

**UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
JULIANO DA SILVA SANTOS**

**CAUSAS E CONSEQUÊNCIAS DE VIBRAÇÕES EM
AERONAVES AS350**

**Taubaté - SP
2018**

JULIANO DA SILVA SANTOS

**CAUSAS E CONSEQUÊNCIAS DE VIBRAÇÕES EM
AERONAVES AS350**

Trabalho de Graduação apresentado para
obtenção do Certificado de Graduação do
curso de Engenharia Aeronáutica do
Departamento de Engenharia Mecânica
da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Pedro Augusto da Silva
Alves

**Taubaté – SP
2018**

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / Unitau - Biblioteca das Engenharias**

S237 Santos, Juliano da Silva
Causas e consequências de vibrações em aeronaves
AS350 / Juliano da Silva Santos. - 2018.

39f. : il; 30 cm.

Monografia (Graduação em Engenharia Aeronáutica –
Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia
Mecânica e Elétrica, 2018
Orientador: Prof. Pedro Augusto da Silva Alves,
Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica.

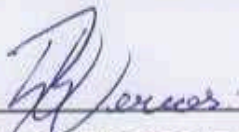
1. Vibração. 2. Oscilação. 3. Ressonância. 4. Fadiga. I.
Título.

JULIANO DA SILVA SANTOS

CAUSAS E CONSEQUÊNCIAS DE VIBRAÇÕES EM AERONAVES AS350

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO APROVADO COMO PARTE
DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA AERONÁUTICA

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO COORDENADOR DE CURSO DE
GRADUAÇÃO DO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

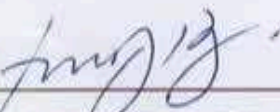


Prof. LUIZ RICARDO PRIETO HERCOS
Coordenador de Trabalho de Graduação

BANCA EXAMINADORA:



Prof. PEDRO AUGUSTO DA SILVA ALVES
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ



Prof. Me PAULO DE TARSO DE MORAES LOBO
UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho a todos os meus familiares, em especial aos meus pais *Almir Braz* e *Miriam Santos*.

AGRADECIMENTOS

Acima de tudo eu gostaria de agradecer a Deus pela oportunidade de viver, pela oportunidade de poder ter graduado neste curso, área da qual eu sempre tive grande apreciação.

À Universidade de Taubaté – UNITAU, que ofereceu um bom ambiente educacional com profissionais muito bem qualificados.

Ao meu orientador, *Prof. Pedro Augusto da Silva Alves* por todo o auxílio prestado não só neste trabalho, mas também durante boa parte da minha vida acadêmica aqui na UNITAU.

Aos meus pais *Almir e Miriam*, que desde cedo incentivaram meus estudos, sendo diretamente ou indiretamente sempre me deram uma excelente educação.

Ao *Professor Me. Paulo de Tarso de Moraes Lobo* por aceitar compor a banca examinadora.

Ao meu caro amigo *Marcelo Antônio Cunha Andrade Gouvêa* – 3º Sargento do Exército e Mecânico de Aeronaves, que me passou todo o conhecimento necessário a respeito do tema deste trabalho.

EPÍGRAFE

“Uma vez que você tenha experimentado voar, você
andarà pela terra com seus olhos voltados para o
céu, pois lá você esteve e para lá você desejará
voltar”
(LEONARDO DA VINCI)

RESUMO

Em meados de 1870, com a criação da primeira máquina de balanceamento para elementos giratórios, verificou-se a necessidade de estudar mais profundamente a vibração e suas consequências. Então, em 1960, Chadwick Helmuth produziu um sistema de análise de vibração em campo chamado Vibrex, que passou a ser utilizado pelos fabricantes de aeronaves da época. Esse sistema não só auxiliou numa melhor compreensão da vibração, mas também no desenvolvimento de novos equipamentos que ajudassem a minimizar as vibrações geradas pelo rotor principal e pelo rotor de cauda de um helicóptero. Onde, vibração é o movimento físico ou oscilação de uma peça mecânica sobre uma posição de referência. Neste trabalho de Graduação serão apresentadas algumas das causas e as consequências das vibrações em helicópteros AS350 (HA-1 Esquilo). Dessa forma, o presente trabalho tem por objetivo mostrar o quão relevante é que se tenha o conhecimento a respeito de suas consequências, motivando futuros profissionais a se dedicarem ao aperfeiçoamento de análises e métodos em geral. Para fundamentar este tema, foram feitos diversos estudos e adquirido informações com profissionais que atuam dia a dia na área, com o objetivo de se obter um breve conhecimento de ações tomadas pelos mecânicos, assim como a consulta de sites específicos e manuais que enriquecessem o conhecimento teórico de tal área.

Palavras-chave: Vibração, Oscilação, Ressonância, Fadiga.

