIL-H-8501 A: | 79 |
| 4.5 | Discussões..... | 81 |
| 5 | CONCLUSÃO..... | 83 |
| | REFERÊNCIAS | 85 |

1 INTRODUÇÃO

Entre diversos movimentos encontrados na natureza, um dos mais importantes é o movimento oscilatório ou vibratório. O estudo da vibração diz respeito aos movimentos oscilatórios de corpos e às forças que lhes são associadas. Uma partícula está oscilando quando se move periodicamente em torno de uma posição de equilíbrio. Deste modo, a maior parte das máquinas e estruturas está sujeita à vibração e o seu projeto requer geralmente o exame do seu comportamento oscilatório.

Toda máquina rotativa gera vibrações de grande amplitude quando é excitada na frequência natural de seus componentes. Vibração é o movimento periódico, ou aleatório, de um elemento estrutural ou peça de uma máquina: movimento repetitivo a partir de uma posição de repouso. Embora praticamente inevitável e algumas vezes até necessária, ela pode causar problemas de saúde para quem sofre seus efeitos. Estes problemas podem ir desde a sensação de enjoo e desorientação espacial a dores de cabeça, dores nas costas e diminuição de audição.

É conhecido que a vibração pode danificar máquinas e estruturas, e por isto mesmo ela deve ser controlada e/ou isolada. Da mesma forma, o corpo humano também pode ser afetado – daí a necessidade de medir e estabelecer limites para a vibração, como agente de insalubridade no trabalho.

Segundo Krynski e Malburet (2007), a primeira máquina de balanceamento foi construída por Martinson, no Canadá, em 1870. Esta máquina não encontrou qualquer aplicação prática, no entanto, a necessidade de reduzir as tensões dinâmicas nos rolamentos de elementos giratórios já estava presente.

Conforme Schenck-Rotec (2019), a primeira série de fabricação de máquinas de balanceamento foi iniciada por Carl Schenck na Alemanha, em 1907.

Krynski e Malburet (2007) comentam que o processo de balanceamento foi aperfeiçoado através da melhoria de técnicas de medição e optando-se por melhores pontos de correção. A teoria em balanceamento em eixos flexíveis permitiu o aumento da velocidade de rotação das máquinas.

Ao longo dos últimos anos uma grande variedade de métodos, técnicas e equipamentos vêm sendo desenvolvidos e utilizados para minimizar as vibrações geradas pelo rotor principal e de cauda dos helicópteros.

Conforme Pereira e Muradas (2011), a vibração é inerente a sistemas rotativos e sendo de fundamental importância seu entendimento, pois vibrações anormais resultam em fadiga

prematura de material e podem chegar ao extremo de produzir uma falha estrutural quando a frequência natural do sistema coincidir com uma frequência externa de excitação.

A preocupação com a vibração durante o projeto original da maioria dos helicópteros não fora significativa até 1990 (STUPAR; SIMONOVIC; JOVANOVIĆ, 2011).

No início dos anos noventa, o sistema de *Vibration Health Monitoring – VHM* – sistema de acompanhamento de vibrações foi introduzido em quase todos os grandes helicópteros (PEGADO, 2010).

Segundo Gavaghan (2019), a preocupação com a vibração no meio aeronáutico começou a ficar evidente quando em Janeiro de 1989, um Boeing 737-400 da empresa *British Midland Airways* colidiu com a pista, matando 47 pessoas.

Notícias sobre o caso relatam que instantes após a decolagem da aeronave, foi percebido pela tripulação um nível de vibração de moderado a severo, além de cheiro de fumaça dentro do *cockpit*.

De acordo com os relatos, o copiloto monitorou os instrumentos que mostravam o estado dos motores e quando perguntado sobre qual motor estava causando o problema, começou dizendo que era o esquerdo, mas logo depois mudou de opinião e disse que era o direito.

Baseado nessa informação, o comandante deu ordem para que ele reduzisse a potência do motor direito, o qual esperava que fosse o defeituoso. Tragicamente, ele estava errado e como o avião já se encaminhava para a descida de emergência, era tarde demais para tentar reiniciar o motor que estava operando normalmente.

De acordo com as mesmas fontes, análises feitas posteriormente provaram que os instrumentos estavam mostrando corretamente qual motor estava sofrendo um nível de vibração anormal, mas o copiloto simplesmente não lembrava o que de fato ele tinha visto nos instrumentos e que o fez mudar de ideia.

O relatório final especula que a hesitação entre direito e esquerdo poderia ter sido causada por uma dificuldade na leitura dos instrumentos, devido à vibração excessiva no *cockpit*.

A preocupação também é evidente no caso de aviões militares. Segundo Smith et al. (2007), pilotos de aviões militares, especialmente os de motores à hélice, podem estar sujeitos a níveis de vibração mais altos e por um período prolongado. O aumento de queixas de desconforto, irritação, fadiga e mesmo dores nas costas tem sido associadas a níveis de vibração cada vez maiores, devido ao aumento da potência dos motores e a períodos maiores de exposição, em missões cada vez mais extensas.

Assentos acolchoados para esse tipo de aeronave têm sido considerados como uma estratégia de baixo custo para melhorar o conforto e reduzir os efeitos da vibração, particularmente para exposições prolongadas. Todavia, esse recurso se mostra ineficiente para vibração de baixa frequência na direção vertical, o que seria a principal causa dos incômodos relatados por pilotos comerciais e militares e que é o principal foco de estudos atualmente.

A exposição à vibração é um tema muito estudado por diversos autores em todo o mundo devido à grande abrangência do assunto. Entretanto, trabalhos específicos relacionados com o mundo aeronáutico, como o apresentado por Osmond e Goulain (2001) e que foi desenvolvido no centro de testes da fabricante de aeronaves *Airbus*, não são frequentes. Estudos sobre o tema, assim como algumas características principais, devem ser abordados no estudo de seres humanos expostos à vibração (PACKER; BISTAFIA, 2008).

Busca-se estudar a vibração nos assentos dos pilotos e efetuar uma análise de suas possíveis consequências no corpo humano. Lembrando a importância dos cuidados com a saúde e monitoramento contínuo.

O estudo proposto envolveu análises reais realizadas em helicópteros após o término da inspeção A/T (600h/24 meses), durante e na finalização do balanceamento dos conjuntos dinâmicos dos helicópteros.

1.1 Objetivos

O objetivo geral desse trabalho é fazer o estudo da vibração nos assentos dos pilotos dos helicópteros *AIRBUS AS 350* Esquilo.

Com base nesse contexto, foram definidos alguns objetivos específicos, tais como:

- Realizar a inspeção dos montantes amortecedores, antivibrador da cabeça do rotor principal e ressonador da cabine;
- Realizar o pré balanceamento e balanceamento do helicóptero antes da avaliação da vibração nos assentos dos pilotos;
- Interpretar o manual de manutenção em relação à estrutura e conforto no voo, e a norma civil (RTCA/DO-160C) e a norma militar (MIL-H-8501 A);
- Realizar a medição da vibração nos assentos dos pilotos dos helicópteros após o balanceamento dos conjuntos dinâmicos;

- Aplicar os resultados obtidos dos helicópteros, confrontando com as normas civil e militar.

1.2 Justificativas

A escolha do tema da dissertação justifica-se pelos seguintes fatores:

- A pesquisa abordada se enquadra nas atividades que serão desenvolvidas no ambiente de trabalho do autor, com base em estudos teóricos e reais previamente realizados e serão explorados ao máximo os dados adquiridos.
- Embora a análise de Influência da vibração de helicópteros em pilotos já tenha sido explorada, há possibilidade de um novo conhecimento, uma possível sugestão de aprimoramento nos causadores dos problemas atuais e uma possível inovação.

1.3 Organização do trabalho

O trabalho está organizado por este capítulo que faz uma introdução ao assunto e informa a relevância desta pesquisa e seus objetivos. No segundo capítulo é apresentada a revisão bibliográfica com os principais assuntos que foram relevantes para o desenvolvimento deste trabalho. O terceiro capítulo apresenta a metodologia abordada e uma breve descrição das condições em que a aeronave estava submetida. No quarto capítulo é feita a apresentação dos resultados e discussões quanto à pesquisa e a importância do assunto pesquisado. No quinto capítulo é feita a conclusão e o entendimento da pesquisa realizada.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Helicóptero

A palavra helicóptero vem de uma palavra grega, que tem o significado de asa rotativa e para se entender as diferenças entre os tipos de aeronaves como os aviões, os girocópteros, os helicópteros e os convertiplanos, é preciso saber como seus sistemas aeromecânicos operam e assim como os aviões, o helicóptero é uma aeronave mais pesada que o ar que necessita de uma reação aerodinâmica para voar. Essa reação é obtida pela rotação dos seus rotores, que são compostos por um determinado número de pás, de acordo com o projeto de cada modelo.

O girocóptero é uma aeronave mais pesada que o ar cuja sustentação em voo seja fornecida por asas rotativas. Ao contrário dos helicópteros, o rotor gira independente do motor, em autorrotação, como resultante aerodinâmico do movimento à frente. A propulsão é fornecida pelo rotor convencional movido por um motor.

O convertiplano é uma aeronave mais pesada que o ar motopropulsado híbrido que pode ser de asas fixas e também de asas rotativas, é capaz de ora assumir uma “configuração de helicóptero”, obtendo sustentação nas asas rotativas, e de ora converter-se a uma “configuração de avião”, obtendo sustentação nas asas fixas. As asas rotativas são acionadas por motores (IAC, 2002).

Conforme Federal Aviation Administration, FAA-H-8083-21A (2012), o helicóptero é influenciado por quatro forças aerodinâmicas: empuxo, arrasto, sustentação e peso.

- A força de empuxo é gerada pelo sistema de rotação do rotor principal, e pode ser para frente, para trás, lateralmente, ou na vertical. A resultante da sustentação e empuxo determina a direção do movimento do helicóptero.
- O arrasto é gerado por toda a estrutura do helicóptero, sempre em oposição ao seu deslocamento. Pode ser para frente quando ele se desloca para trás, para trás quando se desloca para frente, para os lados em deslocamento lateral e na vertical, quando em subida ou descida.
- A sustentação é gerada quando o helicóptero muda a direção do fluxo de ar ao redor do rotor, forçando-o a passar pelas suas pás. Quando o movimento do rotor transforma este fluxo de ar numa direção perpendicular a esse movimento, a

força necessária para fazer este trabalho cria uma força igual e oposta que é chamada sustentação.

- O peso tem seu limite definido como sendo o peso máximo de decolagem, valor fixo composto de peso do helicóptero vazio mais o combustível, carga e ocupantes. Para que o helicóptero decole verticalmente, o sistema de rotor deve gerar sustentação suficiente para superar ou compensar o peso total.

A resultante dessas forças determina a direção do movimento do helicóptero.

Os primeiros testes com helicópteros foram realizados por Paul Cornu em 1907 e o primeiro voo oficial de um helicóptero foi realizado por Louis Breguet - Giroplano em 22 de dezembro de 1935. O primeiro emprego em guerras foi na guerra da Coréia em 1950.

Os helicópteros demoraram mais tempo que os aviões para conseguir o seu primeiro voo devido a problemas no desenvolvimento que necessitava da solução de três grandes problemas inexistentes no avião:

- O voo pairado demandava uma quantidade muito grande de potência. Os motores do início do século XX que dispunham dessa potência eram grandes e pesados;
- As superfícies de controle e estabilidade eram ineficazes na realização do voo pairado e em baixa velocidade;
- O rotor principal girando num sentido criava na fuselagem um torque remanescente, que fazia a mesma girar em sentido contrário (lei da ação e reação) e havia a necessidade de se equilibrar esse torque.

O primeiro problema foi resolvido na medida em que os motores foram ganhando uma relação peso/potência mais favorável.

O segundo, e mais complexo, solucionou-se quando os pioneiros resolveram dar ao rotor principal um comportamento multifuncional (controle, tração e sustentação).

O terceiro problema foi resolvido por meio de diferentes e objetivas soluções de disposição dos rotores (CIAVEX, 1986).

Conforme Galdino e Rezende (2014), a maioria dos helicópteros tem a seguinte configuração básica:

- Rotor principal - RP: mastro do rotor, platoses fixo e rotativo, cabeça do rotor, pás, articulações de comando de passo, rótulas e amortecedores.
- Rotor de cauda - RC: caixa de transmissão traseira, articulações de comando de passo e pás do rotor.

Seu motor aciona uma caixa de engrenagens que transmite movimento ao rotor principal através de um mastro. Para o rotor de cauda, essa caixa de engrenagens, através de um eixo longo dividido em seções unidas por elementos flexíveis e sustentadas por rolamentos e suportes estruturais, transmite rotação à caixa de transmissão traseira, que aciona o rotor de cauda.

No conjunto do mastro é instalado um dispositivo de fundamental importância para os comandos de voo do helicóptero: o conjunto platô, que compreende em duas partes principais: platô fixo e platô giratório.

Este platô oscila em volta de uma rótula para as variações de passo cíclico e desliza ao longo de um tubo guia para as variações de passo coletivo. Um componente chamado tesoura imobiliza o platô fixo, a fim de evitar rotação do conjunto.

O platô fixo tem sua posição alterada pelos comandos de voo através de servocomandos.

O platô giratório segue os movimentos do platô fixo e transmite a variação de passo solicitada pelos movimentos dos comandos de voo às pás do rotor através das hastes de mudança de passo.

Nos servocomandos instalados entre o platô fixo e caixa de transmissão, estão acoplados hastes oriundas dos comandos de voo localizados na cabine de pilotagem, a saber:

- Coletivo: controla a variação angular das pás do rotor principal em torno de seu próprio eixo. Sua ação produz a força de sustentação do helicóptero.
- Cíclico: controla a variação de posição do platô fixo, que produz a mesma variação no platô giratório e realiza a movimentação do helicóptero conforme comando do piloto, para frente, para trás, lateralmente, bem como estas variações em conjunto.
- Pedais: controlam a variação angular das pás do rotor de cauda e contribuem para o controle direcional do helicóptero, auxiliando-o em curvas, além de compensar o efeito torque produzido pelo rotor principal.

Conforme Cruz (2004 e 2008), o comando conjunto de coletivo, cíclico e pedais produzem o direcionamento do voo. Uma vez que as rotações do rotor principal e do rotor de cauda sempre permanecem constantes durante seu deslocamento, a variação do ângulo de incidência das pás em relação ao vento relativo produz uma reação aerodinâmica que gera sustentação ao helicóptero.

2.2 Definições e terminologias

Segundo Rao (2009), as definições e terminologias tem um papel fundamental para proporcionar a compreensão sobre alguns aspectos mais significativos do espectro de vibração, são elas:

- Ciclo - o movimento de um corpo vibratório de sua posição de repouso ou equilíbrio até sua posição extrema em um sentido, então até a posição de equilíbrio, daí até sua posição extrema no outro sentido e de volta à posição de equilíbrio.
- Amplitude - o máximo deslocamento de um corpo vibratório em relação à sua posição de equilíbrio é denominado amplitude de vibração.
- Período de oscilação - o tempo em que leva para concluir um ciclo de movimento é conhecido como período de oscilação ou período.
- Frequência de oscilação - o número de ciclos por unidade de tempo é denominado frequência de oscilação ou simplesmente frequência e é medida em ciclos por segundo (*Hertz*).
- Frequência natural - se, após uma perturbação inicial, um sistema continuar a vibrar por si próprio sem a ação de forças externas, a frequência com que ele oscila é conhecida como sua frequência natural.
- Ressonância - quando dois movimentos harmônicos cujas frequências estão próximas uma da outra são somados, o movimento resultante exibe um fenômeno conhecido como batimentos. Ocorre quando a frequência excitadora está próxima da frequência natural do sistema.

2.3 Vibração mecânica

Um movimento que se repita em um determinado intervalo de tempo é chamado de vibração ou oscilação e seus conceitos básicos baseiam-se aos movimentos oscilatórios de corpos e suas forças associadas. Os corpos que possuem massa e elasticidade são capazes de gerar vibração (RAO, 2009).

Os sistemas oscilatórios podem ser divididos em lineares e não lineares. Sistemas lineares possuem métodos matemáticos desenvolvidos para seu estudo que, ao contrário dos não lineares, são conhecidos pela fácil aplicação. Há também duas classes de vibração: livre e forçada. A livre é gerada pelas forças do próprio sistema, sem uma excitação intencional e possui sua frequência de vibração natural. A forçada é gerada por forças externas, uma excitação intencional que geralmente resume-se em movimentos repetitivos e possui sua frequência de vibração conforme gerado pela excitação. Se essas frequências coincidirem, ocorre a condição de ressonância e o sistema sofre oscilações muito perigosas que podem levar a falhas estruturais praticamente em toda aeronave (VIEIRA, 2006).

É certo, portanto, que existem tais fontes de excitação; contudo, elas podem ser minimizadas (embora não eliminadas), desde que as partes da máquina sejam cuidadosamente projetadas (CREDE, 1972).

Rao (2009) afirma que todas as máquinas rotativas produzem vibrações na própria fonte. Procura-se a minimização dessas forças de excitação que são originadas por diversas fontes, tais como: componentes que giram, alternam, fluxos de gases, mudanças de condições magnéticas, engrenagens, entre outros.

Tratando-se de helicópteros, é inevitável que essas vibrações existam. Teoricamente, a fonte de excitação pode ser eliminada, porém na prática, essas condições não são alcançadas. Elas podem ser minimizadas a valores aceitáveis pela fonte de excitação e para o próprio custo de fabricação e são admitidas em pequenas vibrações como perfeitamente normais conforme projetado pelo fabricante da aeronave.

A vibração de um sistema envolve a transferência alternada de sua energia potencial para energia cinética e de energia cinética para energia potencial. Se o sistema for amortecido, parte da energia é dissipada em cada ciclo de vibração.

A manutenção deve se preocupar com a vibração, pois é uma energia desperdiçada, é uma das principais causas de falhas prematuras em componentes de aeronaves e é o causador de ruído no helicóptero contribuindo para o desconforto da tripulação e dos passageiros.

Bramwell; Done; Balmford, (1976) comentam que o monitoramento da vibração é importante por quatro razões principais:

- Aumentar a eficiência da tripulação e, conseqüentemente, a segurança operacional;
- Aumentar o conforto dos passageiros;
- Aumentar a confiabilidade dos equipamentos aviônicos e mecânicos;
- Aumentar a vida de fadiga dos componentes estruturais.

2.3.1 Vibração lateral

A vibração lateral é causada pelo desbalanceamento de massa que aparece no eixo de mobilidade longitudinal e lateral do helicóptero e é corrigida pela adição de pesos nos punhos na cabeça do rotor, próximo à raiz da pá (GOMES, 1999).

2.3.2 Vibração vertical

A vibração vertical é causada pela diferença de trajetória das pás em relação ao plano de rotação do rotor, por estarem gerando forças de sustentação diferentes. Atuando nos compensadores de cada pá, torna-se possível corrigir a trajetória das pás (GOMES, 1999).

2.3.3 Classificação das vibrações

As vibrações podem ser classificadas de várias maneiras e quando o assunto é helicóptero, receber uma excitação que seja oscilatória, os sistemas serão forçados a vibrar na frequência de excitação. Se esta frequência coincidir com uma das frequências naturais dos sistemas do helicóptero, forma-se um estado de ressonância, resultando em amplas e perigosas oscilações, podendo causar o colapso de estruturas como as dos aviões ou dos helicópteros. No caso dos helicópteros, serão estudadas as vibrações forçadas, também chamadas de comuns; e as vibrações auto excitadas, também chamadas de livres, como apresentado por Gomes (1999) e Rao (2009).

2.3.3.1 Vibrações forçadas ou comuns

A vibração forçada ocorre quando o sistema estiver sujeito a excitação de forças externas. As vibrações comuns na estrutura são aquelas resultantes da aplicação de forças externas periódicas tais como:

- Forças aerodinâmicas oriundas do rotor principal, do rotor de cauda, da fuselagem, da deriva e do estabilizador horizontal;
- As causadas por sistemas de eixos e caixas transmissão; e
- As provenientes do grupo motor.

Todas estas fontes de vibração excitam a estrutura do helicóptero como um todo que reage com uma resposta imediata de acordo com as suas frequências próprias, resultando em um modo vibratório que será transmitido para os tripulantes, estrutura e pelos diversos equipamentos montados sobre o helicóptero.

As vibrações comuns se dividem em corrigíveis e não corrigíveis. As vibrações corrigíveis são causadas por conjuntos dinâmicos desbalanceados como rotores principal e de cauda, pelo sistema de transmissão e pelo motor, ou, também, pela diferença de trajetória das pás. As vibrações não corrigíveis são aquelas oriundas das forças aerodinâmicas que excitam naturalmente as pás e a fuselagem do helicóptero.

2.3.3.2 Vibrações autoexcitadas ou livres

A vibração livre acontece quando nenhuma força externa age sobre um determinado sistema, e oscila sob a ação de forças que lhe são inerentes. O sistema poderá vibrar com uma ou mais das suas frequências naturais, também chamadas de frequências próprias, que são peculiares ao sistema dinâmico estabelecido pela distribuição de massa e de rigidez. Quando a excitação for oscilatória, o sistema será obrigado a vibrar na frequência de excitação. Se esta frequência coincidir com uma das frequências naturais do sistema, acontece a ressonância, resultando em amplas e perigosas oscilações, podendo causar o colapso de estruturas como as dos aviões ou dos helicópteros.