ABSTRACT

In the mid-1870s, with the creation of the first rotary balancing machine, there was a need to study the vibration and its consequences more deeply. Then, in 1960, Chadwick Helmuth produced a vibration analysis system in the field called Vibrex, which was then used by the aircraft manufacturers of the time. This system not only helped in a better understanding of vibration but also in the development of new equipment that would help minimize the vibrations generated by the main rotor and the tail rotor of a helicopter. Where, vibration is the physical movement or oscillation of a mechanical part over a reference position. In this Graduation Work will be presented some of the causes and consequences of vibrations on AS350 (HA-1 Esquilo). Thus, the present work aims to show how relevant it is to have the knowledge about its consequences, motivating future professionals to dedicate themselves to the improvement of analyzes and methods in general. To support this theme, several studies were carried out and information was acquired with professionals who work day by day in the area, to obtain a brief knowledge of the actions taken by the mechanics, as well as the consultation of specific sites and manuals that enriched the knowledge theory of such area.

KEYWORDS: Vibration, Oscillation, Resonance, Fatigue.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – AS350B2 (Esquilo).....	12
Figura 2 - Pás em Função Regime do Rotor. (A) Representado Graficamente. (B) Representado nos modos de Batimento. (C) Representados nos modos de arrasto e torção	17
Figura 3 - Rotor Principal. (A) Representação gráfica da excitação harmônica 1Ω (função cossenoidal em batimento). (B) Representação gráfica da excitação harmônica 2Ω (função cossenoidal em batimento). (C) Representação gráfica da excitação harmônica 3Ω (função cossenoidal em batimento – AS350).....	19
Figura 4 - Exemplo de Fuselagem AS350. (A) Modos de corpo rígido da Fuselagem, sem deformação elástica. (B) Deformação elástica da fuselagem, com pontos de deslocamento nulo.....	20
Figura 5 - Curva de WOHLER de tração cíclica	21
Figura 6 - Curvas de isoprobabilidade. (A) Nuvem de Pontos. (B) Rede de Curvas.....	22
Figura 7- Representação da postura errada de alguns pilotos	27
Figura 8 - Principais frequências próprias do corpo humano.....	28
Figura 9 - Exemplos de Ressonância Solo de uma Aeronave.....	29
Figura 10 - Acidente da aeronave AS 350 PT-YAC (Danos)	31
Figura 11 - Espectro do domínio de frequência: Rotor Principal 1x, 2x, Rotor Traseiro e Transmissão Traseira	34

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANV	Aeronave
ATTS	Asymptotic Temporary Threshold Shift
A-T	Alpha – Tango (Inspeção Completa da Aeronave)
CAVEX	Comando da Aviação do Exército
CG	Centro de Gravidade
Db	Decibel
DSI	Diagnostics Solutions International
FFT	Fast Fourier Transform
GRAESP	Grupamento Aéreo de Segurança Pública
G	Unidade de Aceleração da Gravidade
Hz	Hertz
IPS	Inches per Second
M'ARMS	Modular Aircraft Recording Monitoring System
NASTRAN	Nasa Structural Analysis
PTS	Permanent Threshold Shift
RPM	Rotação por minuto
THM	Treinamento de Helicópteros para Mecânicos
TTS	Temporary Threshold Shift

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	11
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	13
2.1	Vibração.....	13
	Histórico da Vibração em Máquinas Rotativas.....	13
2.2	Características da Vibração em Helicópteros.....	14
2.2.1	Em relação a Pá.....	15
2.2.1.1	Velocidade e Forças Aerodinâmicas ao Longo da Pá.....	15
2.2.1.2	Dinâmica da Pá - Frequências Próprias.....	16
2.2.1.3	Frequências Próprias em Arrasto.....	16
2.2.2	Em relação a cabeça do Rotor.....	18
2.2.3	Em relação a nível da Fuselagem.....	19
2.3	Problemas causados por vibrações em Helicópteros.....	20
2.3.1	Fadiga Vibratória.....	21
2.3.2	Fadiga em tripulantes e passageiros de helicóptero.....	23
2.3.2.1	Efeitos dos Fatores Psicossensoriais.....	23
2.3.2.2	Efeitos das Vibrações.....	24
2.3.2.3	Efeitos do Ruído.....	25
2.3.2.4	Traumas de Coluna Vertebral.....	26
2.3.3	Ressonância.....	29
2.3.3.1	Acidente histórico do AS350 PT-YAC.....	31
2.3.3.2	Ressonância Aeroelástica.....	32
3	METODOLOGIA.....	33
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	35
5	CONCLUSÃO.....	37
6	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	39

1 INTRODUÇÃO

O Setor aeronáutico tem se tornado bastante inovador ao longo dos séculos, isso devido a ser um dos meios de transportes mais rápido, e mais seguro do mundo. Dentro desse setor de diversas configurações de aeronaves, existem as aeronaves de asas rotativas (helicópteros), cuja concepção vem desde o século 15 com o gênio Leonardo da Vinci “Uma máquina voadora, capaz de se sustentar na vertical”. Mas foi somente no início do século 20 que um Inglês chamado George Cayley construiu alguns protótipos que obtiveram um relativo progresso na história da aviação de asa rotativa.

Em outubro de 2015, segundo a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), o país possuía cerca de 2190 helicópteros, e desde 2013 possuímos a quarta maior frota de helicópteros do mundo. Isto se deve a grande funcionalidade que uma aeronave de asa rotativa possui, capaz de realizar voos pairados, pousos e decolagens em lugares de difíceis acessos e sem infraestrutura, sendo utilizado em diversas áreas como operações de busca e salvamento, patrulhamento de cidades e de fronteiras, transporte de tropas, apoio no combate a incêndios, resgate de vítimas em metrópoles, operações entre navios, transporte de empresários, evacuação sanitária, guindaste aéreo, transporte executivo, transporte em plataformas marítimas de petróleo (offshore), utilizados também no auxílio de transmissões em tempo real de mídias, entre outras inúmeras possibilidades.

No helicóptero, ocorrem reações aerodinâmicas que geram sustentação durante o movimento circular de suas pás, que possuem perfis aerodinâmicos semelhantes ao de uma asa de um avião, que giram apenas em torno do eixo vertical, por isso ficou conhecido como aeronave de asa rotativa. Desse modo, são fundamentais que esses movimentos rotacionais ocorram com níveis de vibrações mecânicas mínimas aceitáveis para que então a operacionalidade da aeronave seja segura, evite perda de energia, falhas prematuras de componentes, e ruídos que contribuem para o desconforto da tripulação e dos passageiros. Pensando nisso, muitas das empresas que trabalham com esses tipos de aeronaves, já estão

identificando as amplitudes de vibrações de cada aeronave em projeto, e regularmente em helicópteros já em operação. Assim caso haja alguma irregularidade, ele é corrigido metodicamente através de procedimentos realizados por mecânicos e equipamentos de balanceamento conforme descrito em manuais.

Visto que essa matéria é de altíssima relevância para setores aeronáuticos e um tema de grande complexidade, ao longo deste trabalho serão apresentados alguns dos aspectos de vibrações em aeronaves, alguns específicos a ANV AS 350, suas consequências e suas principais causas, tendo como objetivo final mostrar o quão relevante é que se tenha o conhecimento a respeito de suas consequências, motivando futuros profissionais a se dedicarem ao aperfeiçoamento de análises e métodos em geral.

Figura 1 – AS350B2 (Esquilo)



Fonte: Comando de Aviação do Exército (2018)

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 VIBRAÇÃO

A Vibração é o movimento físico ou oscilação de uma peça mecânica sobre uma posição de referência. A vibração é inerente a sistemas rotativos e é de fundamental importância seu entendimento, pois vibrações anormais resultam em fadiga prematura de material, podem chegar também ao extremo de produzir uma falha estrutural, e quando a frequência natural do sistema coincidir com uma frequência externa de excitação, surge uma interação da frequência do trem de pouso com o solo, chamado de ressonância solo que pode acabar produzindo perdas irreparáveis na aeronave. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

Histórico da Vibração em Máquinas Rotativas

Segundo Krysinski e Malburet (2003), 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 (2014), a primeira série de fabricação de máquinas de balanceamento foi iniciada por Carl Schenck na Alemanha, em 1907.

Krysinski e Malburet comentam que o processo de balanceamento foi aperfeiçoado através da melhoria de técnicas de medição e optando-se por melhores pontos de correção. Em particular, a teoria em balanceamento em eixos flexíveis permitiu o aumento da velocidade de rotação das máquinas.

Conforme DSI-HUMS (2014), no início dos anos 1960, a Chadwick Helmuth respondeu à necessidade da Hughes Helicopters, desenvolvendo e produzindo um sistema de análise de vibração em campo chamado Vibrex, que passou a ser utilizado pelos fabricantes de aeronaves da época.

Atualmente, conforme Manual de instrução THM do EC 725 a maior parte dos novos helicópteros da Airbus Helicopters já possui um sistema embarcado chamado M'ARMS - *Modular Aircraft Recording Monitoring System* - sistema de monitoramento e gravação de dados de todos os componentes e sistemas mais importantes do helicóptero, reduzindo assim a necessidade de montagem de equipamento e a realização de voo para a verificação funcional do sistema.

2.2 CARACTERÍSTICAS DA VIBRAÇÃO EM HELICÓPTEROS

No ramo aeronáutico o estudo da vibração em aeronaves é de suma importância, pois a melhoria de níveis vibratórios numa aeronave por sua vez, acaba evitando perda de energia, falhas prematuras de componentes, e diminuindo os ruídos que contribuem para o desconforto da tripulação e dos passageiros na aeronave.

No caso dos helicópteros, as vibrações podem ser classificadas em dois tipos: comuns e auto excitadas.

As vibrações comuns na estrutura são aquelas resultantes da aplicação de forças externas periódicas tais como: forças aerodinâmicas provenientes dos rotores, sistemas de transmissão e outros. Já as vibrações auto excitadas não requerem forças periódicas externas para sua subsistência. Quando estas vibrações ocorrem, o sistema fica instável, causando uma oscilação divergente.