2.4 Análise das frequências de vibrações

2.4.1 Vibrações de frequências extremamente baixas

Gomes (1999) afirma que estas vibrações estão limitadas às excitações do tipo trepidação ("pylon rock") e são inerentes ao rotor, mastro e sistemas de transmissão. São instalados montantes amortecedores na ligação da estrutura com os conjuntos dinâmicos para absorver estas trepidações para manter estas vibrações dentro de níveis aceitáveis.

Gomes (1999) afirma que quando o sistema de amortecimento está com o funcionamento comprometido, poderá causar esta vibração e a trepidação, ou até mesmo, a presença desta vibração anormal em voo normal e pode ser uma indicação de que alguma coisa está errada com os montantes amortecedores. Dependendo das condições dos montantes (FIGURAS 1 a 3), do motor e das condições de voo, esta trepidação pode ser agravada em regime de potência máxima.



FIGURA 1: Montantes.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2017).

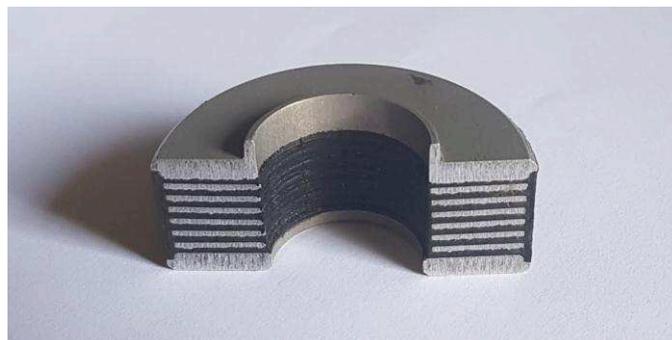


FIGURA 2: Montante em corte.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2017).



FIGURA 3: Montante instalado na barra bidirecional da aeronave AIRBUS AS 350.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2017).

2.4.2 Vibrações de baixa frequência

Estas vibrações são causadas pelo próprio rotor do helicóptero. As vibrações são principalmente de dois tipos: vertical e lateral. A vibração vertical é causada simplesmente por uma pá que desenvolve mais sustentação num dado ponto do que a outra pá. A vibração lateral é causada por um desbalanceamento ao longo do raio do rotor, devido às diferenças de peso entre as pás. As pequenas diferenças afetarão o voo, mas poderão ser corrigidas em pontos específicos previstos conforme o manual do fabricante. Pode ser um indício que uma das pás está desenvolvendo mais sustentação que a outra (quando a velocidade aumenta, uma pá sobe mais que outra), se as vibrações verticais sentidas no voo à frente aumentarem com a velocidade; e esta situação também pode ser corrigida em pontos específicos previstos conforme o manual do fabricante (GOMES, 1999).

2.4.3 Vibrações de baixa frequência - vertical

As vibrações verticais intermitentes são causadas por rajadas de vento que aumentam provisoriamente a sustentação de uma das pás. A vibração momentânea é normal, mas se for assimilada pelo prato cíclico, poderá realimentar o rotor, causando vibrações severas. Às vezes, durante curvas mais severas, uma das pás poderá sair da sua trajetória de rotação, causando uma vibração vertical. Esta situação é usualmente causada por uma diferença acentuada entre os ajustes dos compensadores no bordo de fuga de uma pá em relação à outra. A correção pode ser feita reduzindo a diferença de trajetória ajustando os compensadores das pás (GOMES, 1999).

2.4.4 Vibrações de baixa frequência - lateral

Segundo Gomes (1999), se as pás do rotor ou algum componente do rotor estiver desbalanceado, aparecerá uma forte vibração lateral. Juntamente com esta vibração lateral, aparecerá uma vibração vertical assimétrica, causada pela oscilação em rolamento, fazendo com que os assentos dos pilotos vibrem defasados (enquanto um assento sobe, o outro assento desce).

Gomes (1999) ainda afirma que a vibração lateral existe devido a um desbalanceamento ao longo do raio da pá ou ao longo da corda do perfil. O desbalanceamento ao longo do raio da pá é causado pela diferença de peso entre as pás ou por algum componente do rotor. O desbalanceamento ao longo da corda do perfil é causado pela diferença de peso entre o bordo de fuga de uma pá em relação à outra ou por algum componente do rotor. As vibrações laterais são sentidas normalmente no solo, no pairado e em curvas, com velocidades moderadas, e desaparecem no voo à frente. Muitas vezes pode-se ter uma vibração lateral manifestando-se como uma vibração vertical no voo à frente (FIGURA 4). O pairado fora do efeito solo é normalmente a melhor condição para se evidenciar uma vibração lateral.

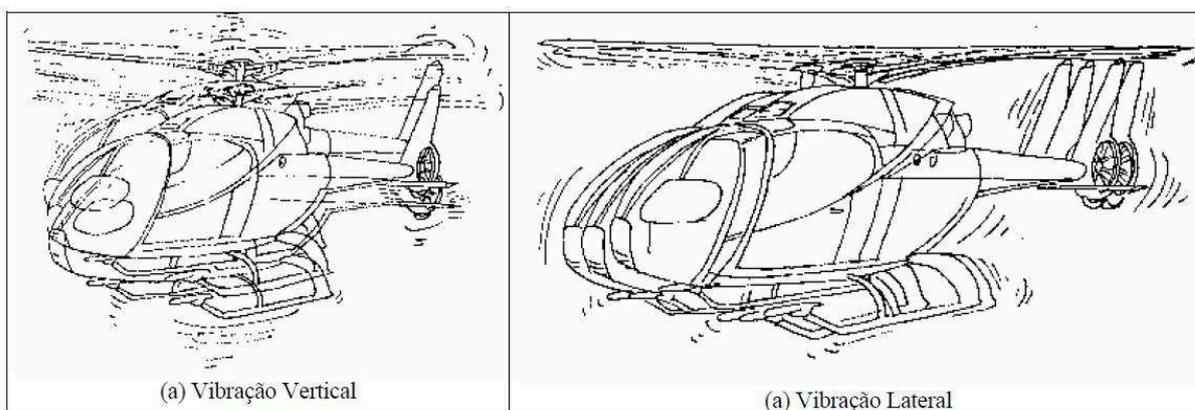


FIGURA 4: Vibração vertical e lateral.

Fonte - (GOMES, 1999).

2.4.5 Vibrações de média frequência

As vibrações de média frequência são inerentes à maioria dos rotores. Um aumento no nível destas vibrações é causado pela mudança na capacidade da fuselagem em absorver vibrações ou por folga em componentes da estrutura. As mudanças na capacidade da

fuselagem em absorver vibrações podem ser causadas por variação do nível da quantidade de combustível, presença de cargas externas, danos estruturais, reparos na estrutura, carregamento e distribuição interna de cargas ou diferenças do peso total. Níveis anormais de vibrações desta faixa são quase sempre causados por folgas em alguma parte da estrutura normal do helicóptero, na fixação de alguma carga interna ou em cargas externas. A vibração é sentida como chocalhadas na estrutura do helicóptero. A causa mais comum é a folga nos esquis (GOMES, 1999).

2.4.6 Vibrações de alta frequência

As vibrações de alta frequência podem ser causadas pelo rotor de cauda (RC) ou por qualquer outra parte da dinâmica do helicóptero que gire em rotações iguais ou maiores que o RC. A experiência poderá auxiliar muito na localização da vibração de alta frequência, pois um piloto que já sentiu uma vibração pode, frequentemente, identificá-la se ela ocorrer novamente. A comparação entre helicópteros, um sem vibração excessiva e outro com vibração, pode ajudar a evitar conclusões errôneas (GOMES, 1999).

Desta maneira, a vibração do rotor de cauda se manifesta em termos de rachadura de carenagem e de rebites frouxos, rolamentos e terminais de hastes desgastados, rolamentos da caixa do rotor de cauda, selos, etc. Panes nestas áreas ficam significativamente reduzidas se os rotores de cauda permanecem balanceados (CIAVEX, 1986).

2.5 Movimentos oscilatórios

O movimento oscilatório pode repetir-se regularmente, como no rotor de um helicóptero ou apresentar irregularidade considerável, como em terremotos. Se o movimento for repetido em intervalos de tempo iguais, então é denominado movimento periódico (GOMES, 1999; RAO, 2009).

O tempo de repetição é definido como período da oscilação e sua recíproca é denominada frequência. Se o movimento for designado pela função de tempo, em consequência, qualquer movimento periódico deverá satisfazer a relação, ou seja, o movimento repete-se após o intervalo de tempo (GOMES, 1999).

O movimento harmônico pode ser representado como sendo a projeção de um ponto que se move numa circunferência a velocidade angular constante. O movimento harmônico pode ser demonstrado por meio de uma massa suspensa por uma pequena mola. Se a massa

for levantada da sua posição de repouso e solta, ela oscilará para cima e para baixo, registrando o seu movimento graficamente conforme mostrado na FIGURA 5, onde T é o intervalo de tempo, A é a amplitude da oscilação medida a partir da posição de equilíbrio da massa, K é a mola e m é a massa em movimento (DAMY, 2006).

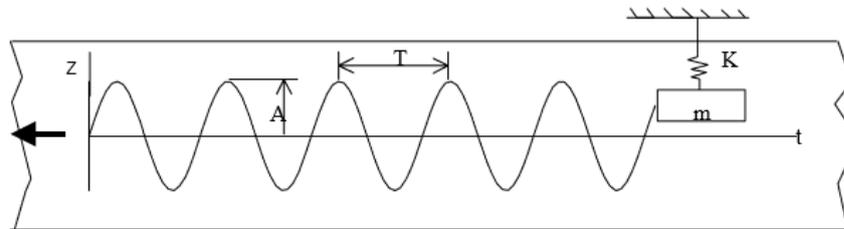


FIGURA 5: Registro de um movimento harmônico simples.

Fonte - (GOMES, 1999).

2.6 Análise de Fourier

Segundo Gomes (1999), é muito comum à existência simultânea de vibrações com várias frequências diferentes. Um exemplo é a vibração de uma corda de violino que é composta da frequência fundamental f e de todas as suas harmônicas $2f$, $3f$, etc. Outro exemplo é a vibração livre de um sistema de muitos graus de liberdade, para a qual contribuem as vibrações de cada frequência natural.

Coube ao matemático francês, J. Fourier (1768-1830), mostrar que qualquer movimento periódico pode ser representado por uma série de senos e cossenos, harmonicamente relacionados. Um movimento harmônico simples é apenas um caso específico de movimento periódico ou oscilatório. Mas um movimento periódico geral, de período T , é descrito por $x = F(t)$, onde a função $F(t)$ é periódica e tem a propriedade de satisfazer a relação $F(t) = F(t + T)$, ou seja, o gráfico de $F(t)$ repete-se a intervalos iguais ao período T . Este movimento oscilatório geral pode ser expresso como uma combinação de movimentos harmônicos simples (GOMES, 1999).

Inicialmente, como exemplo, o movimento cujo deslocamento é descrito por dois movimentos harmônicos simples:

$$x = A \text{ sen } (\Omega t) + B \text{ sen } (2 \Omega t) \quad (1)$$

onde: frequência angular $\Omega = [\text{rd/s}]$.

Tem-se, nesse caso da equação 1, uma superposição de dois movimentos harmônicos simples de frequências angulares Ω e 2Ω , ou períodos T e $T/2$. Se forem adicionados à equação do movimento x anterior, tem-se de forma: $\text{sen.}(3\Omega t)$, $\text{sen.}(4\Omega t)$, $\text{sen.}(n\Omega t)$, ou adicionando funções co-senoidais de mesmas frequências, obtém-se ainda um deslocamento x que é periódico, de período T . Portanto, adicionando movimentos harmônicos simples, da qual as frequências são múltiplas de uma frequência fundamental e as amplitudes são apropriadamente escolhidas, pode-se obter qualquer função periódica arbitrária. Isto constitui o teorema de Fourier. Este teorema assegura que uma função periódica $F(t)$, de período $T = 2\pi/\Omega$, pode ser expressa como uma soma de senos e cossenos. Esta soma é conhecida como série de Fourier. A frequência angular Ω é chamada de fundamental e as frequências 2Ω , 3Ω , etc., de harmônicas (GOMES, 1999).

2.7 Análise de vibração

Conforme Nicolini; Quintella-da-Silva; Alves (2016), a análise de vibração é o processo pelo qual as falhas em componentes móveis de um equipamento, são descobertas pela taxa de variação das forças dinâmicas geradas. Tais forças afetam o nível de vibração, que pode ser avaliado em pontos acessíveis das máquinas, sem interromper o funcionamento dos equipamentos. Uma máquina, caracterizada por suas partes móveis, vibrará de acordo com as frequências características dos seus componentes. Cada tipo de máquina possui um "espectro de vibração original" específico. Todos os componentes comuns possuem diferentes e particulares frequências de vibração, que podem ser isoladas e identificadas. A amplitude de cada componente de vibração distinto deverá permanecer constante ao longo do tempo caso não ocorram alterações na dinâmica operacional da máquina ou mudança na integridade dos componentes. No evento de que um ou mais componentes comecem a falhar, a frequência e amplitude da vibração começarão a mudar. O monitoramento de vibração é o processo de descobrir e analisar essas mudanças. Por meio do processo de análise de espectro aplicado ao sistema inteiro, é possível identificar as características de vibração de cada componente individual para monitorar sua condição. A deterioração da "frequência espectral" é um sinal de que o equipamento perdeu sua integridade. O nível de vibração de um espectro, em função do tempo, pode ser medido em valores de: pico a pico, pico, médio retificado, RMS (*Root - Mean - Square - Raiz - Média - Quadrada*).

O valor pico a pico indica o percurso máximo da onda, e pode ser útil onde o deslocamento vibratório da parte da máquina é crítico para a tensão máxima ou folga mecânica é limitante;

O valor de pico é particularmente válido para indicação de choques de curta duração, porém indicam somente a ocorrência do pico, não levando em consideração o histórico no tempo da onda;

O médio retificado leva em consideração o histórico no tempo da onda, mas é considerado de interesse prático limitado, por não estar relacionado diretamente com qualquer quantidade física útil;

RMS é a medida de nível mais relevante, porque leva em consideração o histórico no tempo da onda e dá um valor de nível o qual é diretamente relacionado à energia contida, e, portanto, à capacidade destrutiva da vibração.

2.8 Características das vibrações em helicópteros

O rotor principal, que é constituído, principalmente, pela cabeça do rotor e pelas pás, é a principal fonte de vibração gerada em um helicóptero. Os esforços aerodinâmicos sofridos (forças e momentos) e as forças de inércia das pás interferem entre si a nível da cabeça do rotor, somando e subtraindo-se, permitindo identificar três principais características das vibrações de um helicóptero:

- As vibrações forçadas das pás são frequências múltiplas da frequência fundamental Ω ;
- A estrutura é solicitada ao longo do eixo vertical, com uma frequência $n.b.\Omega$, principalmente $b.\Omega$;
- A estrutura é solicitada ao longo dos eixos longitudinal e lateral com frequências $(n + 1) \Omega$ e $(n - 1) \Omega$.

As frequências múltiplas da frequência fundamental de uma pá são n, b e Ω ; onde n é qualquer número inteiro com uma variação de 1 a ∞ ; b é o número de pás e Ω é a frequência fundamental, ou seja, é a rotação do rotor principal (GOMES, 1999).

2.8.1 Cabeça do rotor

A cabeça do rotor é uma das partes principais do helicóptero, para onde convergem todos os problemas iniciais de adaptação e regulação presentes. São transmitidos os esforços aerodinâmicos vindos das pás para a estrutura e todos os efeitos dinâmicos geradores de vibração, ou até mesmo de instabilidade (GOMES, 1999; PERDOMO, 2004).

Conforme Gomes (1999), o primeiro rotor articulado foi construído por Juan de la Cierva, em torno de 1928, para os seus autogiros, resolvendo assim os problemas fundamentais de instabilidade, que tinham levado ao abandono a maior parte das tentativas de construção de helicópteros, no início deste século. A função principal do rotor articulado é assegurar a cada pá três graus de liberdade:

- Grau de liberdade em passo (ângulo da pá), para permitir as modificações de ângulo de ataque da pá, necessárias à pilotagem;
- Grau de liberdade em batimento (movimento que é perpendicular ao plano de rotação), para eliminar o problema de tensão mecânica no engastamento da pá (numa articulação o momento de flexão é nulo) e assegurar um comportamento aerodinâmico e dinâmico satisfatório;
- Grau de liberdade em arrasto (movimento no plano de rotação), para evitar tensões de engastamento excessivas, devidas essencialmente a existência da articulação de batimento.

Um rotor de helicóptero possui normalmente de duas a seis pás, de acordo com o tamanho e a sua concepção. Os esforços transmitidos pelas pás são concentrados na cabeça do rotor conforme ilustrado na FIGURA 6. Os esforços dinâmicos resultantes são constituídos por harmônicas, da qual as frequências são múltiplas do produto $n.b.\Omega$, onde:

n = número inteiro variando de 1 a ∞ ;

b = número de pás; e

Ω = rotação do rotor principal

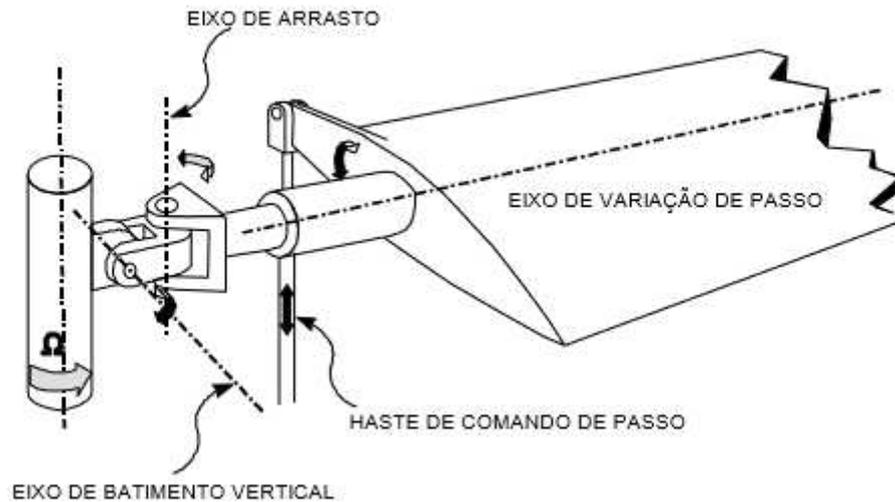


FIGURA 6: As três articulações da pá de um helicóptero.

Fonte - (GOMES, 1999).

2.8.2 Elemento de pá

Segundo Gomes (1999), as forças aerodinâmicas que aparecem nas pás são cíclicas, devido às variações periódicas encontradas no voo à frente. O voo pairado é uma condição onde o escoamento é uniformemente simétrico, mas as perturbações cíclicas são devidas aos efeitos secundários, tais como o impulso sentido pelas pás ao passar próximo ao cone de cauda, as imperfeições de construção associadas a cada pá, às assimetrias aerodinâmicas e de inércia, etc.

Os esforços aerodinâmicos aplicados à pá do rotor de um helicóptero possuem termos periódicos, da qual as frequências são múltiplas da velocidade de rotação do rotor 1Ω , 2Ω , 3Ω , etc. A pá possui grande número de modos próprios de batimento, de arrasto e de torção, cuja posição das frequências próprias em relação às harmônicas de excitação determina o aumento ou a atenuação dos esforços aplicados sobre a pá. Na FIGURA 7 são mostrados os principais modos e frequências (GOMES, 1999).

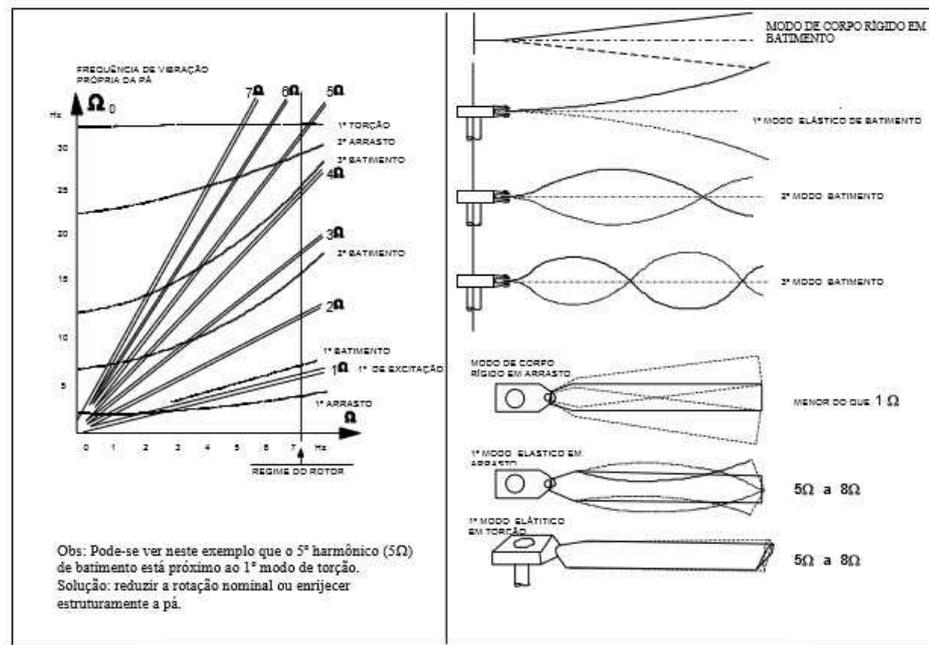


FIGURA 7: Principais modos e frequências próprias em batimento, arrasto e torção.