Abaixo serão apresentadas as quatro principais características da Vibração em Helicópteros:

- As vibrações forçadas das pás são frequências múltiplas da frequência fundamental Ω ;
- A estrutura é solicitada ao longo do eixo vertical, com frequência $n\mathbf{b}\Omega$, principalmente $\mathbf{b}\Omega$, onde b é o nº de pás;
- A estrutura é solicitada ao longo dos eixos longitudinal e lateral com frequências $(n + 1)\Omega$ e $(n - \Omega)$ múltiplas do nº de pás;
- A estrutura é solicitada ao longo dos eixos longitudinal e lateral com frequências $(\Omega + \Omega_1)$ e $(\Omega - \Omega_1)$, quando $\Omega \neq \Omega_1$. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

2.2.1 Em relação a Pá

2.2.1.1 Velocidade e Forças Aerodinâmicas ao Longo da Pá

Os esforços aerodinâmicos aplicados na pá do rotor de um helicóptero possuem termos periódicos, cujas frequências são múltiplas da velocidade de rotação do rotor (1Ω , 2Ω , 3Ω). Ou seja, um elemento giratório que tem um desbalanceamento que provoca uma dispersão de massa com uma perturbação a cada volta que, para facilitar as anotações, é definido como 1Ω , sendo assim 2Ω - segundo harmônico do 1Ω , se 1Ω é 6,5 Hz, 2Ω será 13 Hz. E 3Ω - terceiro harmônico do 1Ω . Se 1Ω é 6,5 Hz, 3Ω será 19,5 Hz. O Ω traseiro – vale o mesmo que dizer 1Ω para o rotor de cauda. (HELIBRAS. Manual de Instrução para Mecânicos THM - Esquilo, 1994).

2.2.1.2 Dinâmica da Pá - Frequências Próprias

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. A ação da força centrífuga sobre a pá, considerada no plano vertical em batimento e no plano horizontal em arrasto, determina frequências próprias 1Ω e suas variações em função do regime de rotação (Ω). (HELIBRAS. Manual de Instrução para Mecânicos THM - Esquilo, 1994).

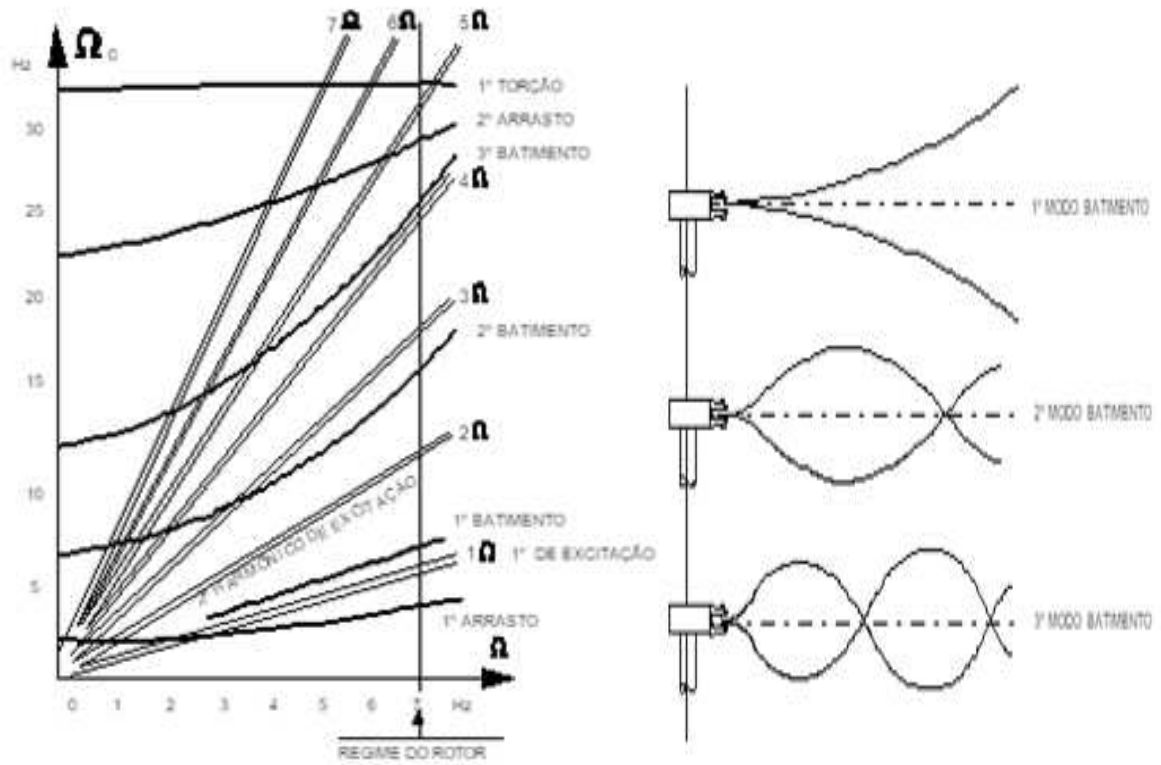
2.2.1.3 Frequências Próprias em Arrasto

A superposição do movimento de batimento e do movimento de rotação das pás tem como consequência a **força de Coriolis**, que tende a fazer oscilar as pás no plano de rotação em torno da articulação de arrasto (se, por exemplo, a pá recuante tende a subir na posição $\Omega = 270^\circ$, ela vai aumentar sua velocidade angular, avançando-se em relação à sua posição neutra e vice-versa). Assumem-se três hipóteses:

- A amplitude das oscilações no plano de arrasto é pequena;
- A espessura e a largura das pás são desprezíveis em relação ao raio do rotor;
- A pá é considerada indeformável.

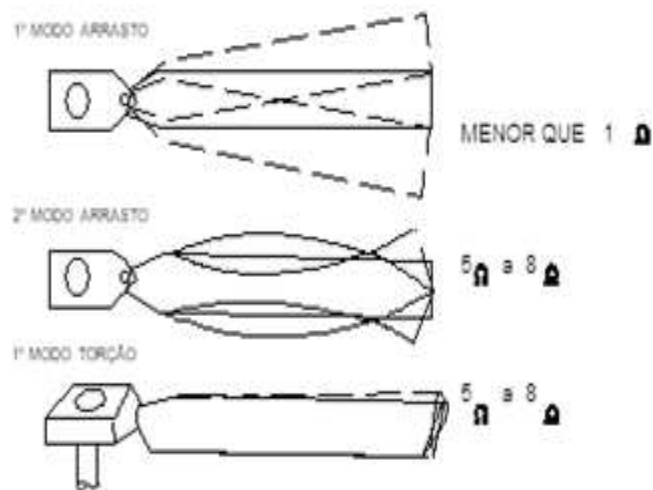
A nível da pá, possui vários modos vibratórios em arrasto, batimento e torção. A representação destes modos em função do regime rotor é dada na figura abaixo.

Figura 2 - Pás em Função Regime do Rotor. (A) Representado Graficamente. (B) Representado nos modos de Batimento. (C) Representados nos modos de arrasto e torção



A

B



C

Fonte: Manual de Instrução Helibras (1994)

São exemplificados na figura 1 (A), os três primeiros modos de deformação próprios da pá em batimento. O primeiro é dito "modo de pá rígida"; (ligeiramente acima de 1Ω) o segundo modo tem uma curvatura (ligeiramente abaixo de 3Ω) e o terceiro *duas curvaturas* (ligeiramente acima de 4Ω). São exemplificados também os dois primeiros modos de arrasto e o 1º modo de torção. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

Obs.: Na figura 1 (A), o quinto harmônico 5Ω está próximo ao primeiro modo de torção, uma solução para esse caso, seria reduzir o regime do motor.

2.2.2 Em relação a cabeça do Rotor

Um rotor de helicóptero possui normalmente de duas a seis pás, de acordo com o tamanho e a concepção do aparelho. Os esforços transmitidos pelas pás são concentrados na cabeça do rotor. Os esforços dinâmicos resultantes, considerados no referencial de eixos fixos, são constituídos de harmônicos cujas frequências são múltiplas do produto $nb\Omega$, onde:

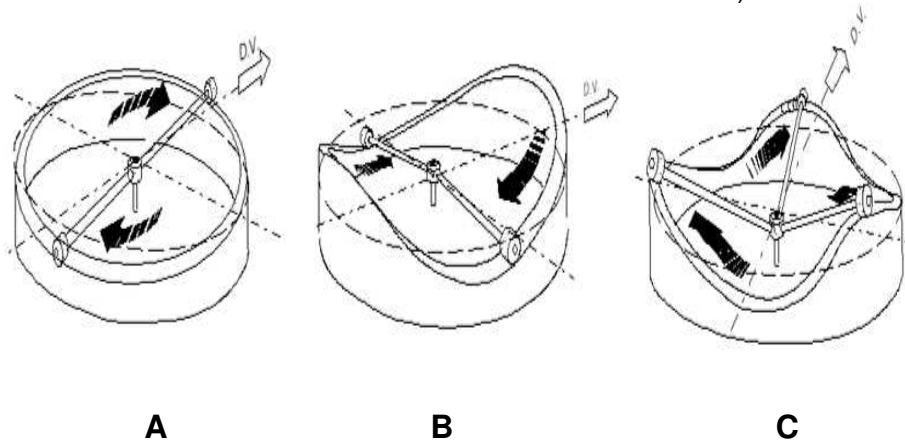
n = número inteiro variando de 1 a ∞ ;

b = número de pás;

Ω = rotação do rotor principal.

Como exemplo, as figuras apresentadas na página seguinte mostram desenhos esquemáticos dos três primeiros harmônicos da excitação vertical.

Figura 3 - Rotor Principal. (A) Representação gráfica da excitação harmônica 1Ω (função cossenoidal em batimento). (B) Representação gráfica da excitação harmônica 2Ω (função cossenoidal em batimento). (C) Representação gráfica da excitação harmônica 3Ω (função cossenoidal em batimento – AS350)