Fonte - (GOMES, 1999).

Resumindo, pode-se ver que os esforços oscilatórios produzidos na cabeça do rotor, com frequências múltiplas da frequência fundamental Ω , serão demonstrados na FIGURA 8:

| | FREQUÊNCIA DE EXCITAÇÃO NA CABEÇA DO ROTOR | FREQUÊNCIA DA FORÇA (OU TORQUE) TRANSMITIDO À FUSELAGEM | | |
|---|--|---|-----------|-----------|
| | | b = 2 | b = 3 | b = 4 |
| Esforços (ou torque) de verticais na articulação de batimento | 1Ω | - | - | - |
| | 2Ω | 2Ω | - | - |
| | 3Ω | - | 3Ω | - |
| | 4Ω | 4Ω | - | 4Ω |
| | 5Ω | - | - | - |
| Esforços (ou torque) longitudinal e lateral na articulação de arrasto | 1Ω | 2Ω | - | - |
| | 2Ω | - | 3Ω | - |
| | 3Ω | 2Ω e 4Ω | - | 4Ω |
| | 4Ω | - | 3Ω | - |
| | 5Ω | 4Ω e 6Ω | 6Ω | 4Ω |

FIGURA 8: Esforços oscilatórios provenientes do rotor principal transmitidos à fuselagem.

Fonte - (GOMES, 1999).

2.9 Absorvedores de vibração

2.9.1 Desenvolvimento teórico

Idealmente, há possibilidade de projetar uma estrutura de helicóptero, de tal modo a evitar vibrações excessivas em determinadas posições, melhorando o conforto de tripulantes e passageiros e/ou evitando danos a equipamentos sensíveis. Esta situação ideal dependerá do conhecimento detalhado das forças de excitação do rotor e, principalmente, da resposta da estrutura (GOMES, 1999; PERDOMO, 2004).

Há dificuldades para conseguir os modos da fuselagem com precisão, pois os métodos de estimativa não tem precisão suficiente e porque a resposta da estrutura varia com as condições de voo. Um nível de vibração aceitável em uma determinada velocidade pode ser inaceitável em outra velocidade. Diversos dispositivos mecânicos têm sido desenvolvidos, para amenizar as vibrações excessivas. Um destes dispositivos é o sistema massa-mola, ajustado com a frequência da força excitadora, de tal forma que atuará como absorvedor de vibração, podendo reduzir quase a zero, o movimento da massa principal (GOMES, 1999; PERDOMO, 2004).

2.9.2 Absorvedor de vibração em helicópteros

Gomes (1999) e Perdomo (2004) apresentam um dos sistemas mais simples para se absorver vibrações em aeronaves de asas rotativas que é composto por uma mola (ligação elasticamente projetada) não amortecida, adequadamente instalada entre o rotor e a fuselagem. As massas do rotor, m_r , e da fuselagem, m_f , respectivamente, e k é a elasticidade da mola introduzida entre elas (FIGURA 9).

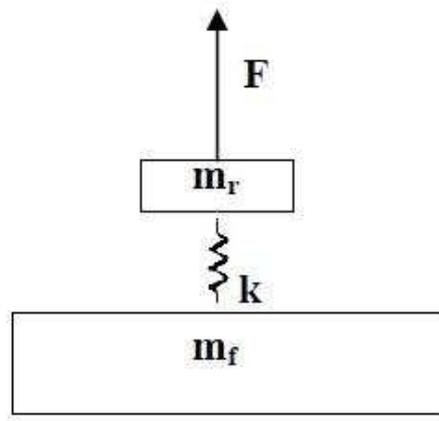


FIGURA 9: Massas.

Fonte - (GOMES, 1999).

Gomes (1999) e Perdomo (2004) apresentam um exemplo de absorvedor de vibração é o ressonador de cabine (FIGURA 10) do helicóptero AIRBUS AS 350 que é instalado debaixo dos assentos do piloto e do copiloto, fazendo aparecer um nó de vibrações, conforme Figura 11 (a).

Gomes (1999) e Perdomo (2004) afirmam que o efeito desse ressonador, ajustado a uma frequência própria igual a 3Ω (rotor tripá), é anular as vibrações verticais no ponto de fixação da mola K , ao vibrar em oposição de fase com a fonte excitadora, melhorando o nível vibratório da cabine. A frequência própria do ressonador de cabine, ilustrado na FIGURA 11 (a), é ajustada pelo mecânico durante a manutenção da aeronave se necessário, alterando o posicionamento da massa M em relação ao comprimento da lâmina flexível.



FIGURA 10: Ressonador de cabine.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2017).

O helicóptero Esquilo também possui um antivibrador da cabeça do rotor que atua sobre os esforços de excitação no plano horizontal. A massa M , instalada no eixo da cabeça do rotor, é mantida por três molas K , permitindo-a oscilar no plano horizontal, em qualquer direção, em oposição de fase à força excitadora (FIGURA 11 (b) a 15). O ajuste no antivibrador da cabeça do rotor é feito por meio da regulagem na tensão das molas (GOMES, 1999).

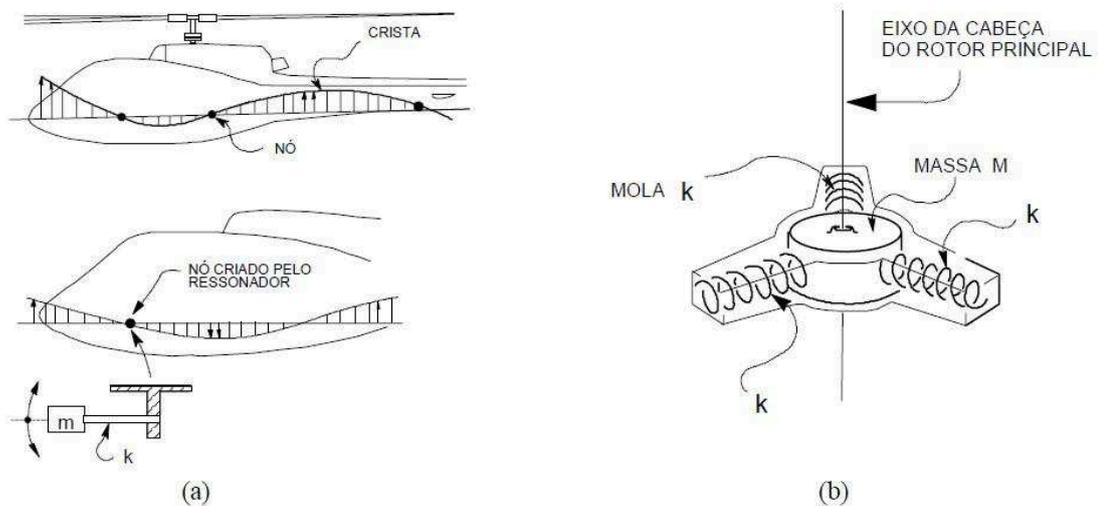


FIGURA 11: Ressonador de cabine (a) e antivibrador da cabeça do rotor (b) do helicóptero Esquilo.

Fonte - (GOMES, 1999).

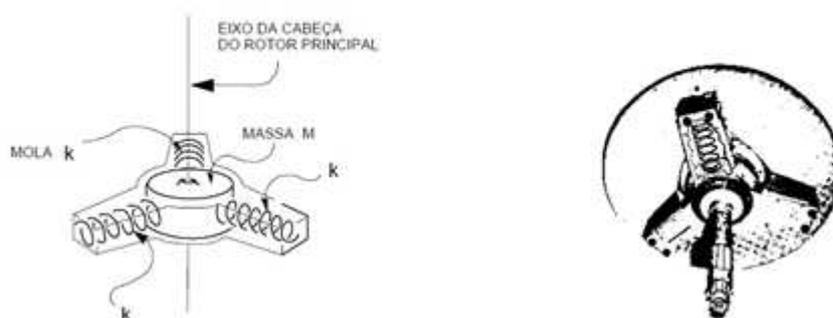


FIGURA 12: Desenho do antivibrador da cabeça do helicóptero AS 350 Esquilo.

Fonte - (GOMES, 1999).

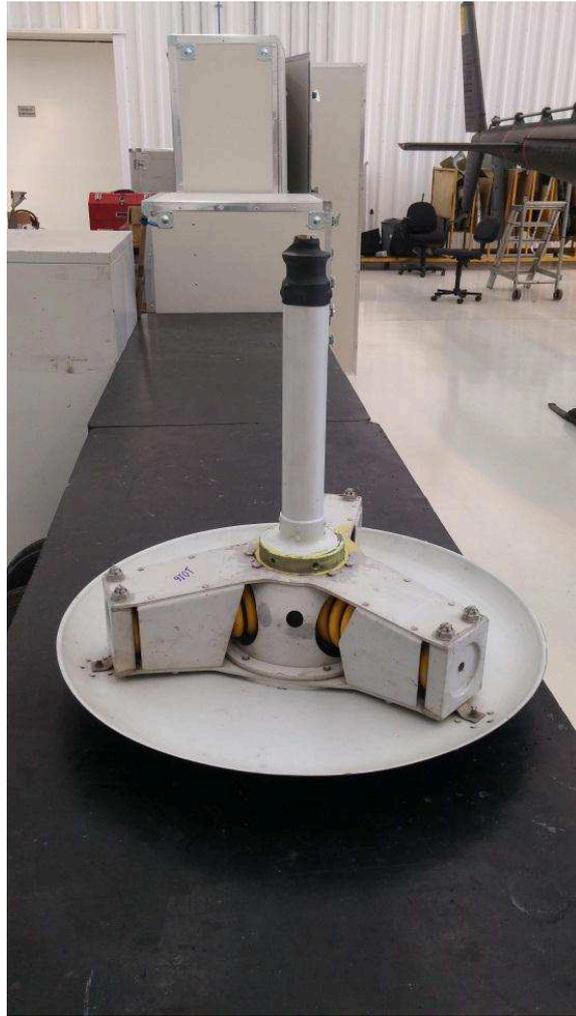
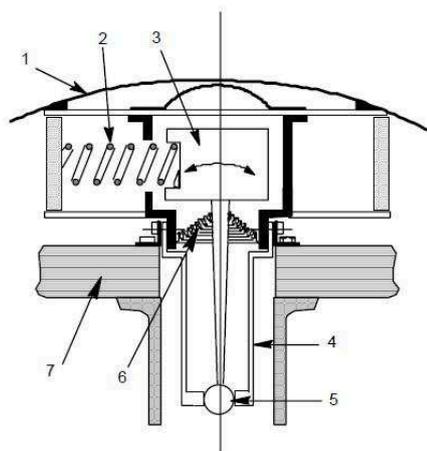


FIGURA 13: Antivibrador da cabeça do helicóptero AS 350 Esquilo.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2017).



- 1 - Carenagem do antivibrador
- 2 - Mola espiral (3 molas)
- 3 - Massa vibrante
- 4 - Barril de centragem e apoio da rótula (5)
- 5 - Rótula guia do peso (3) no plano horizontal
- 6 - Fole de proteção (evita a penetração de chuva, poeira,...)
- 7 - Estrela da cabeça do roto (STARFLEX).

FIGURA 14: Antivibrador da cabeça do helicóptero AS 350 Esquilo.

Fonte - (GOMES, 1999).

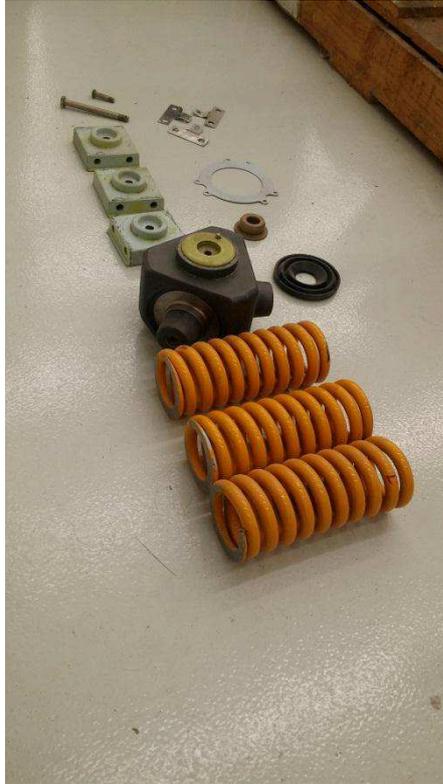


FIGURA 15: Componentes do antivibrador da cabeça do helicóptero AS 350 Esquilo.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2017).

2.10 Balanceamento

O balanceamento é uma das operações mais importantes de manutenção nos helicópteros e tem por finalidade a correção das vibrações extremamente nocivas, pois, quando não corrigidas, inibem a função “filtro” do rotor, ou seja, permite que todas as frequências geradas pelos rotores cheguem à fuselagem e aos tripulantes e passageiros (DAMY, 2017).

O helicóptero está sujeito a um amplo espectro de vibração, que é transmitido aos tripulantes e aos sistemas da aeronave devido ao grande número de conjuntos dinâmicos. O fabricante procura criar pontos nodais na estrutura (pontos de deslocamento nulo), de modo a melhorar o conforto dos tripulantes e preservar os equipamentos sensíveis. Para monitorar estes pontos, os fabricantes definem os locais onde devem ser instalados acelerômetros para se medir as vibrações. Desta maneira, regulando-se as massas ressonadoras ou outros sistemas, pode-se reduzir a amplitude das vibrações nos pontos de interesse, de acordo com o estabelecido em projeto. Os rotores de helicópteros possuem também características

aerodinâmicas, que induzem na estrutura vibrações típicas, similares a um desbalanceamento de massa (GOMES, 1999; FIGUEIRA, 2012).

A diferença de trajetória das pás, por exemplo, provoca vibrações vertical e lateral, devido à diferença de sustentação entre as pás e pelo efeito de Coriolis, dando a impressão de estar ocorrendo um desbalanceamento de massa do rotor principal (GOMES, 1999; FIGUEIRA, 2012).

A vibração do rotor principal causa grande desconforto à tripulação e aos passageiros, pois as razões de vibração caem exatamente na gama de frequência natural do corpo humano (onde ressoam órgãos internos, membros, globos oculares, etc.). Por causa da baixa razão de vibração e das razoavelmente pequenas formas, entretanto, estas vibrações não são muito prejudiciais à estrutura. Em contraste, as vibrações do rotor de cauda são muito mais rápidas. Causam relativamente pouco desconforto, exceto o formigamento nas pernas causado pelo pedal nos helicópteros pequenos. Nos helicópteros maiores, a sobre pressão hidráulica e a distância entre o piloto e o rotor removem até este formigamento (CIAVEX, 1986).

Contudo, devido à alta frequência as forças maiores geradas pelo rotor de cauda, o dano à estrutura é muito maior que aquele induzido pelo rotor principal. A falta de um elemento sujeito à vibração pode ser descrita em termos de vida por fadiga ou de número de ciclos - o qual cresce muito rapidamente nas altas razões do rotor de cauda (CIAVEX, 1986).

2.11 Manutenção preditiva

A manutenção preditiva é o acompanhamento periódico de um determinado componente ou conjunto de componentes, seja por horas ou por ciclos, com a finalidade de prever uma possível falha, detecta mudanças no seu estado físico e possibilita determinar o ponto ideal para a substituição do componente quando se monitora a vibração. Esse tipo de manutenção diminui a chance de uma desmontagem desnecessária, aumenta a vida útil do componente, aumenta a disponibilidade, aumenta a confiabilidade, impede a propagação de danos, entre outras vantagens (PINHEIRO, 2018).

2.11.1 Vibrações na manutenção preditiva

Todas as máquinas em funcionamento produzem vibrações que, aos poucos, produzem um processo de deterioração em componentes. E se tratando de helicóptero, essa deterioração é caracterizada por uma modificação da distribuição de energia vibratória pelos conjuntos

dinâmicos. Quando observado a evolução dos níveis das vibrações, é possível obter informações sobre o estado dos equipamentos montados no helicóptero (BANDEIRA; DE ABREU; GIANELLI, 2010).

Bandeira; De Abreu e Gianelli (2010) ainda dizem que a manutenção preditiva baseada no monitoramento da vibração tem sido utilizada com sucesso em indústrias de processamento contínuo desde o início dos anos 70. Esta utilização pode gerar uma economia considerável e aumentando a disponibilidade do equipamento, conseqüentemente há um aumento de produtividade. Portanto, o monitoramento da condição de diversos componentes tem sido implantado com sucesso em indústrias que empregam máquinas rotativas em geral. Pesquisas apontam uma economia de até 75% nos custos de manutenção nas empresas que adotaram esse tipo de procedimento, o que indica um retorno do investimento do programa de monitoramento de vibração.

2.11.2 Política de redução de custos versus manutenção

Os custos de manutenção relacionados aos helicópteros são elevadíssimos. Além do alto preço das peças, há também o gasto com os profissionais de manutenção que são altamente especializados, entre outros. Há também o tempo gasto com a manutenção que, por indisponibilidade de suprimento no mercado interno, pode ser muito extenso. O tempo perdido com a indisponibilidade reflete na perda operacional do helicóptero. Portanto, é necessário estabelecer um gerenciamento viável para o controle de gastos com manutenção. Não se pode perder de vista a ideia, de que quando há um gerenciamento mal administrado, podem ocorrer danos incorrigíveis (HUBER; GOMES; CARVALHO, 2006).

2.11.3 Peças e serviços de manutenção preditiva

Todo helicóptero possui um ciclo de manutenção preditiva que varia conforme o modelo, os procedimentos são especificados pelo manual do fabricante e estão diretamente ligados às horas de voo e o tipo de operação exercida. Cada etapa contém um procedimento específico de como a inspeção deve ser realizada. As inspeções, em sua maioria, podem ser realizadas por um mecânico habilitado no próprio hangar, porém inspeções maiores devem ser realizadas em oficinas homologadas (PUTTKAMMER; DUCATI, 2010).

Os componentes do helicóptero possuem uma vida útil em horas voadas ou ciclos, assim, quando determinada peça atinge sua vida útil é automaticamente substituída,

independentemente de seu estado aparente. Normalmente, ocorrem durante o ciclo de vida de um helicóptero intervenções mecânicas para resolver problemas não previstos, que geram gastos, mas que não há como fazer uma previsão e/ou estimar devido à sua imprevisibilidade (PUTTKAMMER; DUCATI, 2010).

2.11.4 Horas de voo operacionais

Conforme Puttkammer e Ducati (2010), a projeção de custo tem por base o total previsto de horas de voo. Porém, este total não representa o total de horas operacionais reais, sendo necessária uma previsão das horas não operacionais, para que se possa encontrar o valor real. Considera-se hora não operacional as horas de voo que não podem ser utilizadas para o transporte de passageiros, renovação da habilitação dos pilotos e de deslocamento da aeronave para revisões ou manutenções previstas. Portanto, para obtenção das horas operacionais reais, subtraem-se as horas não operacionais das horas operacionais previstas.

2.11.5 Redução dos custos operacionais

Segundo González e Andrade (2010), a redução dos custos com a utilização do *HUMS* (*Health and Usage Monitoring Systems* - Sistema de Monitoramento de Saúde e Uso), na manutenção é consequência da redução das próprias ações de intervenção realizada ou não programadas, devido à otimização de programação e da correspondente coordenação de suporte logístico, permitindo uma redução com os materiais consumíveis (selantes, anéis de vedação, lubrificantes, itens de limpeza, etc.), homens-hora e estocagem de sobressalentes. Tudo isso por meio do monitoramento preciso e automatizado; da redução de eventos de falha falsa NFF (*No-Fault-Found* - Sem Falha Encontrada); da redução de danos devido ao auxílio do diagnóstico precoce; e da melhoria da análise das lições aprendidas do trinômio evento / incidente / acidente.

Cortes e Albuquerque (2009) apresentam que o uso de programas do tipo *HSM* (*Hardware Security Module* - Módulo de segurança de *Hardware*), reduz os cancelamentos de voos e atrasos de manutenção, evita manutenções desnecessárias, reduz o número de acidentes e incidentes juntamente com as despesas oriundas de sinistro e, conseqüentemente, reduz o preço do seguro.

Além disto, Viana (2009) e González e Andrade (2010) dizem que quando associado a sistemas como *HOMP* (*Helicopters Operation Monitoring Program* - Programa de

Monitoramento de Operação de Helicópteros) via satélite (atividade offshore), que monitora diversas informações da aeronave (posição, altitude, alerta de altura mínima, notificações de decolagem e aterrissagem) o sistema oferece relatórios de planejamento da missão e possíveis ocorrências de não conformidades e alarmes de condição, que permitem pleno controle da frota, incluindo ainda análise informatizada dos relatórios de prevenção. Todos estes benefícios financeiros provem um retorno do investimento inicial que atualmente é o grande desafio para alguns operadores.

Cortes e Albuquerque (2009) afirmam que a FAA estima que as aeronaves que usufruem deste tipo de monitoramento, podem proporcionar uma economia de até 892 milhões de dólares por ano devido à redução de despesas com combustível, manutenção e custos diretos relacionados com acidentes.