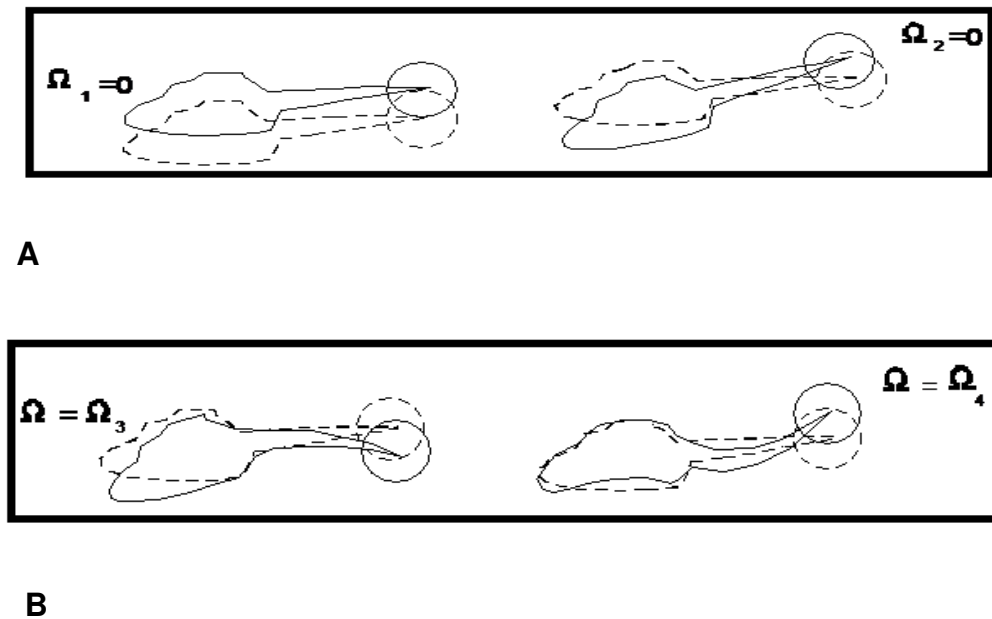
Fonte: Manual de Instrução Helibras (1994)

As figuras apresentadas acima mostram, para rotores de duas e três pás, desenhos esquemáticos do posicionamento das pás em batimento, sendo excitados pelos três primeiros harmônicos (1Ω , 2Ω e 3Ω) dos esforços verticais. Estes esforços, atuando em cada pá, excitam a cabeça do rotor que transmite então a resultante à estrutura. Uma característica importante é que o rotor responde em deslocamento com uma defasagem atrasada de $T/4$ em relação ao esforço solicitante, onde T = período do esforço solicitante. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

2.2.3 Em relação a nível da Fuselagem

Simplificando, assume-se a fuselagem como uma viga horizontal livre nas extremidades, sem acoplamentos entre os movimentos vertical e lateral. Os primeiros modos de vibração de uma fuselagem são apresentados na figura 3. Os dois primeiros, figura 3(A), são modos de corpo rígido, sem deformação elástica. Nos modos figura 3(B) há deformação elástica da fuselagem, com pontos de deslocamento nulo, os nós.

Figura 4 - Exemplo de Fuselagem AS350. (A) Modos de corpo rígido da Fuselagem, sem deformação elástica. (B) Deformação elástica da fuselagem, com pontos de deslocamento nulo



Fonte: Manual de Instrução Helibras (1994)

Muitos fabricantes e centros de pesquisa têm seus próprios programas computacionais para a determinação das formas modais e suas respectivas frequências como, por exemplo, o NASTRAN (“NASA Structural Analysis”), porém no complexo de Aviação do Exército não são analisadas essas condições, até porque já existe alguns métodos passivos de redução na vibração em uma zona localizada da fuselagem, como por exemplo um sistema clássico massa-mola embaixo do assento do piloto, comum em aeronaves de asa rotativa.

2.3 PROBLEMAS CAUSADOS POR VIBRAÇÕES EM HELICÓPTEROS

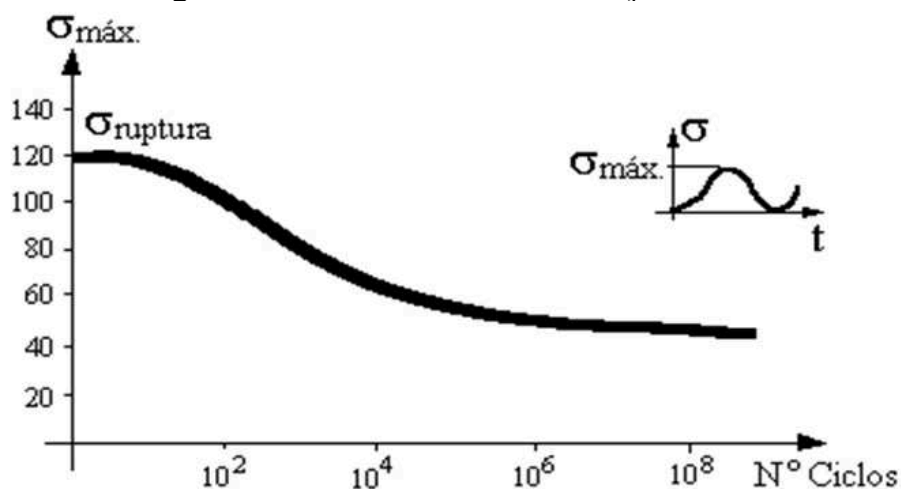
Um dos principais objetivos do projeto de uma aeronave é que ela possa prover segurança e conforto. Como os esforços aerodinâmicos e de inércia são

cíclicos, o helicóptero deve suportar as cargas de fadiga superdimensionada para cargas estáticas e deve também, ser dotado de dispositivos amortecedores e absorvedores de vibração, para minimizar os efeitos das cargas cíclicas na fadiga de componentes e do corpo humano.

2.3.1 Fadiga Vibratória

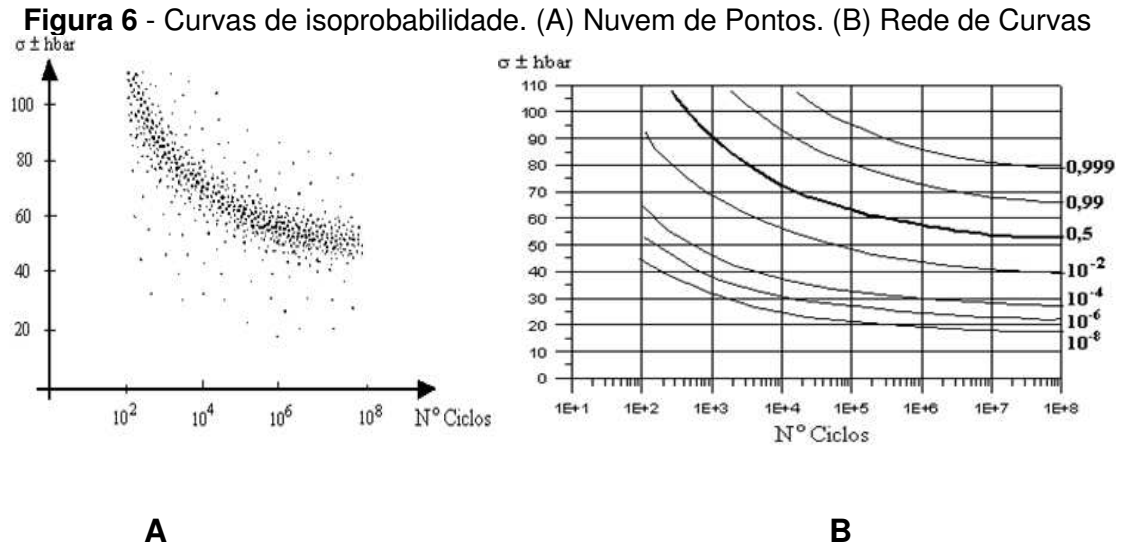
Quando uma peça é submetida a esforços cíclicos, normalmente a trinca se propaga lentamente no início, aumentando a velocidade à medida que a falha progride. A ruptura pode ocorrer após certo nº de ciclos apesar de a tensão ser inferior a tensão de ruptura do material, isso devido à fadiga vibratória. Quando uma peça é submetida a esforços cíclicos, normalmente a trinca se propaga lentamente no início, aumentando a velocidade à medida que a falha progride. Esse processo de fadiga começará sempre em uma região onde houver concentração de tensão, provocada por “cantos vivos” e irregularidades superficiais (riscos, amassados, deformações, “pitching” de corrosão, etc.) ou granulares. Existe uma relação entre a tensão e o número de ciclos até a ruptura. Esta relação é dada pela curva de WOHLER.

Figura 5 - Curva de WOHLER de tração cíclica



Fonte: Manual de instrução da Helibras (1994)

Observa-se que quanto mais elevada for à tensão, menor será o número de ciclos para que a ruptura ocorra. Na prática, a curva de WOHLER é obtida a partir de resultados de ensaios de fadiga e análise estatística que fornecem uma nuvem de pontos.



Fonte: Manual de Instrução Helibras (1994)

A partir destes resultados, traça-se uma rede de curvas, levando-se em consideração as probabilidades de ruptura. São as curvas de isoprobabilidade. Por motivo de segurança, a curva de fadiga usada para dimensionar as peças de helicópteros é a de probabilidade 10^{-6} . É importante salientar que cada material possui uma equação (curva de WOHLER) característica que não depende da forma da peça, pois está relacionada com a tensão no material. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

Na Aviação do Exército, caso seja identificado uma trinca, a olho nu, através de líquidos penetrante, ou outros métodos, dependendo do material, ele é avaliado na seção de conjuntos dinâmicos e trocado, ou alguma das vezes apenas é feito o seu reparo na Oficina de Estrutura, e após o reparo o material volta a ser utilizado.

2.3.2 Fadiga em tripulantes e passageiros de helicóptero

Ao estudar e analisar as possíveis causas da fadiga operacional nos tripulantes, passageiros, e principalmente nos pilotos de helicópteros, deve-se dar importância aos efeitos de alguns fenômenos sensoriais, resultantes da utilização das aeronaves de asa rotativa, tais como as vibrações, os ruídos, os fatores de fadiga específicos de natureza psicossensoriais, e os traumas da coluna vertebral.

2.3.2.1 Efeitos dos Fatores Psicossensoriais

Um fenômeno de natureza psicossensorial que deve ser considerado é a desorientação espacial que pode ocorrer nos voos de helicópteros, quando as avaliações sensoriais entram em conflito com as informações fornecidas pelos instrumentos. Esse conflito pode induzir o piloto, se seu senso crítico não estiver suficientemente treinado ou se ele estiver comprometido pela fadiga, a cometer erros ao tentar controlar uma aeronave em situações que necessitam manobras conscientes e não instintivas.