2.12 Captação dos dados de vibração

A vibração em um determinado equipamento pode ser codificada em sinal elétrico pelo uso de um sensor, que por sua vez transmite por intermédio de cabos condutores até o coletor/analizador de dados. A partir daí o mesmo sinal elétrico é interpretado por um *software* que por meio de um programa passa a apresentá-lo na forma de sinal no tempo ou espectro de vibração, tornando a análise das condições do equipamento bem mais fácil, que padroniza a instrumentação para coleta e análise de dados (VIEIRA, 2006).

2.12.1 Acelerômetro

O acelerômetro é um dispositivo que faz a codificação de um sinal mecânico em um sinal elétrico representativo e, quando fixado a uma superfície que gera vibração, produz um sinal de tensão ou descarga que é proporcional à aceleração na qual está sendo excitado, ou seja, seu princípio de funcionamento está na utilização de discos cerâmicos piezoelétricos, que por sua vez possuem a propriedade física de gerarem descargas elétricas quando solicitados a esforços. Os elementos piezoelétricos no projeto deste sensor são arranjados de tal forma que sejam submetidos a uma carga na forma de massa em uma mola pré-tensionada, onde todo este conjunto é montado e fixado em uma base, sendo que o sistema massa-mola fica preso no topo e protegido por um invólucro resistente, conforme apresentado nas FIGURAS 16 a 18 (VIEIRA, 2006).

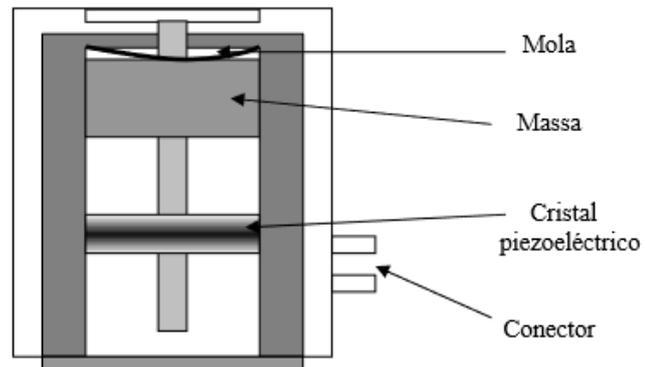


FIGURA 16: Esquema de acelerômetro piezoelétricos.

Fonte - (VIEIRA, 2006).



FIGURA 17: Acelerômetro ACES 991D1.

Fonte - (NICOLINI; QUINTELLA-DA-SILVA; ALVES, 2016).



FIGURA 18: Acelerômetro com suporte em L.

Fonte - (AUTOR, 2019).

2.12.2 Analisadores de vibração

No início dos anos 1960, a *Chadwick Helmuth* respondeu à necessidade da *Hughes Helicopters*, desenvolvendo e produzindo um sistema de análise de vibração chamado Vibrex, que passou a ser utilizado pelos fabricantes de aeronaves da época. Na década de 1970 a *Chadwick Helmuth* desenvolveu o analisador de espectro modelo 192, de tecnologia analógica. Já entre as décadas de 1980 e 2000, muitos sistemas foram desenvolvidos e outros aprimorados. Com a evolução dos computadores, foram apresentados no mercado sistemas como o *Balancer/Analyzer 8500* e o Vibrex 2000, todos utilizando sistemas de cartas de balanceamento polares inteligentes (GALDINO; REZENDE, 2014).

Nos dias de hoje, a maior parte dos novos helicópteros modernos da *Airbus Helicopters* já possui um sistema integrado chamado *M'ARMS (Modular Aircraft Recording Monitoring System - Sistema de Monitoramento e Gravação de Dados de Todos os Componentes)*, reduzindo assim a necessidade de montagem de equipamento e a realização de voo para a verificação funcional do sistema. O *M'ARMS* tem como sistema básico o *HUMS (Health and Usage Monitoring Systems - Sistema de Monitoramento de Saúde e Uso)*, que possui vários sensores (acelerômetros) instalados em diversos componentes e seções do helicóptero, que tem a necessidade de serem verificados, extraíndo assim o espectro de vibração que permitirá a identificação de qualquer degradação em qualquer componente do helicóptero (GALDINO; REZENDE, 2014).

Os coletores de dados são instrumentos básicos de uso simplificado que devem fazer parte de qualquer programa de acompanhamento de vibrações em um helicóptero. Um coletor típico pode receber dados de vibrações do tipo deslocamento, velocidade e aceleração. Os coletores podem também possuir um *software* integrado, que permite uma pré-análise nos espectros obtidos quando não há a disponibilidade de um computador. Basicamente, são executados o máximo possível de medições dos equipamentos na execução da manutenção, e armazenados todos estes dados na memória do coletor/analisador, para que posteriormente sejam extraídas as informações em um computador e analisados com maior comodidade em um ambiente mais favorável por intermédio de um *software* com mais recursos (VIEIRA, 2006).

2.13 Problemas causados por vibrações em helicópteros

Para a homologação e no projeto de um helicóptero são necessários dois principais pilares a serem seguidos que são a segurança e o conforto da tripulação e passageiros. Como os esforços aerodinâmicos e os de inércia são cíclicos, a estrutura de um helicóptero deve ser basicamente projetada para suportar as cargas em fadiga e para garantir a segurança operacional da aeronave. A consequência direta é que a estrutura fica superdimensionada para as cargas estáticas. Quanto ao conforto da tripulação e passageiros, o helicóptero deve minimizar os efeitos das cargas cíclicas na fadiga do corpo humano por intermédio de dispositivos amortecedores e absorvedores de vibração instalados (GOMES, 1999).

2.13.1 Fadiga em pilotos de helicópteros

Segundo Gomes (1999), ao estudar e analisar as possíveis causas da fadiga operacional em pilotos de helicópteros deve-se dar importância aos efeitos das vibrações e do ruído nos sentidos, na desorientação espacial e na coluna vertebral de pilotos que fazem uso prolongado de aeronaves de asa rotativa.

2.13.2 Efeitos das vibrações no corpo humano

As vibrações não acústicas que afetam o corpo humano e estão presentes nos helicópteros e variam de 1 a 60 Hertz (Hz), dependendo do número de pás, da rotação do rotor e do estado de balanceamento dos rotores. As vibrações de maior intensidade aparecem, principalmente, no eixo vertical do helicóptero, embora existam muitas outras oscilações de diversas frequências e de natureza aleatória, dependendo do vento relativo ou das condições da demanda de pilotagem, tais como mudanças bruscas de voo. As vibrações verticais produzem certamente os efeitos mais nocivos sobre o corpo dos tripulantes e passageiros (GOMES, 1999; PERDOMO, 2004).

A vibração pode provocar várias agressões conforme as exposições repetidas e prolongadas, tais como dores de cabeça, zumbidos, mal-estar generalizado, sensação de torpor e de fraqueza geral, irritabilidade, redução da vontade e da capacidade de concentração, redução dos reflexos, depressão psíquica e fadiga dos olhos e dos ouvidos. Esses distúrbios, dependendo da intensidade e da persistência, podem contribuir decisivamente para a fadiga dos pilotos, podendo se configurar em acidentes aeronáuticos (GOMES, 1999; PERDOMO, 2004).

Gomes (1999) ainda apresenta que relacionado à faixa de frequência, podem-se ter danos sensoriais e orgânicos permanentes ou não, um exemplo é a perda da acuidade visual do piloto com frequência superior a 20 Hz, que, possivelmente, impossibilita a leitura de instrumentos do painel e de cartas de navegação. Esta fadiga visual prolongada irá causar, decisivamente, a fadiga generalizada do piloto, dificultando os movimentos precisos, necessários à pilotagem satisfatória de um helicóptero. Tais danos estão listados na FIGURA 19.

| Frequências | Influências no Corpo Humano |
|----------------------|--|
| De 1 a 10 Hz | Alterações respiratórias - Hiperventilação; Alteração de pressão sanguínea; Alterações labirínticas - enjoo e desorientação espacial; Aumento dos erros de julgamento; Estresse; Região torácica interna; Abdômen Interno (vísceras); Diminuição da concentração e diminuição da sensibilidade. |
| De 8 a 15 Hz | Dores de cabeça; Cólicas intestinais; Coluna Vertebral; Dores nas costas; Fadiga muscular; Deslocamentos viscerais; Diminuição da audição; Lesões articulares; Otosclerose. |
| De 15 a 40 Hz | Caixa craniana; Diminuição da acuidade visual; Diminuição da atenção e do raciocínio. |
| De 40 a 60 Hz | Ressonância da caixa torácica (costelas e músculos intercostais); Dificuldade de fonação. |

FIGURA 19: Danos sensoriais e orgânicos causados pela vibração

Fonte - (adaptado GOMES, 1999).

2.13.3 Efeitos do ruído no corpo humano

Os efeitos dos ruídos, provocados pelos conjuntos dinâmicos dos helicópteros, sobre a audição são tão prejudiciais à saúde quanto os efeitos das vibrações. Se a exposição for prolongada e repetida ao ruído, isto pode causar fadiga auditiva, agravando a fadiga geral. Estes ruídos, dependendo da duração e da intensidade, podem provocar fadiga auditiva, surdez ou danos gerais sobre outras partes do organismo. Porém, se o ruído for interrompido por alguns dias, o limiar de percepção retornará ao seu nível normal (GOMES, 1999).

2.13.4 Efeitos dos fatores psicossensoriais

Um fenômeno de natureza psicossensorial a ser considerado é a desorientação espacial nos voos de helicópteros, quando as avaliações sensoriais entram em conflito com as informações fornecidas pelos instrumentos, pode induzir o piloto a cometer erros ao tentar controlar uma aeronave em situações que necessitam manobras conscientes e não instintivas, se o seu senso crítico não estiver devidamente treinado ou se estiver comprometido pela fadiga. A desorientação espacial é mais suscetível em pilotos de helicópteros do que em pilotos de aviões, pois as acelerações podem ocorrer ao mesmo tempo ao longo dos três eixos aerodinâmicos da aeronave. Normalmente, os tipos de desorientação que o piloto de helicóptero está sujeito são similares àquelas que acontecem nas aeronaves de asa fixa, mas existem casos particulares de desorientação, peculiares nos helicópteros, mais prováveis de ocorrerem à baixa velocidade, próximo ao solo, ou em voo pairado. Ao se desorientarem, os pilotos podem realizar uma manobra comum que é aumentar a velocidade à frente, voando reto e nivelado, o suficiente para restabelecer sua orientação espacial. Portanto, não é surpreendente que a sensação do movimento para trás, principalmente à noite, em voo pairado a baixa altura sobre a água, haja a desorientação espacial (GOMES, 1999).

Gomes (1999) ainda afirma que os fatores que contribuem para a desorientação são as ilusões de movimento e as sensações somatórias proporcionadas pelas características do voo pairado. A aceleração linear e angular ao longo dos três eixos não é o único fator de desorientação próprio dos helicópteros. Deve-se considerar também a intensidade das vibrações. Em um helicóptero, o problema de vibrações é muito importante, pois os movimentos vibratórios são consequência do sistema de propulsão e das características aerodinâmicas dos rotores. Os efeitos mais graves são os que incidem sobre os sensores

vestibulares e proprioceptivos que, ao curso de certa fase do voo, podem produzir uma perda de orientação por causa da intensidade das vibrações lateral e vertical.

Segundo Gomes (1999), as vibrações podem também degradar a acuidade visual para a leitura dos instrumentos, em momentos críticos do voo. Aumentar momentaneamente a iluminação nestes momentos pode ser útil para melhorar a visão dos instrumentos, mas existirá uma vibração relativa entre os olhos e os instrumentos de voo. Pode-se também minimizar o processo de desorientação, juntando os instrumentos, de modo a reduzir a área de varredura e, como resultado, o tempo de processamento de dados pelo cérebro.

2.13.5 Traumas de coluna vertebral

As dores de coluna lombar são as mais observadas, embora a dor na região cervical tenha grande incidência. Estudos em esquadrões de helicópteros permitiram observar que a dor na coluna, geralmente, ocorria, aproximadamente, após 300 horas de voo. Para pilotos que apresentavam deformidades da coluna ou uma pré-disposição, essa dor poderia aparecer mais precocemente e, possivelmente, entre 50 a 100 horas de voo. Os sintomas se estabeleciam quando o voo era demorado, ou com grande carga de trabalho, provocando a dor na coluna. Foi verificado que à intensidade do voo estaria associada, basicamente, com os sintomas. Foi possível identificar que dois fatores levam ao aparecimento da dor na coluna: a postura do piloto e a vibração do helicóptero (GOMES, 1999).

2.13.6 Influência da postura

Os controles de voo de um helicóptero fazem com que o piloto exerça uma posição anormal, conforme apresentado na FIGURA 20. Para controlar a aeronave, o piloto é obrigado a inclinar-se à esquerda, pois a mão esquerda deve estar, frequentemente, sobre o comando coletivo. O braço direito, que realiza os movimentos cíclicos, fica dobrado no nível do cotovelo em ângulo quase reto. Normalmente, o punho do cíclico é alto demais, para que o piloto possa descansar adequadamente o antebraço sobre a coxa. Como resultado, o piloto curva-se sobre o cíclico, procurando compensar o desconforto do antebraço e aproximá-lo da coxa. A coluna vertebral torácica e parte da lombar é então movimentada para fora do encosto da cadeira e flexionada para frente, afastando-se do assento. Para obter visibilidade dos instrumentos e manter o campo visão acima do painel, o piloto mantém a cabeça levemente

inclinada para frente e para cima, principalmente se o piloto for de pequena estatura, inclinando a coluna cervical para trás (GOMES, 1999).

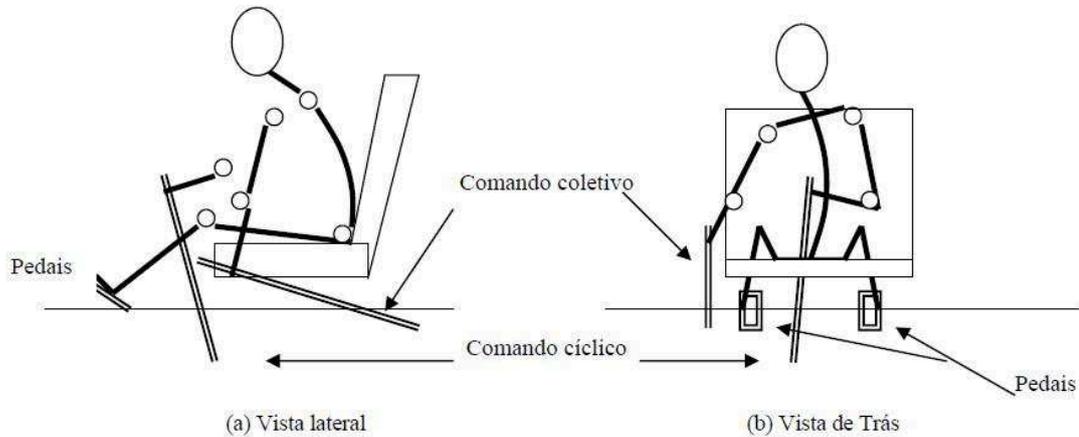


FIGURA 20: Posto de pilotagem.

Fonte - (GOMES, 1999).

Os pés repousam sobre o pedal do rotor de cauda, mantendo as pernas e as coxas levemente flexionadas. Todo este conjunto de posições leva a uma postura rígida assimétrica, obrigando o piloto a manter-se nesta situação enquanto durar o voo. Este constante estado de tensão da musculatura e das articulações, num ambiente de vibração, resulta no aparecimento da dor de coluna em pilotos de helicópteros (GOMES, 1999).

A coluna vertebral, estando curvada e sujeita a compressões assimétricas por um longo período, desviarão os corpos vertebrais para frente e forçarão os discos intervertebrais para trás, conforme apresentado na FIGURA 21. Este processo começa na parte central, perto do núcleo da coluna e progride para fora. Devido às pressões desiguais entre o núcleo e o corpo, as fibras são empurradas para fora, quando atinge a parte marginal do disco, produzindo a dolorosa hérnia de disco. A coluna dos pilotos de helicópteros, enfraquecida por numerosos danos de pequena intensidade, fica vulnerável aos processos degenerativos, até a fibrocartilagem do disco (GOMES, 1999).

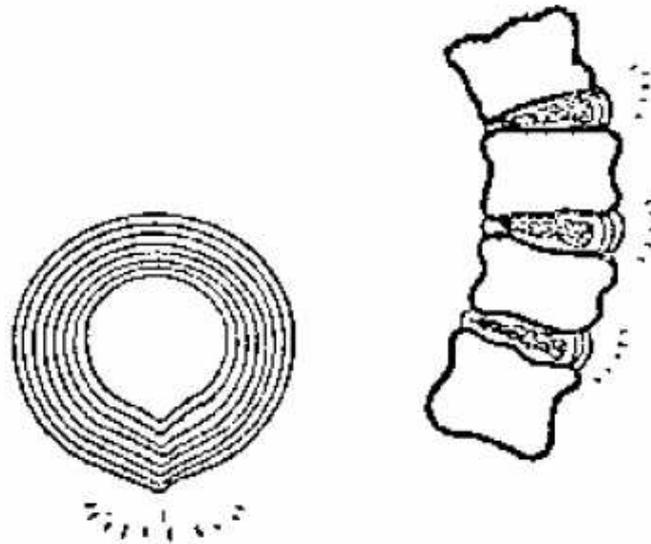


FIGURA 21: Hérnia de disco em pilotos de helicóptero.

Fonte - (GOMES, 1999).

Estes danos, degenerando toda a região, pressionam o núcleo para trás, irritando o sistema ligamentar e a raiz do nervo, provocando a dor lombar. A coluna deve ser retificada ao máximo, acentuando-se a curvatura lombar para frente, com auxílio de uma almofada e o assento deve ser ajustável, não somente na lateral, como também na vertical. A parte traseira do assento deve ajustar-se ao contorno da coluna vertebral, conforme apresentado na FIGURA 22 (GOMES, 1999).



FIGURA 22: Posições da coluna do piloto de helicóptero.

Fonte - (GOMES, 1999).

Estudos da Força Aérea Alemã, do Instituto de Medicina de Aviação, demonstraram que os assentos, com uma almofada de 8 cm (FIGURA 23) para manter a coluna lombar para frente, são melhores tolerados e voos (GOMES, 1999).

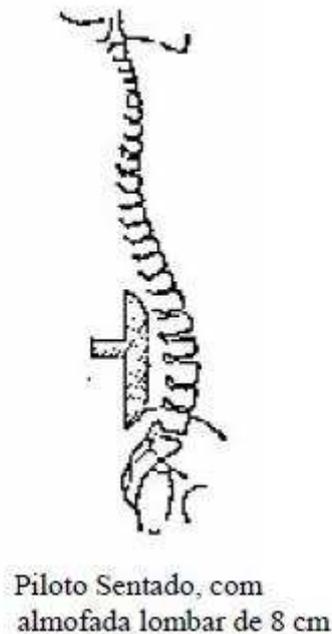


FIGURA 23: Posição da coluna.

Fonte - (adaptado GOMES, 1999).

2.13.7 Influência da frequência da vibração

As vibrações nos helicópteros são de grande intensidade, principalmente, na decolagem e no pouso. Elas são complexas e são formadas por várias harmônicas que agem nos eixos vertical, lateral e horizontal, e são causadas por numerosas fontes mecânicas e aerodinâmicas (GOMES, 1999).

O rotor principal produz vibrações de 3-12 Hz e variam com o número de pás e com a rotação do rotor. O rotor da cauda produz vibrações de alta frequência, entre 20-25 Hz. As frequências mais baixas toleradas pelo corpo humano estão na faixa de 4 a 8 Hz, devido à amplificação da vibração pela ressonância natural do corpo humano. As vibrações são transmitidas ao piloto pelos seus pés e pelo assento. A magnitude e a frequência dependem do tipo de helicóptero e dos sistemas absorvedores instalados (GOMES, 1999).

Do ponto de vista mecânico, o corpo humano é uma estrutura complexa, com tecido visco-elástico, estruturado por um tecido ósseo. O corpo humano pode ser considerado como sendo um sistema de massas, separadas por molas. Quando excitado por certas frequências, pode ocorrer uma ressonância no corpo humano, com deformação ou deslocamento de órgãos internos. Suportando grande massa muscular, a coluna tem que absorver estas vibrações, tornando-se rapidamente um foco de dor (GOMES, 1999).

2.13.8 Medidas de prevenção e proteção

No que respeita à vigilância da saúde podem distinguir-se três ações principais. Em primeiro lugar devem ser recolhidos dados acerca do indivíduo, por exemplo: sexo, idade, peso, altura, índice de massa corporal, principais tarefas atribuídas, ocupações de tempos livres, entre outros dados. A segunda ação centra-se nos fatores de risco, procurando identificar o perfil de risco do indivíduo, com recolhimento de dados relativos às condições de trabalho, por exemplo: tipo de aeronave e tempo de exposição, aos antecedentes (enfermidades vasculares ou reumáticas), hábitos, tratamentos, ocupações/exposições anteriores. A terceira ação configura uma perspectiva mais clínica de pesquisa de sinais ou sintomas (neurovasculares ou osteoarticulares) e consiste na verificação das condições que motivam o aparecimento dos sintomas ou, na ausência de sintomas, o diagnóstico precoce através da realização de exames complementares (BRAGA, 2007).

2.14 Normas reguladoras

Um dos objetivos do ensaio foi comparar o nível vibratório da aeronave com as normas específicas que definem o estado da aeronave. As normas aplicáveis são a RTCA/DO-160C e a MIL-H-8501 A (DAMY, 2006).

a) RTCA/DO-160C

A RTCA/DO 160 é uma norma civil que vem sendo usada como padrão desde 1958 e define uma série de procedimentos de ensaios para diferentes condições ambientais a que uma determinada aeronave possa estar sujeita. O objetivo da norma é verificar se os diversos equipamentos da aeronave mantêm suas características de desempenho em tais ambientes representativos de sua operação normal (DAMY, 2006).

Segundo Damy (2006), a seção 8 da referida norma trata especificamente do desempenho dos equipamentos da aeronave sujeitos ao nível de vibração especificados em cada categoria (helicóptero a pistão ou a turbina e avião a jato, a hélice ou a pistão).

As FIGURAS 24 e 25 apresentam os níveis de vibração máximos por área do helicóptero (DAMY, 2006).

| TIPO DE AERONAVES | CURVA DE TESTE DE VIBRAÇÃO PARA EQUIPAMENTOS MONTADOS | | | | | |
|---|---|---|------------------------|--------------------------|------------------------------|------------------------------------|
| | FUSELAGEM | PAINEL / CONSOLE DE INSTRUMENTOS & RACK DE EQUIPAMENTOS | | NACELE & PILONE DO MOTOR | MOTOR & CAIXA DE ENGRENAGENS | EMPENAGEM E COMPARTIMENTO DE RODAS |
| | | COM ISOLADORES DE VIB. | SEM ISOLADORES DE VIB. | | | |
| <u>Helicópteros</u> | | | | | | |
| Motor alternativo | Y 2/ | P | N | U | U | V |
| Motor turbojato | Y 1/ 2/ | P | N | W | W | V 1/ |
| <u>Asa Fixa - Motor turbojato</u> | | | | | | |
| Subsônico (Incluindo motor turbofan) | C | B | B | D | W | E |
| Supersônico | C | B | B | D | W | E |
| <u>Asa Fixa - Motores Turbohélice & Alternativo</u> | | | | | | |
| Multi Motor, acima de 5,700 kg (12,500 lb) | L | S | M | T | U | T |
| Multi Motor, abaixo de 5,700 kg (12,500 lb) | M | S | M | L | L | L |
| Monomotor, abaixo de 5,700 kg (12,500 lb) | M | S | M | N | L | M |

1/ Não incluso equipamento montado em estrutura diretamente afetada pelo efluxo de jato.
2/ Incluso equipamento montado nas áreas de nariz e cauda do helicóptero.

NOTA: Curvas B para E são aleatórias, todas as outras são sinusoidais.

FIGURA 24: Vibração padrão por tipos de aeronaves.

Fonte - (adaptado DAMY, 2006).

Como o Esquilo AS-350 tem motor à turbina, será utilizada como referência a **curva N** para vibração vertical e a **curva W** para a vibração lateral. Essas curvas são mostradas na FIGURA 25 (DAMY, 2006).

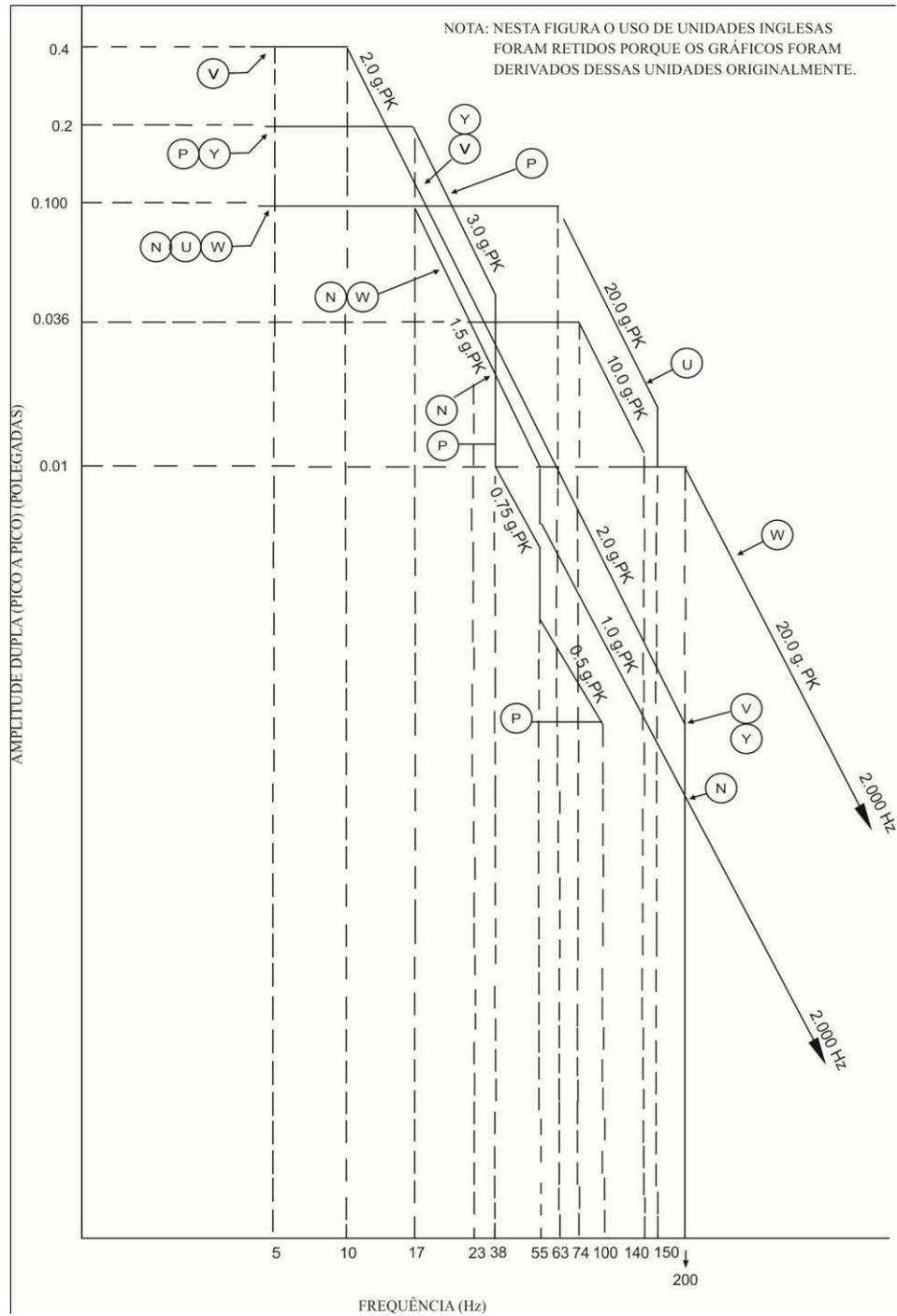


FIGURA 25: Gráfico da amplitude dupla x frequência.

Fonte - (adaptado DAMY, 2006).

Passando para a forma de FIGURA 26 e 27, têm-se os seguintes valores:

| Frequência (Hz) | Nível de vibração (pico) |
|------------------------|---------------------------------|
| 5-17 | 50 (mils) |
| 17-55 | 1,5 (g) |
| 55-2000 | 1,0 (g) |

FIGURA 26: Vibração vertical (curva N)

Fonte - (adaptado DAMY, 2006).

| Frequência (Hz) | Nível de vibração (pico) |
|------------------------|---------------------------------|
| 5-17 | 50 (mils) |
| 17-23 | 1,5 (g) |
| 23-74 | 18 (mils) |
| 74-140 | 10 (g) |
| 140-200 | 5 (mils) |
| 200-2000 | 20 (g) |

FIGURA 27: Vibração lateral (curva W)

Fonte - (adaptado DAMY, 2006).

b) MIL-H-8501 A (*Helicopter Flying and Ground Handling Qualities*)

A norma MIL-H-8501 A é uma norma militar publicada em 1961 que define uma série de requisitos de projeto referentes às qualidades de voo a qual um helicóptero militar deve se submeter na operação em voo e em solo, seja visualmente ou por instrumentos (DAMY, 2006).

Com respeito à vibração, são definidos valores máximos admissíveis, segundo os quais é possível operar sob condições satisfatórias de controlabilidade e de qualidades de voo (DAMY, 2006).

Para a cabine, onde está localizado o acelerômetro que mede a vibração na direção vertical, o nível vibratório máximo admissível para a vibração vertical (FIGURA 28) os limites são:

| Condição de voo | Frequência (Hz) | Nível de vibração (pico) |
|---|------------------------|---------------------------------|
| Para velocidades entre 80 a 100 nós à frente | 0-32 | 0,15 (g) |
| | 32-50 | 1,5 (mils) |
| | Acima de 50 | 0,47 (IPS) |
| Para velocidades entre 80 a 100 nós e a Potência Máxima Contínua (PMC) | 0-36 | 0,20 (g) |
| | 36-50 | 1,5 (mils) |
| | Acima de 50 | 0,47 (IPS) |

FIGURA 28: Vibração vertical

Fonte - (adaptado DAMY, 2006).

Para as demais partes da aeronave (o que inclui o acelerômetro sobre o mastro que mede a vibração lateral), os valores máximos admissíveis são para a vibração lateral (FIGURA 29), sob quaisquer condições de voo, os limites são:

| Frequência (Hz) | Nível de vibração (pico) |
|------------------------|---------------------------------|
| 0-32 | 0,40 (g) |
| Acima de 32 | 4 (mils) |

FIGURA 29: Vibração lateral

Fonte - (adaptado DAMY, 2006).

3 METODOLOGIA

O presente trabalho foi realizado baseado em pesquisas, estudos e vivência profissional na área de manutenção aeronáutica.

Os estudos práticos foram realizados na aeronave *AIRBUS AS 350* (Esquilo) após término da inspeção A/T (600 horas/24 meses) e finalização do balanceamento dos conjuntos dinâmicos do helicóptero, pois não é uma aeronave tão complexa e os princípios de funcionamento das aeronaves são os mesmos.

O *AIRBUS AS 350* é um helicóptero monomotor projetado para o transporte de passageiros, cargas internas, cargas externas no gancho, busca e salvamento com instalação do guincho, transporte médico, observação, treinamento, etc. Os principais sistemas e conjuntos da aeronave são ilustrados na FIGURA 30. Os conjuntos da aeronave foram desinstalados, desmontados, inspecionados, remontados e/ou substituídos e instalados na aeronave de acordo com manual do fabricante.



FIGURA 30: Aeronave *AIRBUS AS 350* – Esquilo.

Fonte - (AUTOR, 2019).

3.1 Analyzer acer 2020

Os dados deste trabalho foram obtidos com o modelo 2020HR *ProBalancer Analyzer* (FIGURA 31) que fornece passo a passo as instruções na tela para executar o balanceamento, *track* do rotor e medições de balanceamento e pesquisas de vibração. Além disso, o usuário pode estender as capacidades básicas, definindo e salvando “informações de configuração” para os procedimentos comuns. Estas configurações salvas podem ser recuperadas mais tarde para fornecer informações de configuração na tela, procedimentos consistentes e soluções de balanceamento sem a dificuldade de configurar os dados da unidade e reinsere-la cada vez que você usá-la.



FIGURA 31: *Analyzer Acer 2020.*

Fonte - (ACCESSYSTEMS, 2019).

3.2 Cablagens

As cablagens servem para transferir as informações desde os sensores até o processador de dados. Os cabos têm comprimento significativo para poder ser utilizado em diversos modelos de aeronaves. Todas as cablagens utilizadas são ligadas no processador de dados por meio de conectores de pinos tipo macho e fêmea (FIGURA 32).



FIGURA 32: Cablagem.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2018).

Um cabo para transferir a informação do processador dados para o *software* instalado no computador, *software* fornecido pelo próprio site do *Analyzer Acer 2020*. Conforme apresentado na FIGURA 33 (NICOLINI, *et al* 2018).



FIGURA 33: Cablagem com conectores.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2018).

3.3 Captador magnético

Conforme Nicolini; Quintella-da-Silva e Alves (2016) é um elemento fixo que sente a presença de um corpo magnético e transforma sua presença em sinal elétrico, conforme apresentado na FIGURA 34. Trata-se de um transdutor sensível a materiais ferromagnéticos. Um interruptor ferromagnético instalado no platô móvel passa sobre o captador induzindo nele um sinal elétrico – um sinal por rotação.



FIGURA 34: Captador magnético.

Fonte - (NICOLINI; QUINTELLA-DA-SILVA; ALVES, 2016).

3.4 Interruptor magnético

O interruptor magnético é um elemento magnético móvel, ilustrado na FIGURA 35, que passa sobre o captor magnético.



FIGURA 35: Interruptor magnético.

Fonte - (NICOLINI; QUINTELLA-DA-SILVA; ALVES, 2016).

3.5 Ciblas

A cibla é uma unidade refletora identificada com desenhos ou números próprios, instaladas nas pontas das pás (FIGURA 36) com sua face voltada para a cabine. Ao receber luz, reflete seu desenho, identificando assim qual é a pá que está sendo visualizada.

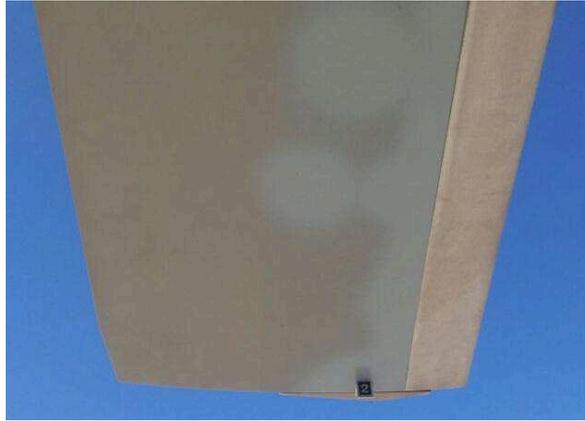


FIGURA 36: Cibla instalada na ponta da pá.

Fonte - (NICOLINI, *et al* 2018).

3.6 Estroboscópio

O estroboscópio (FIGURA 37) é usado para o ajuste da trajetória (ou *tracking*) das pás do rotor principal. O estroboscópio trabalha junto com sensor eletrônico de fase ou captador magnético, e é ele que dará o sinal de início da contagem em graus da passagem das pás pelo ponto 0 ou 12 horas.

Para usar o estroboscópio, uma cibla é instalada na ponta das pás. Cada vez que a cibla passa pelo ponto 12 horas determinado pelo sensor, o estroboscópio emite um flash de luz que faz com que se visualizem as cibladas (PERDOMO, 2004).



FIGURA 37: Estroboscópio.

Fonte - (BARROS; VARGAS; DOS REIS, 2014).

3.7 Bancos analisados

Os acelerômetros foram instalados em dois tipos diferentes de bancos, banco com assento anatômico (FIGURA 38), e o banco com absorção de impactos (FIGURA 39). O projeto do banco com absorção de impactos, conta com o ajuste de lombar, ajuste de altura e assentos de melhor conforto.



FIGURA 38: Banco com assento anatômico

Fonte - (AUTOR, 2019).



FIGURA 39: Banco com absorção de impactos

Fonte - (AUTOR, 2019).

Na FIGURA 40 o acelerômetro (A) foi instalado no banco com assento anatômico, próximo aos pés do piloto para captar a vibração lateral aproximada e o acelerômetro (B) foi instalado próximo à coluna do piloto para captar a vibração vertical aproximada.

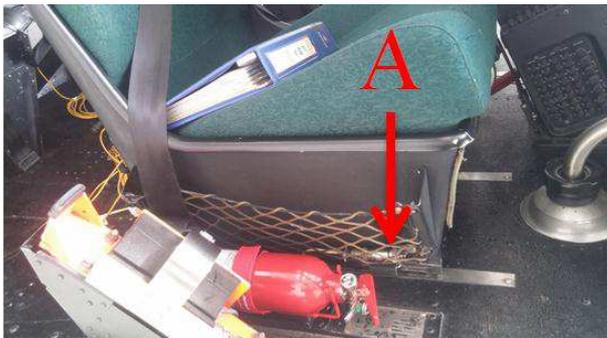


FIGURA 40: Acelerômetro (A) instalado próximo aos pés do piloto o acelerômetro (B) instalado próximo à coluna do piloto.

Fonte - (AUTOR, 2019).

Na FIGURA 41 o acelerômetro (C) foi instalado no banco com absorção de impactos para captar a vibração vertical aproximada, próximo à coluna do piloto sendo possível deixar fechada a proteção do banco, e o acelerômetro (D) foi instalado próximo aos pés do piloto para captar a vibração vertical aproximada.



FIGURA 41: Acelerômetro (C) instalado próximo à coluna do piloto e o acelerômetro (D) instalado próximo aos pés do piloto.

Fonte - (AUTOR, 2019).

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

A coleta de dados foi feita por intermédio dos gráficos dos espectros de frequência após o balanceamento da aeronave. Os espectros são divididos em faixas de frequência e suas unidades de medida de vibração são alteradas de IPS (*Inches Per Second* - polegadas por segundo) para g's (forças gravitacionais) ou mils (forças de deslocamentos) de acordo com a faixa de rotação e comparação nas tabelas com as normas.

Conforme o manual, a vibração vertical no ressonador de cabine instalado debaixo dos assentos do piloto e copiloto possui um limite de vibração no lado do piloto de 0,6 IPS e do lado do copiloto de 0,7 IPS e, também, um nível de conforto de 0,47 IPS em ambos os lados, sendo essa leitura feita próximo ao 3Ω e em Potência Máxima Contínua (PMC).

4.1 Banco com assento anatômico

A coleta de dados foi realizada na condição de voo, entre 80 e 100 nós, velocidade que normalmente é utilizada, conforme FIGURA 42. No gráfico superior “FRONT”, próximo aos pés do piloto, nota-se que o pico de vibração é de 0.24 IPS próximo ao 3Ω (1175 RPM – Rotação Por Minuto). No gráfico inferior “AFT”, próximo à coluna do piloto, nota-se que o pico de vibração é de 0.19 IPS próximo ao 3Ω (1175 RPM). Ambos os resultados estão abaixo do limite do manual, sendo utilizado como referência o limite de vibração no 3Ω em PMC, porém isso não quer dizer que isso não tenha nenhum efeito no piloto.

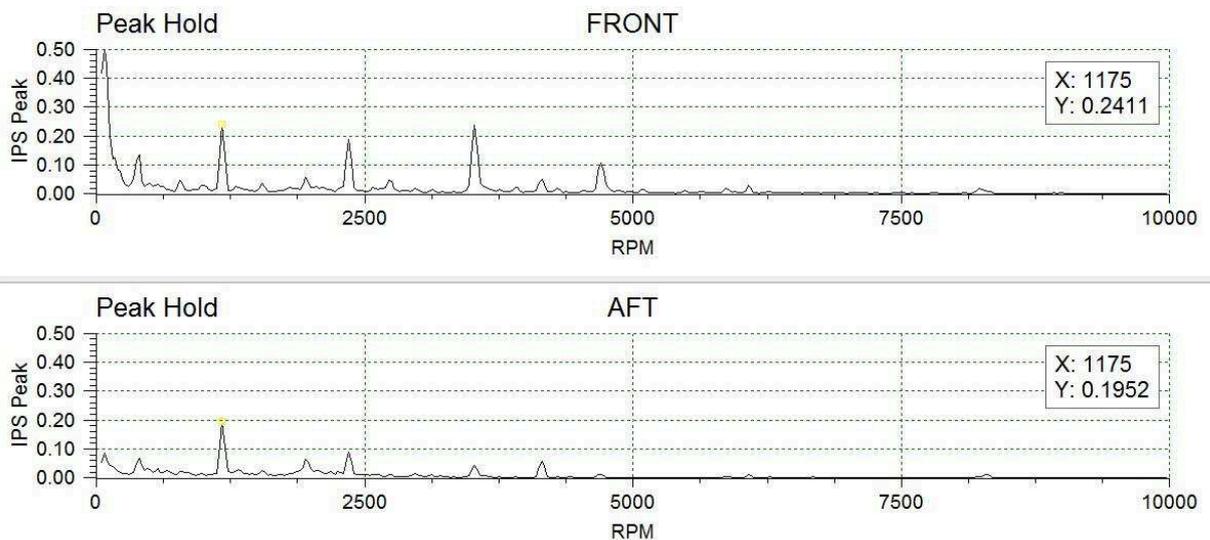


FIGURA 42: Condição voo entre 80 a 100 nós (IPS x RPM).

Na FIGURA 43 tem o mesmo gráfico da FIGURA 42, porém em g e em Hz.

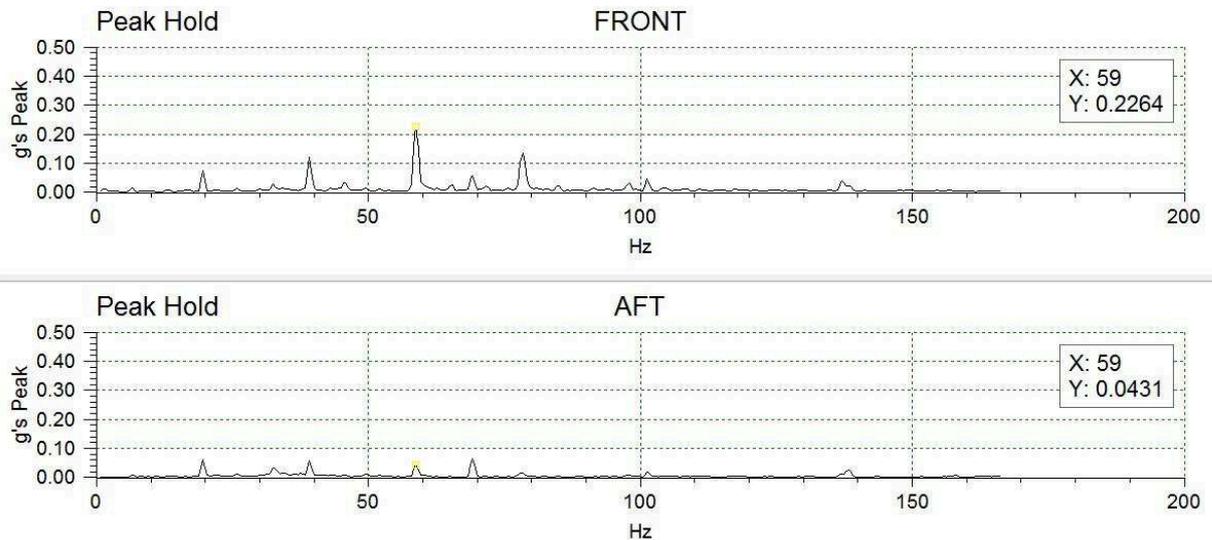


FIGURA 43: Condição voo entre 80 a 100 nós (g x Hz).

Na FIGURA 44 tem o mesmo gráfico da FIGURA 42, porém em mils e em Hz.

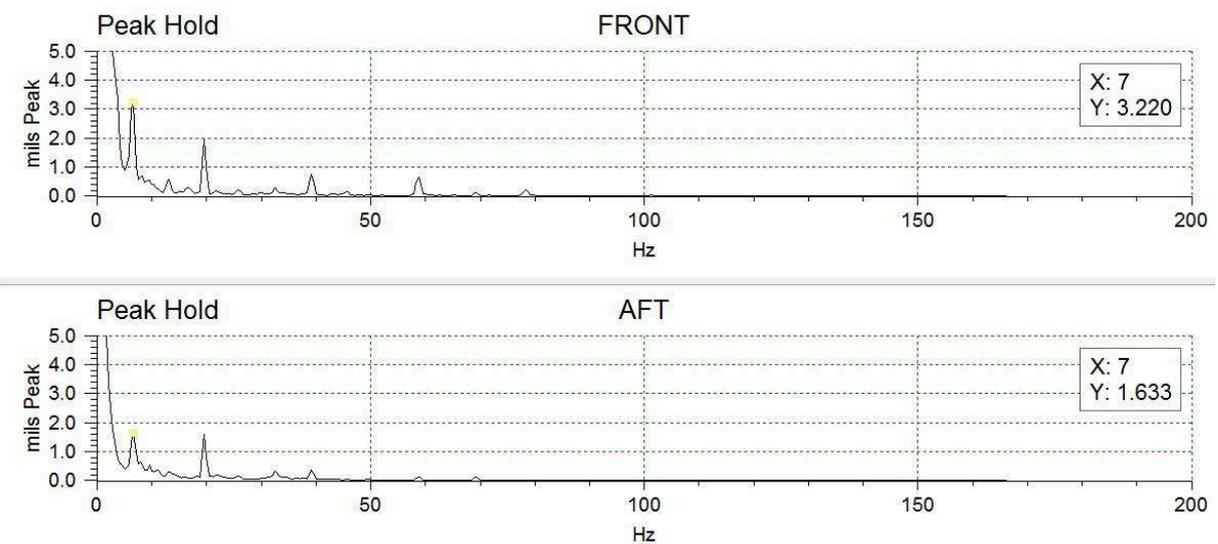


FIGURA 44: Condição voo 80 a 100 nós (mils x Hz).

Na FIGURA 45 a coleta de dados foi realizada na condição PMC – Potência Máxima Contínua. No gráfico superior “FRONT”, próximo aos pés do piloto, nota-se que o pico de vibração é de 0.43 IPS próximo ao 3Ω (1175 RPM). No gráfico inferior “AFT”, próximo à coluna do piloto, nota-se que o pico de vibração é de 0.27 IPS próximo ao 3Ω (1175 RPM).

Ambos os resultados estão abaixo do limite do manual, sendo utilizado como referência o limite de vibração no 3Ω em PMC, porém isso não quer dizer que isso não tenha nenhum efeito no piloto.

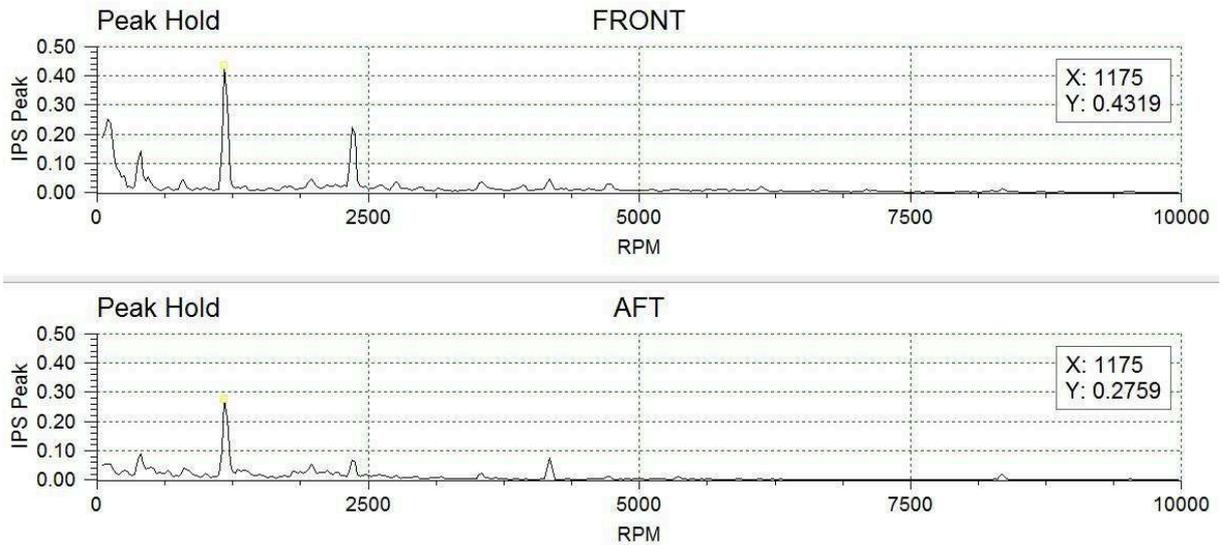


FIGURA 45: Condição PMC (IPS x RPM).

Na FIGURA 46 tem o mesmo gráfico da FIGURA 45, porém em g e em Hz.

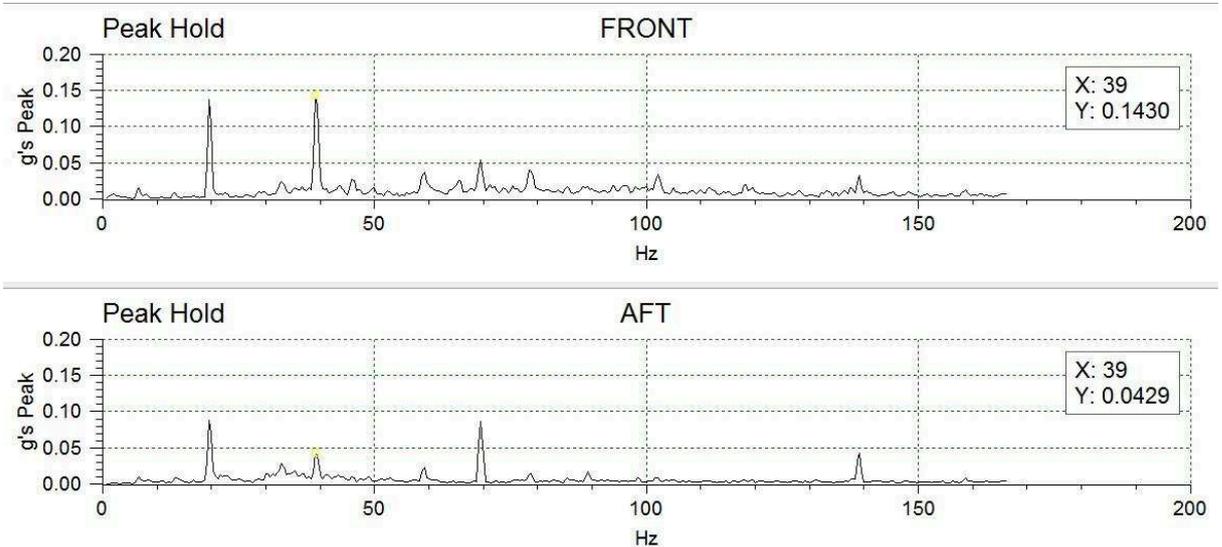


FIGURA 46: Condição PMC (g x Hz).

Na FIGURA 47 tem o mesmo gráfico da FIGURA 45, porém em mils e em Hz.

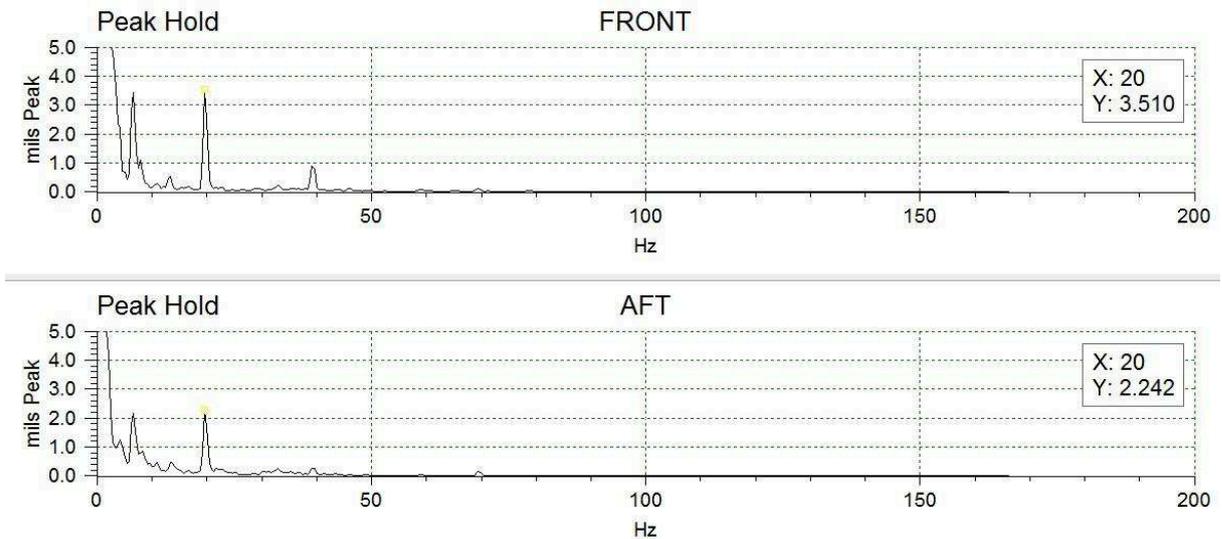


FIGURA 47: Condição PMC (mils x Hz).

Na FIGURA 48 tem o mesmo gráfico da FIGURA 45, porém em IPS e Hz.

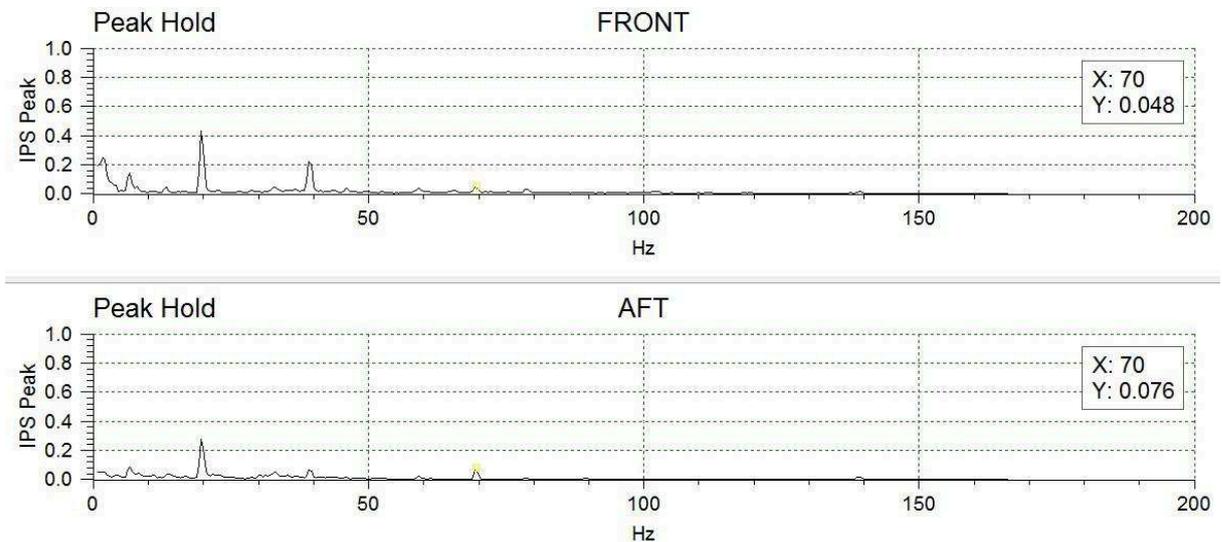


FIGURA 48: Condição PMC (IPS x Hz).

4.2 Banco com absorção de impactos

Na FIGURA 49 a coleta de dados foi realizada na condição de voo, entre 80 e 100 nós, velocidade que normalmente é utilizada. No gráfico superior “1 P”, próximo aos pés do piloto, nota-se que o pico de vibração é de 0.16 IPS próximo ao 3Ω (1150 RPM). No gráfico

inferior “2 P”, próximo à coluna do piloto, nota-se que o pico de vibração é de 0.14 IPS próximo ao 3Ω (1150 RPM). Ambos os resultados estão abaixo do limite do manual, sendo utilizado como referência o limite de vibração no 3Ω em PMC, porém isso não quer dizer que isso não tenha nenhum efeito no piloto.

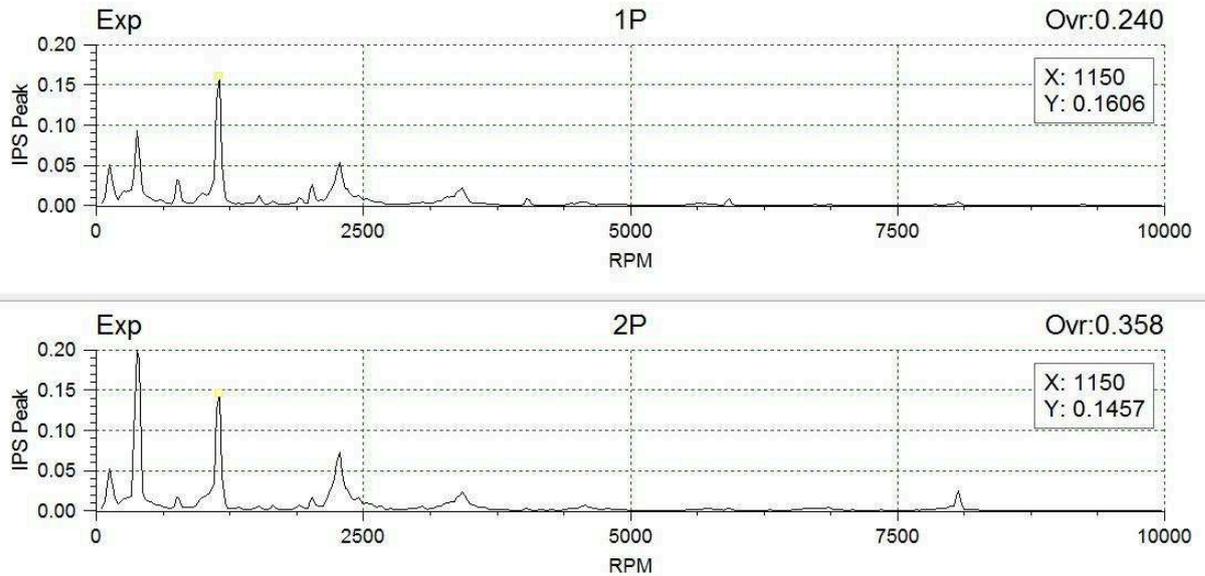


FIGURA 49: Condição voo entre 80 a 100 nós (IPS x RPM).

Na FIGURA 50 tem o mesmo gráfico da FIGURA 49, porém em g's e em Hz.

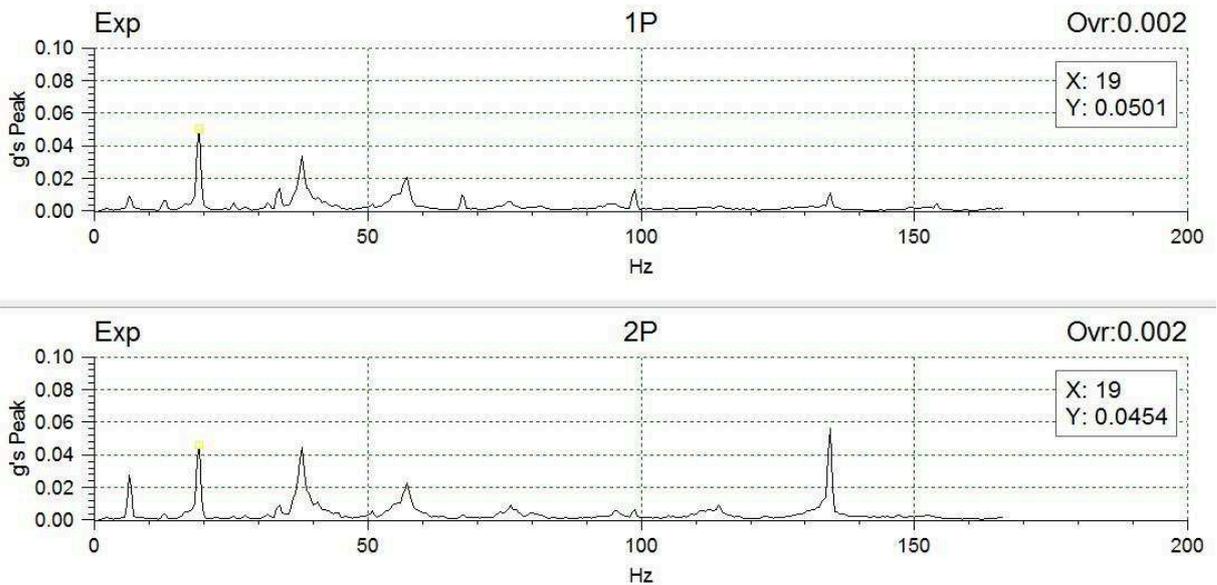


FIGURA 50: Condição voo entre 80 a 100 nós (g's x Hz).

Na FIGURA 51 tem o mesmo gráfico da FIGURA 49, porém em mils e Hz.

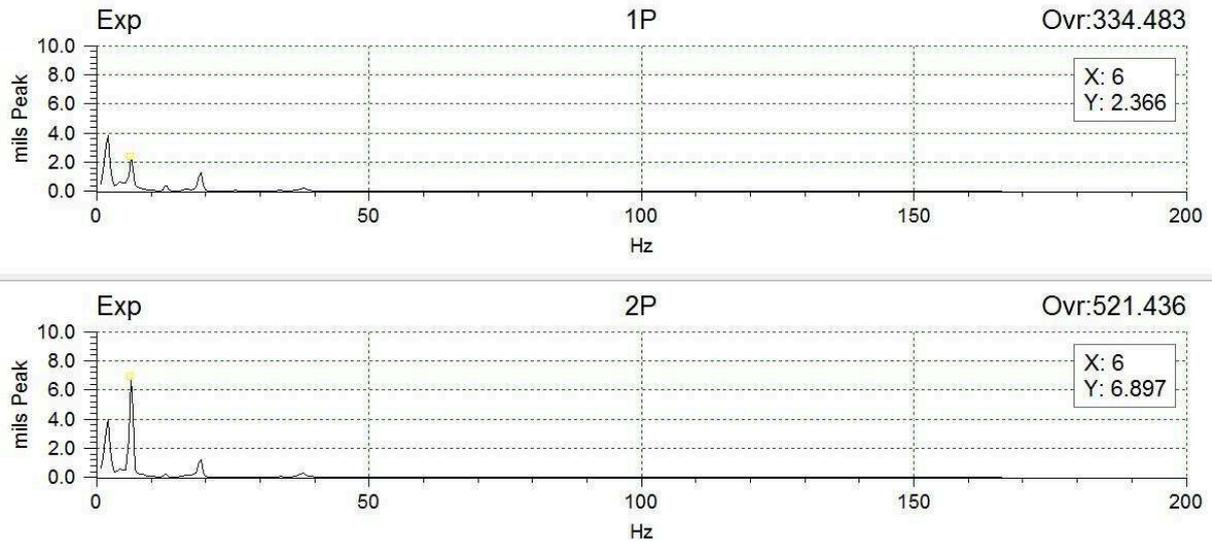


FIGURA 51: Condição voo entre 80 a 100 nós (mils x Hz).

Na FIGURA 52 tem o mesmo gráfico da FIGURA 49, porém em IPS e Hz.

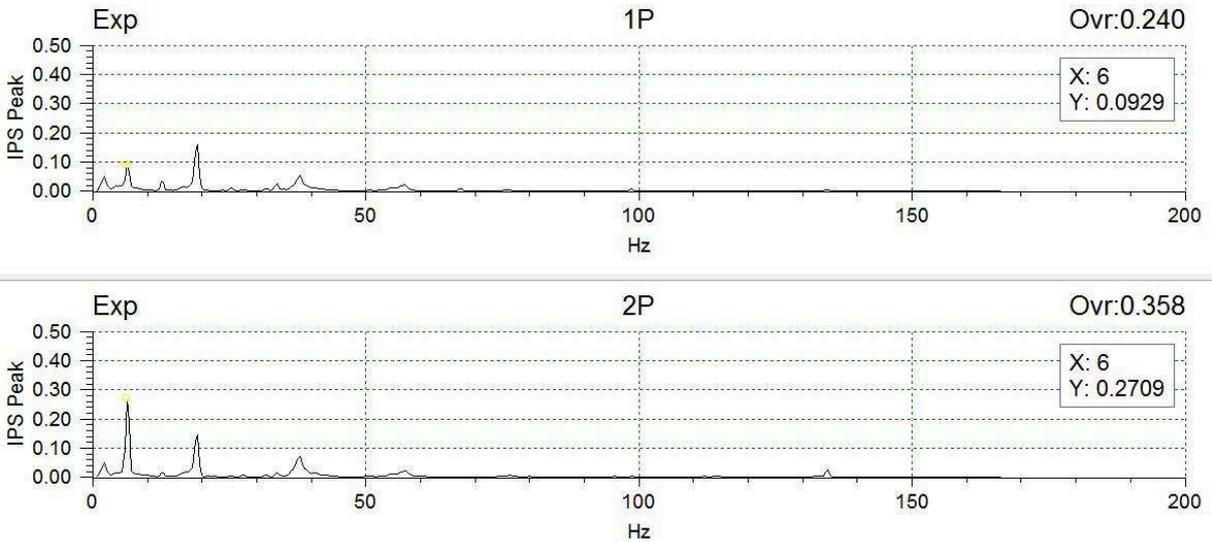


FIGURA 52: Condição voo entre 80 a 100 nós (IPS x Hz).

Na FIGURA 53 a coleta de dados foi realizada na condição PMC – Potência Máxima Contínua. No gráfico superior “1 P”, próximo aos pés do piloto, nota-se que o pico de vibração é de 0.35 IPS próximo ao 3 Ω (1175 RPM). No gráfico inferior “2 P”, próximo à coluna do piloto, nota-se que o pico de vibração é de 0.35 IPS próximo ao 3 Ω (1175 RPM). Ambos os resultados estão abaixo do limite do manual, sendo utilizado como referência o

limite de vibração no 3Ω em PMC, porém isso não quer dizer que isso não tenha nenhum efeito no piloto.

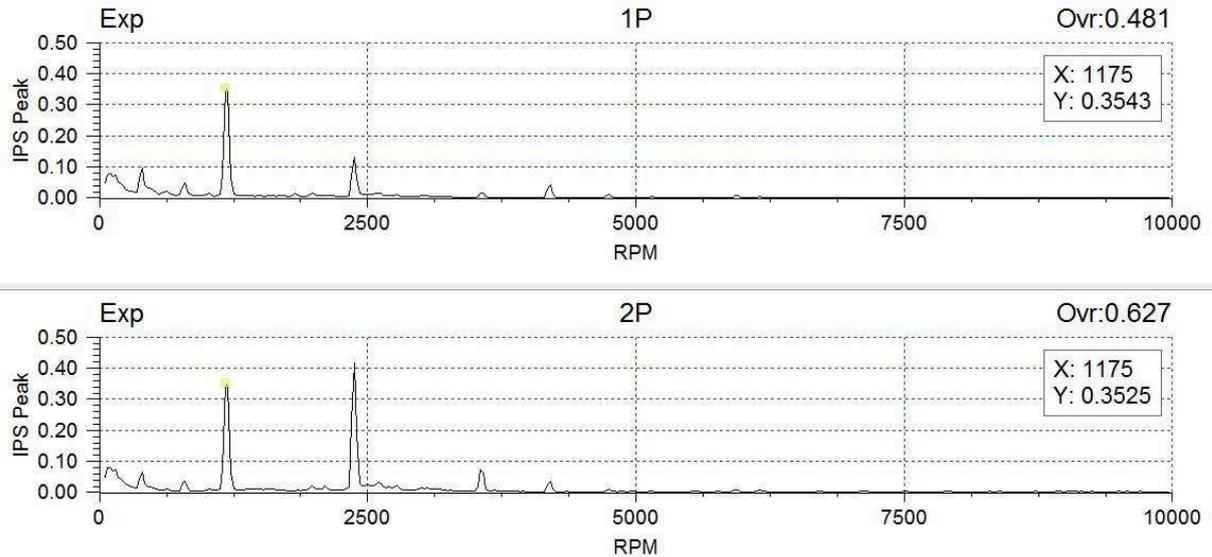


FIGURA 53: Condição PMC (IPS x RPM).

Na FIGURA 54 tem o mesmo gráfico da FIGURA 53, porém em g's e em Hz.

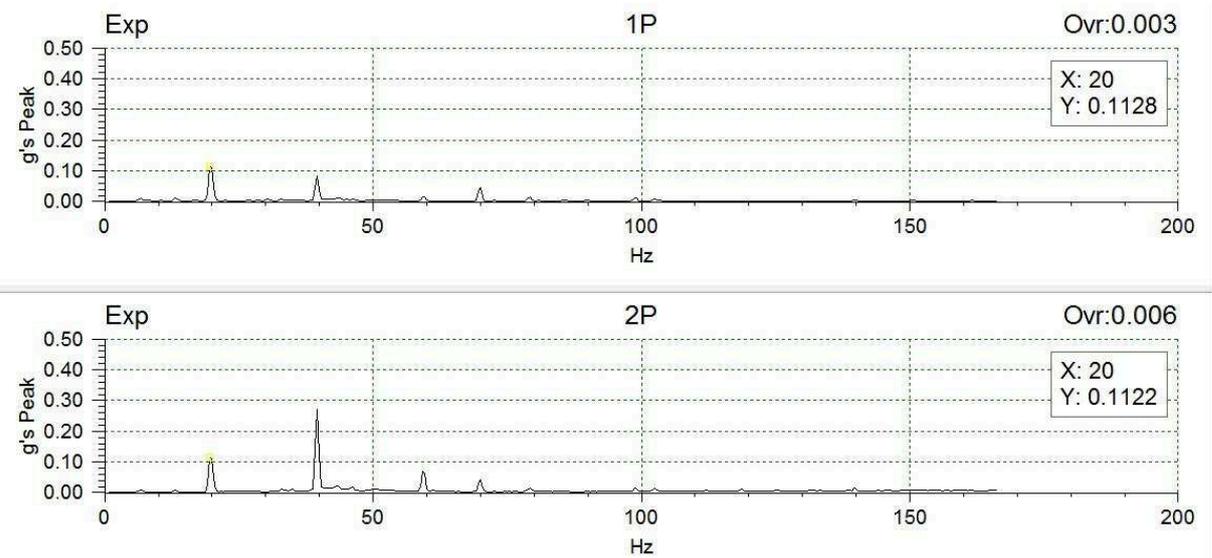


FIGURA 54: Condição PMC (g's x Hz).

Na FIGURA 55 tem o mesmo gráfico da FIGURA 53, porém em mils e Hz.

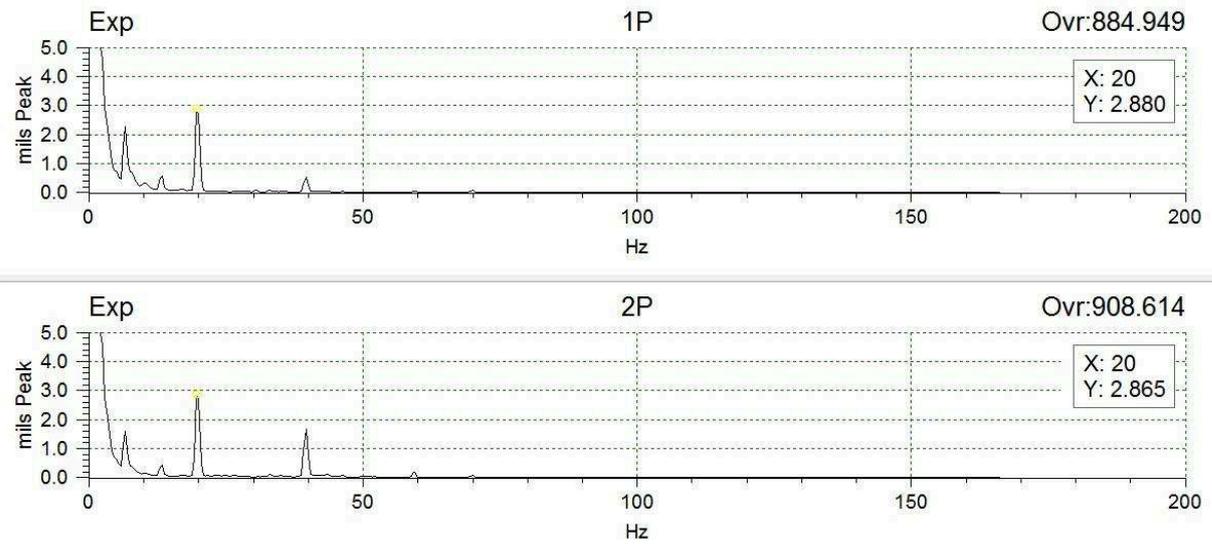


FIGURA 55: Condição PMC (mils x Hz).

Na FIGURA 56 tem o mesmo gráfico da FIGURA 53, porém em IPS e Hz.

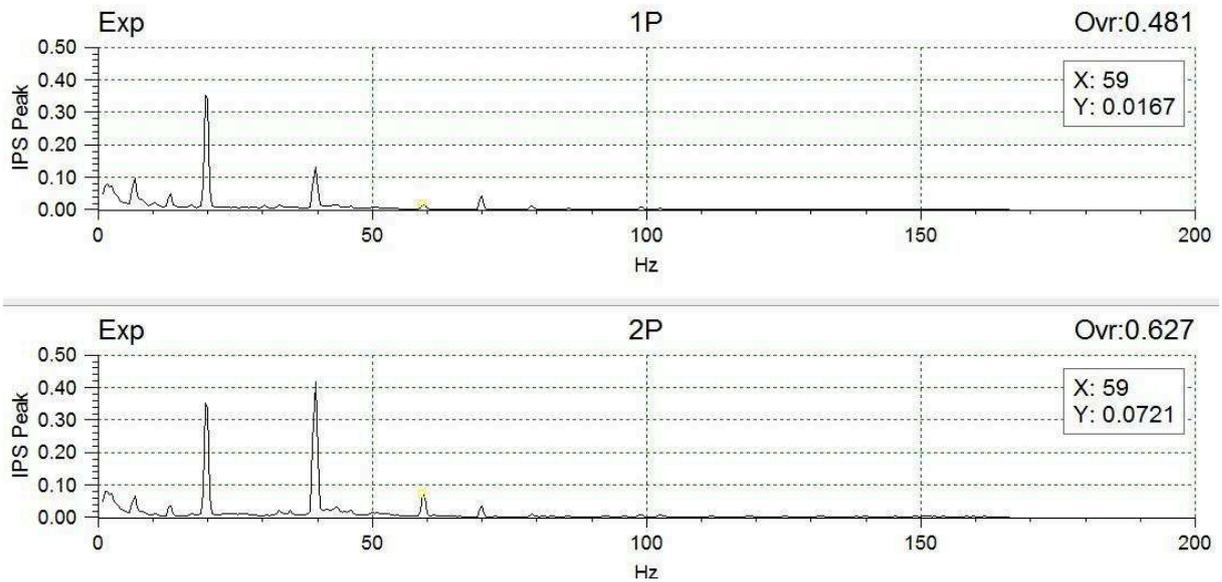


FIGURA 56: Condição PMC (IPS x Hz).

4.3 Comparativos de dados

Foi feita uma comparação dos níveis de vibração obtidos dos dois bancos pelos gráficos dos espectros de frequência com a norma civil (RTCA/DO-160C) e militar (MIL-H-8501 A). Os dados escolhidos são nas condições de voo e Potência Máxima Contínua (PMC).

Banco 1 – Banco com assento anatômico

Banco 2 – Banco com absorção de impactos

4.3.1 Norma RTCA/DO-160C

A comparação com as normas foi feita por intermédio dos gráficos dos espectros de frequência. Os espectros são divididos em faixas de frequência e suas unidades de medida de vibração são alteradas de IPS para g's ou mils de acordo com a faixa de rotação e comparação nas tabelas com as normas.

Na TABELA 1 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 para vibração lateral entre 80 a 100 nós com limites de vibração na faixa de frequência de 5 a 2000 Hz de acordo com a norma RTCA/DO-160C.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 5 a 17 Hz é mais preciso em mils e para a faixa de 17 a 23 Hz é mais preciso em g, e assim por diante.

TABELA 1: Comparação com o RTCA/DO-160C - Vibração lateral entre 80 a 100 nós

| Frequência (Hz) | Limite de vibração (pico) | Banco 1 |
|------------------------|----------------------------------|----------------|
| 5-17 | 50 (mils) | 3,2 (mils) |
| 17-23 | 1,5 (g) | 0,01 (g) |
| 23-74 | 18 (mils) | 0,08 (mils) |
| 74-140 | 10 (g) | 0,22 (g) |
| 140-200 | 5 (mils) | - |
| 200-2000 | 20 (g) | - |

Na TABELA 2 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 para vibração lateral em PMC com limites de vibração na faixa de frequência de 5 a 2000 Hz de acordo com a norma RTCA/DO-160C.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 5 a 17 Hz é mais preciso em mils e para a faixa de 17 a 23 Hz é mais preciso em g, e assim por diante.

TABELA 2: Comparação com o RTCA/DO-160C - Vibração lateral em PMC

| Frequência (Hz) | Limite de vibração (pico) | Banco 1 |
|------------------------|----------------------------------|----------------|
| 5-17 | 50 (mils) | 3,4 (mils) |
| 17-23 | 1,5 (g) | 0,14 (g) |
| 23-74 | 18 (mils) | 0,08 (mils) |
| 74-140 | 10 (g) | 0,08 (g) |
| 140-200 | 5 (mils) | - |
| 200-2000 | 20 (g) | - |

Na TABELA 3 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 e banco 2 para vibração vertical entre 80 a 100 nós com limites de vibração na faixa de frequência de 5 a 2000 Hz de acordo com a norma RTCA/DO-160C.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 5 a 17 Hz é mais preciso em mils e para as faixas de 17 a 55 Hz e 55 a 2000 Hz são mais preciso em g.

TABELA 3: Comparação com o RTCA/DO-160C - Vibração vertical entre 80 a 100 nós

| Frequência (Hz) | Limite de vibração (pico) | Banco 1 | Banco 2 |
|------------------------|----------------------------------|----------------|----------------|
| 5-17 | 50 (mils) | 1,6 (mils) | 6,90 (mils) |
| 17-55 | 1,5 (g) | 0,06 (g) | 0,04 (g) |
| 55-2000 | 1,0 (g) | 0,08 (g) | 0,05 (g) |

Na TABELA 4 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 e banco 2 para vibração vertical em PMC com limites de vibração na faixa de frequência de 5 a 2000 Hz de acordo com a norma RTCA/DO-160C.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 5 a 17 Hz é mais preciso em mils e para a faixa de 17 a 55 Hz é mais preciso em g, e assim por diante.

TABELA 4: Comparação com o RTCA/DO-160C - Vibração vertical em PMC

| Frequência (Hz) | Limite de vibração (pico) | Banco 1 | Banco 2 |
|------------------------|----------------------------------|----------------|----------------|
| 5-17 | 50 (mils) | 2,1 (mils) | 1,6 (mils) |
| 17-55 | 1,5 (g) | 0,08 (g) | 0,28 (g) |
| 55-2000 | 1,0 (g) | 0,08 (g) | 0,06 (g) |

4.3.2 Norma MIL-H-8501 A

A comparação nesta norma foi feita por intermédio dos gráficos dos espectros de frequência. Os espectros também são divididos em faixas de frequência e suas unidades de medida de vibração são alteradas de IPS para g's ou mils de acordo com a faixa de rotação.

Na TABELA 5 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 para vibração lateral entre 80 a 100 nós com limites de vibração na faixa de frequência de 0 a 32 Hz de acordo com a norma MIL-H-8501 A.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 0 a 32 Hz é mais preciso em g e para a faixa acima de 32 Hz é mais preciso em mils.

TABELA 5: Comparação com a MIL-H-8501 A - Vibração lateral entre 80 a 100 nós

| Frequência (Hz) | Limite de vibração (pico) | Banco 1 |
|------------------------|----------------------------------|----------------|
| 0-32 | 0,40 (g) | 0,22 (g) |
| Acima de 32 | 4 (mils) | - |

Na TABELA 6 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 para vibração lateral em PMC com limites de vibração na faixa de frequência de 0 a 32 Hz de acordo com a norma MIL-H-8501 A.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 0 a 32 Hz é mais preciso em g e para a faixa acima de 32 Hz é mais preciso em mils.

TABELA 6: Comparação com a MIL-H-8501 A - Vibração lateral em PMC

| Frequência (Hz) | Limite de vibração (pico) | Banco 1 |
|------------------------|----------------------------------|----------------|
| 0-32 | 0,40 (g) | 0,14 (g) |
| Acima de 32 | 4 (mils) | - |

Na TABELA 7 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 e banco 2 para vibração vertical entre 80 a 100 nós com limites de vibração na faixa de frequência de 0 a acima de 50 Hz de acordo com a norma MIL-H-8501 A.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 0 a 32 Hz é mais preciso em g, para a faixa de 32 a 50 Hz é mais preciso em mils e acima de 50 Hz é mais preciso em IPS.

TABELA 7: Comparação com a MIL-H-8501 A - Vibração vertical entre 80 a 100 nós

| Frequência (Hz) | Limite de vibração (pico) | Banco 1 | Banco 2 |
|------------------------|----------------------------------|----------------|----------------|
| 0-32 | 0,15 (g) | 0,06 (g) | 0,04 (g) |
| 32-50 | 1,5 (mils) | 0,04 (mils) | 0,02 (mils) |
| Acima de 50 | 0,47 (IPS) | 0,06 (IPS) | 0,02 (IPS) |

Na TABELA 8 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 e banco 2 para vibração vertical em PMC com limites de vibração na faixa de frequência de 0 a acima de 50 Hz de acordo com a norma MIL-H-8501 A.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 0 a 36 Hz é mais preciso em g, para a faixa de 36 a 50 Hz é mais preciso em mils e acima de 50 Hz é mais preciso em IPS.

Conforme a TABELA 8, o banco 2 na frequência entre 36-50 Hz, a vibração encontrada foi de 1,68 mils, acima do limite permitido pela norma MIL-H-8501 A.

TABELA 8: Comparação com a MIL-H-8501 A - Vibração vertical em PMC

| Frequência (Hz) | Limite de vibração (pico) | Banco 1 | Banco 2 |
|------------------------|----------------------------------|----------------|----------------|
| 0-36 | 0,20 (g) | 0,08 (g) | 0,11 (g) |
| 36-50 | 1,5 (mils) | 0,02 (mils) | 1,68 (mils) |
| Acima de 50 | 0,47 (IPS) | 0,07 (IPS) | 0,07 (IPS) |

4.4 Tabelas de frequências humanas e frequências encontradas

Nas TABELAS 9 a 16 representam as frequências onde o pico de vibração foi encontrado e as frequências humanas dentro das duas normas já citadas anteriormente, RTCA/DO-160C e MIL-H-8501 A.

4.4.1 Dados com referência à norma RTCA/DO-160C:

Na TABELA 9 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 para vibração lateral entre 80 a 100 nós com limites de vibração na faixa de frequência de 1 a 60 Hz e o pico de vibração de acordo com a norma RTCA/DO-160C.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 1 a 15 Hz é mais preciso em mils, para a faixa de 15 a 30 Hz é mais preciso em g, e de 50 a 60 Hz é mais preciso em mils novamente.

TABELA 9: Vibração lateral do banco 1 entre 80 a 100 nós

| Frequência do corpo humano | Limite da Vibração (pico) | Banco 1 |
|-----------------------------------|----------------------------------|----------------|
| De 1 a 10 Hz | 50 (mils) | 3,2 (mils) |
| De 8 a 15 Hz | 50 (mils) | 3,2 (mils) |
| De 15 a 30 Hz | 1,5 (g) | 0,01 (g) |
| De 50 a 60 Hz | 18 (mils) | 0,08 (mils) |

Na TABELA 10 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 para vibração lateral PMC com limites de vibração na faixa de frequência de 1 a 60 Hz e o pico de vibração de acordo com a norma RTCA/DO-160C.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 1 a 15 Hz é mais preciso em mils, para a faixa de 15 a 30 Hz é mais preciso em g, e de 50 a 60 Hz é mais preciso em mils novamente.

TABELA 10: Vibração lateral do banco 1 em PMC

| Frequência do corpo humano | Limite da Vibração (pico) | Banco 1 |
|-----------------------------------|----------------------------------|----------------|
| De 1 a 10 Hz | 50 (mils) | 3,4 (mils) |
| De 8 a 15 Hz | 50 (mils) | 3,4 (mils) |
| De 15 a 30 Hz | 1,5 (g) | 0,14 (g) |
| De 50 a 60 Hz | 18 (mils) | 0,08 (mils) |

Na TABELA 11 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 e banco 2 para vibração vertical entre 80 a 100 nós com limites de vibração na faixa de frequência de 1 a 60 Hz e o pico de vibração de acordo com a norma RTCA/DO-160C.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 1 a 15 Hz é mais preciso em mils e para a faixa de 15 a 60 Hz é mais preciso em g.

TABELA 11: Vibração vertical do banco 1 entre 80 a 100 nós

| Frequência do corpo humano | Limite da Vibração (pico) | Banco 1 | Banco 2 |
|-----------------------------------|----------------------------------|----------------|----------------|
| De 1 a 10 Hz | 50 (mils) | 1,6 (mils) | 6,90 (mils) |
| De 8 a 15 Hz | 50 (mils) | 1,6 (mils) | 6,90 (mils) |
| De 15 a 30 Hz | 1,5 (g) | 0,06 (g) | 0,04 (g) |
| De 50 a 60 Hz | 1,0 (g) | 0,08 (g) | 0,05 (g) |

Na TABELA 12 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 e banco 2 para vibração vertical em PMC com limites de vibração na faixa de frequência de 1 a 60 Hz e o pico de vibração de acordo com a norma RTCA/DO-160C.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 1 a 15 Hz é mais preciso em mils e para a faixa de 15 a 60 Hz é mais preciso em g.

TABELA 12: Vibração vertical do banco 1 em PMC

| Frequência do corpo humano | Limite da Vibração (pico) | Banco 1 | Banco 2 |
|-----------------------------------|----------------------------------|----------------|----------------|
| De 1 a 10 Hz | 50 (mils) | 2,1 (mils) | 1,6 (mils) |
| De 8 a 15 Hz | 50 (mils) | 2,1 (mils) | 1,6 (mils) |
| De 15 a 30 Hz | 1,5 (g) | 0,08 (g) | 0,28 (g) |
| De 50 a 60 Hz | 1,0 (g) | 0,08 (g) | 0,06 (g) |

4.4.2 Dados com referência a norma MIL-H-8501 A:

Na TABELA 13 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 para vibração lateral entre 80 a 100 nós com limites de vibração na faixa de frequência de 1 a 60 Hz e o pico de vibração de acordo com a norma MIL-H-8501 A.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 1 a 30 Hz é mais preciso em g e para a faixa de 50 a 60 Hz é mais preciso em mils.

TABELA 13: Vibração lateral do banco 1 entre 80 a 100 nós

| Frequência do corpo humano | Limite da Vibração (pico) | Banco 1 |
|-----------------------------------|----------------------------------|----------------|
| De 1 a 10 Hz | 0,40 (g) | 0,22 (g) |
| De 8 a 15 Hz | 0,40 (g) | 0,22 (g) |
| De 15 a 30 Hz | 0,40 (g) | 0,22 (g) |
| De 50 a 60 Hz | 4 (mils) | - |

Na TABELA 14 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 para vibração lateral em PMC com limites de vibração na faixa de frequência de 1 a 60 Hz e o pico de vibração de acordo com a norma MIL-H-8501 A.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 1 a 30 Hz é mais preciso em g e para a faixa de 50 a 60 Hz é mais preciso em mils.

TABELA 14: Vibração lateral do banco 1 em PMC

| Frequência do corpo humano | Limite da Vibração (pico) | Banco 1 |
|-----------------------------------|----------------------------------|----------------|
| De 1 a 10 Hz | 0,40 (g) | 0,14 (g) |
| De 8 a 15 Hz | 0,40 (g) | 0,14 (g) |
| De 15 a 30 Hz | 0,40 (g) | 0,14 (g) |
| De 50 a 60 Hz | 4 (mils) | - |

Na TABELA 15 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 e banco 2 para vibração vertical entre 80 a 100 nós com limites de vibração na faixa de frequência de 1 a 60 Hz e o pico de vibração de acordo com a norma MIL-H-8501 A.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 1 a 30 Hz é mais preciso em g e para a faixa de 50 a 60 Hz é mais preciso em IPS.

TABELA 15: Vibração vertical do banco 1 e 2 entre 80 a 100 nós

| Frequência do corpo humano | Limite da Vibração (pico) | Banco 1 | Banco 2 |
|-----------------------------------|----------------------------------|----------------|----------------|
| De 1 a 10 Hz | 0,15 (g) | 0,06 (g) | 0,04 (g) |
| De 8 a 15 Hz | 0,15 (g) | 0,06 (g) | 0,04 (g) |
| De 15 a 30 Hz | 0,15 (g) | 0,06 (g) | 0,04 (g) |
| De 50 a 60 Hz | 0,47 (IPS) | 0,06 (IPS) | 0,02 (IPS) |

Na TABELA 16 é mostrado os resultados obtidos no banco 1 e banco 2 para vibração vertical em PMC com limites de vibração na faixa de frequência de 1 a 60 Hz e o pico de vibração de acordo com a norma MIL-H-8501 A.

As faixas de vibração das frequências (Hz) variam em função da precisão, ou seja, para faixa de 1 a 30 Hz é mais preciso em g e para a faixa de 50 a 60 Hz é mais preciso em IPS.

TABELA 16: Vibração vertical do banco 1 e 2 em PMC

| Frequência do corpo humano | Limite da Vibração (pico) | Banco 1 | Banco 2 |
|-----------------------------------|----------------------------------|----------------|----------------|
| De 1 a 10 Hz | 0,15 (g) | 0,08 (g) | 0,11 (g) |
| De 8 a 15 Hz | 0,15 (g) | 0,08 (g) | 0,11 (g) |
| De 15 a 30 Hz | 0,15 (g) | 0,08 (g) | 0,11 (g) |
| De 50 a 60 Hz | 0,47 (IPS) | 0,07 (IPS) | 0,07 (IPS) |

4.5 Discussões

No estudo da influência da vibração de helicópteros em pilotos, foram realizadas as inspeções nos montantes absorvedores de vibração, no antivibrador do rotor principal e seus componentes e no ressonador da cabine, e todos estavam em bom estado e nada foi encontrado para o critério de rejeição sendo assim, possível prosseguir para o pré-balanceamento do helicóptero.

Depois de realizado o balanceamento conforme o manual de manutenção, foi feito a coleta de dados nos assentos dos pilotos e os resultados obtidos, confrontados com as normas RTCA/DO-160C e MIL-H-8501 A e, como dito anteriormente, na TABELA 8, o banco 2 na frequência entre 36-50 Hz, a vibração encontrada foi de 1,68 mils, acima do limite permitido pela norma MIL-H-8501 A, de 1,5 mils. O nível vibratório não cumpre esta norma no envelope de voo, porém, sabe-se que as normas militares são geralmente mais restritas que a norma civil, sendo esta, utilizada para certificação de aeronaves. Entretanto, nesta frequência, possivelmente, poderia ter alteração na caixa craniana; diminuição da acuidade visual; diminuição da atenção e do raciocínio; ressonância da caixa torácica (costelas e músculos) e dificuldade de fonação, sendo um risco para o voo.

De forma geral, as vibrações encontradas estão dentro dos limites das normas RTCA/DO-160C e MIL-H-8501 A, exceto a encontrada na TABELA 8. Mesmo as vibrações estando dentro das normas, isso não quer dizer que não causem algum efeito ao longo dos anos no piloto com o recebimento cotidiano destas vibrações. Em geral, os problemas mais frequentes encontrados são nas frequências de 1 a 10 Hz, alterações labirínticas – enjoo e desorientação espacial, aumentos dos erros de julgamento, estresse e diminuição da concentração e diminuição da sensibilidade; nas frequências de 8 a 15 Hz, dores de cabeça, dores nas costas, fadiga muscular, diminuição de audição, lesões articulares; e na frequência 15 a 40 Hz, diminuição da acuidade visual e diminuição da atenção e do raciocínio (Capítulo

2.13.2, FIGURA 19). Esses distúrbios que podem acontecer, dependendo da intensidade e da persistência, podem contribuir decisivamente para a fadiga dos pilotos, podendo se configurar em acidentes aeronáuticos.

Os estudos que visam reduzir os impactos da vibração nos pilotos estão limitados aos projetos das aeronaves já em operação, porém estes projetos já consolidados têm a possibilidade de serem alterados por meio de modificações ou mesmo modernizações. Sendo assim, os pilotos devem conviver com os diversos problemas de fadiga, no entanto, podem minimizar os efeitos com diversas medidas preventivas.

As possíveis medidas preventivas para evitar o aparecimento da dor lombar, a mais comum das causas, e reduzir as degenerações da coluna, estão:

- Exames detalhados dos pilotos para detecção de deformidades da coluna ou qualquer tipo de doença;
- Limitar as horas voadas ao máximo por dia e por mês;
- O piloto deve atentar-se na manutenção do peso ideal, a fim de evitar sobrecarga na coluna e deve se preocupar com o preparo físico, realizando exercícios específicos para fortalecimento que mantém a estabilidade da coluna lombar através do auxílio de um profissional.

Mantem-se à orientação espacial com os pés no chão, basicamente, pela força da gravidade, ou em uma superfície similar, no caso, o piso da aeronave que está sendo o “chão”, pelo fluído nos ouvidos interno e principalmente pelos olhos, de forma que quando for olhado para o horizonte, sabe-se o que está em cima e o que está em baixo.

As medidas de anti-desorientação em voo, a exposição a um aumento temporário da iluminação do painel de instrumentos pode prejudicar na atividade em que está sendo realizada. O agrupamento dos instrumentos permite reduzir a área de varredura visual sendo menos prejudicial ao piloto. A incorporação de piloto automático nos helicópteros pode ser útil e eficaz para evitar a desorientação. Além disso, os pilotos de helicópteros devem se doutrinar para terem mais atenção nas fases de voo com mais chance à desorientação, especialmente em voos noturnos, que é mais comum.

Portanto, atentando-se a esses pontos, será possível aumentar o nível de segurança em helicópteros, reduzindo a estatística de acidentes de voo causados por fatores humanos.

5 CONCLUSÃO

Este trabalho demonstra que o corpo humano exposto às vibrações geradas pelo funcionamento do helicóptero sofrerá com alguns efeitos prejudiciais a sua integridade, caso esta exposição seja por longos períodos de tempo. Entre os possíveis efeitos, tem-se como o mais provável a dor na coluna vertebral, independentemente do estado de saúde do piloto antes de ingressar na atividade aérea. Os demais efeitos que podem afetar a integridade do corpo humano dependerão da concepção fisiológica e a pré-disposição de cada indivíduo, sendo capazes de se manifestarem de diferentes formas e níveis. Quanto às medidas de anti-desorientação espacial, os efeitos também podem variar de acordo com a concepção fisiológica de cada um, devendo-se ter mais atenção para voos noturnos, haja vista que estes são mais críticos e as chances de algo dar errado é maior.

Este trabalho ainda permite observar que apesar de possuir um projeto com diversas vantagens, o banco com absorção de impactos não demonstrou um rendimento superior ao banco anatômico quanto à transmissão da vibração aos pilotos. Os dados obtidos no espectro de vibração de cada banco apontam que o banco com absorção de impactos apresentou maiores níveis de vibração que o banco anatômico em algumas situações, sendo que em uma delas ultrapassou os limites de vibração exigidos na norma MIL-H-8501 A. Cabe ressaltar que em outra aeronave os resultados podem ser diferentes, haja vista que cada helicóptero possui sua assinatura espectral influenciada por diversos fatores.

Diante de tudo o que foi exposto, torna-se relevante o monitoramento das vibrações transmitidas aos pilotos durante as suas carreiras, como forma de prevenir ou antecipar o tratamento de doenças que poderão se manifestar nos mesmos ao longo dos anos.

Algumas sugestões para estudos futuros:

- Estudo da vibração nos assentos dos passageiros dos helicópteros;
- Estudo da vibração nos assentos dos mecânicos de voo dos helicópteros;
- Projetos inovadores para bancos com absorvedores de vibração integrados para helicópteros;
- Vibrações de helicópteros: Exercícios de fortalecimento na coluna para redução do efeito da vibração;

- Manual de causas e efeitos ocasionados pelas vibrações aos pilotos, passageiros e mecânicos, ocasionando certo grau de insalubridade.

REFERÊNCIAS

ACES SYSTEMS. **Model 2020PL Probalancer Analyzer**. Disponível em <https://www.acesystems.com/probalancer/>. Acesso em 20/06/2019

AIRBUS AS 550. **Manual de manutenção dos helicópteros AS 550**. HELIBRAS, v. 3/5, 2ª Edição. Revisão 002 - 07/11/2013

BANDEIRA, G., DE ABREU, G.; GIANELLI, R. **Vibração e ruído em manutenção preditiva**. 2010. 22f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) – UNESP, Bauru. 2010.

BARROS, L. A.; VARGAS, L. F. F.; DOS REIS, J. L. **Análise de vibração do rotor principal da aeronave AS 365 k PANTERA**. *IN: CONGRESS OF INDUSTRIAL MANAGEMENT AND AERONAUTICAL TECHNOLOGY*, 1., 2014., São José dos Campos,. FATEC. 9p. 2014.

BRAGA, C. A. C. **Exposição ocupacional a vibrações no sistema mão-braço no sector da construção**. 2007. 112f. Tese (Mestrado em Engenharia de Segurança e Higiene Ocupacionais) - Universidade de Porto, Portugal. 2007

BRAMWELL, R. S.; DONE, G.; BALMFORD, D. **Helicopter Dynamics**, 2ª Edição. 1976. S.I. Editora: Butterworth-Heinemann. 373p. 1976.

ClAVEX. Centro de Instrução de Aviação do Exército. **Sistema de verificação de trajetória e balanceamento**. Taubaté: S.N., 1986.

ClAVEX. Centro de Instrução de Aviação do Exército. **Teoria de voo de Helicópteros**. Taubaté: S.N., 1986.

CORTES, R. G.; ALBUQUERQUE R. M. **Health monitoring systems para segurança de voo**. *Dédalo: revista de segurança de voo da aviação do Exército*, n. 12, p. 9-13, nov. 2009.

CREDE, C. E. **Choque e vibração nos projetos de engenharia**. 1ª Edição; tradução: Edgar Ferreira da Costa e Souza. Curitiba. 1972.

CRUZ, R.V. **Curso de preparação para recebimento de aeronaves - Vibração teoria.** São José dos Campos, CTA. 2004.

CRUZ, R. V. **Fundamentos de engenharia de helicópteros e aeronaves de asas rotativas.** São José dos Campos, ITA. 2008.

DAMY, L. F. **Análise do espectro de frequência de vibração da aeronave Esquilo AS-355 F2.** 2006. 66f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2006.

DAMY, L. F. **Contribuição ao desenvolvimento de técnicas de balanceamento de rotores de cauda de helicópteros: Proposição de método adaptativo e modelagem estocástica.** 2017. 111f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2017.

DEPARTMENT OF DEFENSE, **MIL-H-8501 A:** 1961: helicopter flying and ground handling qualities: general requirements for. Washington, DC. 1961.

F.A.A. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **FAA-H-8083-21A Helicopter Flying Handbook.** U.S. Department of Transportation. Flight Standards Service. 2012.

GALDINO, J. C.; REZENDE, A. S. **Orientações e boas práticas de procedimentos de análise de vibrações em aeronaves de asas rotativas para mecânicos de manutenção aeronáutica.** 2014. 97f. Trabalho de Conclusão de Curso (Tecnólogo em Manutenção de Aeronaves) – São José dos Campos, FATEC. 2014.

GAVAGHAN, H. **Human error in the air: The report on the M1 plane crash at Kegworth last year underlines the importance of the “human factor” for safety** - <http://www.newscientist.com/article/mg12817432.600-human-error-in-the-air-the-report-on-the-m1->, acessado em 03/07/2019.

GOMES, V. A. **Teoria de vibração para helicópteros.** 5ª Edição. São José dos Campos: Centro Técnico Aeroespacial. 255p. 1999.

GONZÁLEZ, R. A.; ANDRADE, D. Uma análise qualitativa da filosofia huns na manutenção preditiva focada no nível vibratório devido a condições operacionais de helicópteros. **Revista Conexão**, SIPAER, v. 2, n. 1, p. 130-149, novembro 2010.

HUBER, G. J.; GOMES, J. O.; CARVALHO, V. R. **Análise do trabalho cognitivo dos pilotos de helicóptero da aviação offshore na bacia de campos**. 2006. 126f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia de Produção) – Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro. 2006.

IAC. Instituto de Aviação Civil. **Mecânico de manutenção aeronáutica** - Matérias Básicas - Brasília-DF. 2002.

KRYSINSKI, T.; MALBURET, F. **Mechanical vibrations: active and passive control**. 1^a Edition. U.S.A.: ISTE Ltd. 2007.

NICOLINI, A. L. S.; CAMARGO, J. R.; GIACAGLIA, G. E. O.; GRANDINETTI, F. J. **Importância dos absorvedores de vibração em helicópteros**. *IN*: CONGRESSO INTERNACIONAL DE CIÊNCIA, TECNOLOGIA E DESENVOLVIMENTO, VI., 2017, Taubaté. UNITAU. VI CICTED. 15p. 2017.

NICOLINI, A. L. S.; QUINTELLA-DA-SILVA, L. G. A.; ALVES, P. A. S. **Utilização do espectro de vibração como ferramenta de identificação de desgastes e possíveis falhas em componentes de um helicóptero**. *IN*: CONGRESSO INTERNACIONAL DE CIÊNCIA, TECNOLOGIA E DESENVOLVIMENTO, V., 2016, Taubaté. UNITAU. V CICTED. 22p. 2016.

NICOLINI, A. L. S.; QUINTELLA-DA-SILVA, L. G. A.; DAMY, L. F.; CAMARGO, J. R. **Análise de vibração do rotor principal da aeronave Airbus AS 350 Esquilo**. *IN*: CONGRESSO INTERNACIONAL DE CIÊNCIA, TECNOLOGIA E DESENVOLVIMENTO, VII., 2018, Taubaté. UNITAU. VII CICTED. 16p. 2018.

OSMOND, G.; GOULAIN, M. **Vibration tests for human factors purpose using cognilab** - Acoustic and Vibration Laboratory of TEST CENTER of AIRBUS France. 2001

PACKER, S. P.; BISTAFA, S. R. **Estudo Sobre a Influência da Vibração na Execução de Tarefas de Pilotos de Aeronaves**. 2008. 78f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) Universidade de São Paulo. São Paulo, 2008.

PEGADO, H. A. Monitoramento de vibrações: uma ferramenta eficiente na prevenção de acidentes com helicópteros. **Revista Conexão**. SIPAER, v. 1, n. 3, p. 038-046. Jul. 2010.

PERDOMO, R. E. **Análise de vibrações em uma aeronave BELL 206 e correção das mesmas usando a ferramenta vibrex 2000**. 2004. 82f. Trabalho de Conclusão de Curso (Tecnólogo em Manutenção de Aeronaves) - Curitiba, Universidade Tuiuti do Paraná. 2004.

PEREIRA, R. G.; MURADAS, D.Q. **Familiarização de helicópteros - Conceitos**. DCA-BR. 2011.

PINHEIRO, D. **Manutenção como ferramenta de qualidade**. Disponível em <http://www.revistatecnologiagrafica.com.br/index.php?option=com_content&view=article&id=2958:manutencao-como-ferramenta-de-qualidade&catid=81:gestao>. Acesso em 04/01/2018.

PUTTKAMMER, A.; DUCATI, E. **Aquisição ou locação de helicóptero: o que é mais econômico para o governo do estado de Santa Catarina?**. 2008. 110f. Monografia (Graduação em Ciências Contábeis) - Florianópolis, Universidade Federal e Santa Catarina. 2008.

RADIO TECHNICAL COMMISSION FOR AERONAUTICS, **RTCA/DO 160C**: 1989: environmental conditions and test procedures for airborne equipment, Washington, DC, 1989.

RAO, S. **Vibrações Mecânicas**. 4ª Edição; revisor: técnico José Juliano Junior; tradução: Arlete Simille - São Paulo: Pearson Prentice Hall. 2009.

SCHENCK-ROTEC. **100 anos de balanceando com a Schenck**. Disponível em www.schenck-rotec.com.br. Acesso em: 05/07/2019.

SMITH, J. A.; BOWDEN, D. R.; SMITH, S. D.; JURCSISN, J. G.; WALKER, A. Y. **Dynamic characteristics and human perception of vibration aboard a military propeller aircraft.** Biosciences and Protection Division Biomechanics Branch, 2007.

STUPAR, S.; SIMONOVIĆ, A.; JOVANOVIĆ, M. **Measurement and Analysis of Vibrations on the Helicopter Structure in Order to Detect Defects of Operating Elements.** Berlin, 062, n. 1, p. 058-063. Mar. 2011.

VIANA, C. Operações offshore demandam uma complexa logística aérea em alto mar. **Revista TN Petróleo**, n. 67, p. 84-90, jul./ago. 2009.

VIEIRA, F. **Métodos e técnicas de análise de vibração.** 2006. 22f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) – S.I. UGB. 2006.