A desorientação espacial é mais suscetível em pilotos de helicópteros do que em pilotos de aviões, pois as acelerações podem ocorrer simultaneamente ao longo dos três eixos aerodinâmicos da aeronave. Geralmente os tipos de desorientação que o piloto de helicóptero está sujeito são, na maior parte das vezes, similares àquelas que acontecem nas aeronaves de asa fixa. Mas existem tipos particulares de desorientação, peculiares às aeronaves de asa rotativa, mais prováveis de ocorrerem à baixa velocidade, próximo ao solo, ou em 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. As vibrações podem também degradar a acuidade visual para a leitura dos instrumentos, em momentos críticos do voo como já falado. Aumentar temporariamente a iluminação, nestes momentos, pode ser útil para facilitar 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, agrupando-se os instrumentos, de modo a reduzir a área de varredura e, conseqüentemente, o tempo de processamento de dados. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

2.3.2.2 Efeitos das Vibrações

As vibrações acústicas e não acústicas representam um problema extremamente complexo. As vibrações dos helicópteros, em particular, se caracterizam por uma frequência que pode variar de 5 a 50 Hz, conforme o número de pás, com a amplitude variando com o estado de balanceamento dos rotores. Esse tipo de vibração predomina no sentido vertical, embora existam muitas outras vibrações de natureza aleatória e de frequências variadas, as quais variam com o vento relativo ou com as mudanças bruscas de voo.

As vibrações verticais produzem certamente os efeitos mais nocivos sobre o corpo dos tripulantes. As prolongadas e repetidas exposições às vibrações de diferentes frequências, amplitudes e direções podem provocar várias agressões ao corpo humano, consistindo em dores de cabeça, zumbidos, mal-estar generalizado, sensação de fraqueza geral, de irritabilidade, redução da vontade e da capacidade de concentração, redução dos reflexos, depressão psíquica assim como fadiga dos olhos e ouvidos. Esses distúrbios, dependendo da intensidade e da persistência, podem contribuir decisivamente para a fadiga dos pilotos, assim como para os acidentes de helicópteros. Os eventuais efeitos das vibrações, sobre a percepção visual do piloto, e mais particularmente sobre sua acuidade visual, são enfadonhos e fatigantes. O véu

que cai sobre os olhos, em consequência das vibrações incessantes, nas frequências superiores a 15-20 Hz, torna praticamente impossível a leitura dos instrumentos ou das cartas de navegação. É bem conhecido que uma fadiga visual prolongada resultará, inevitavelmente, em uma fadiga generalizada, após pouco tempo.

Os efeitos das vibrações senoidais sobre a acuidade visual são igualmente importantes do ponto de vista prático (frequência aproximada de 10 Hz, amplitudes maiores de 2,5 cm), manifestando-se nos voos a baixa altura e em más condições atmosféricas. Isso é válido em casos onde o piloto, sujeito às vibrações, fixa seu olhar em um objeto imóvel no infinito (um ponto de referência no horizonte distante, por exemplo). Por outro lado, se o objeto estiver fixo, mas próximo ao piloto (por exemplo, um indicador no painel de instrumento), a redução na acuidade visual será acentuada. Em um helicóptero torna-se particularmente difícil realizar movimentos precisos nos comandos, necessários às pilotagens, quando as oscilações são intensas, variadas e irregulares. As vibrações muito intensas podem provocar diversas dores como as viscerais e até mesmo ocasionais diarreias, com perdas sanguíneas. Já as oscilações lentas produzem um sentimento de depressão. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

2.3.2.3 Efeitos do Ruído

Os efeitos do ruído sobre a audição, devido aos componentes dinâmicos dos helicópteros, são tão danosos e fatigantes quanto os efeitos das vibrações, mas ambos estão relacionados. Pouco importa a origem do ruído no helicóptero (motor, propulsão, número e tipo de pás dos rotores, velocidades das pontas das pás, potência de cada pá do rotor, etc.). Não há dúvida de que a exposição prolongada e repetida ao ruído vai causar fadiga auditiva e terá uma influência considerável sobre o agravamento da fadiga geral.

Naturalmente, é bem conhecido que, dependendo da duração e intensidade da estimulação, os ruídos podem provocar estados de adaptação, fadiga auditiva, surdez

ou danos gerais sobre outras partes do organismo. Quando os ruídos atingem determinada intensidade (cerca de 80 db), prolongando-se por um certo tempo (12 a 16 horas), produzem primeiramente um estado de adaptação que consiste numa ascensão do limiar de percepção acústica (TTS = "Temporary Threshold Shift"). Se o ruído persistir, esse Ascenso do limiar torna-se permanente (ATTS = "Asymptotic TTS"), permanecendo no mesmo nível após a interrupção do ruído. Entretanto, se a interrupção do ruído durar alguns dias, o limiar retornará ao seu nível normal. Se a exposição ao ruído for habitual, as pessoas predispostas podem se não utilizarem proteção adequada, atingir o último estágio: a surdez. Neste caso, o TTS transformar-se-á em PTS ("Permanent Threshold Shift"), com permanente redução do nível auditivo e perda irreversível. A instalação da surdez permanente dependerá de várias causas, podendo ser de natureza endógena (idade, predisposição individual e afecções anteriores do ouvido) ou exógena (intensidade, frequência, ritmo de ruído e condições de trabalho).

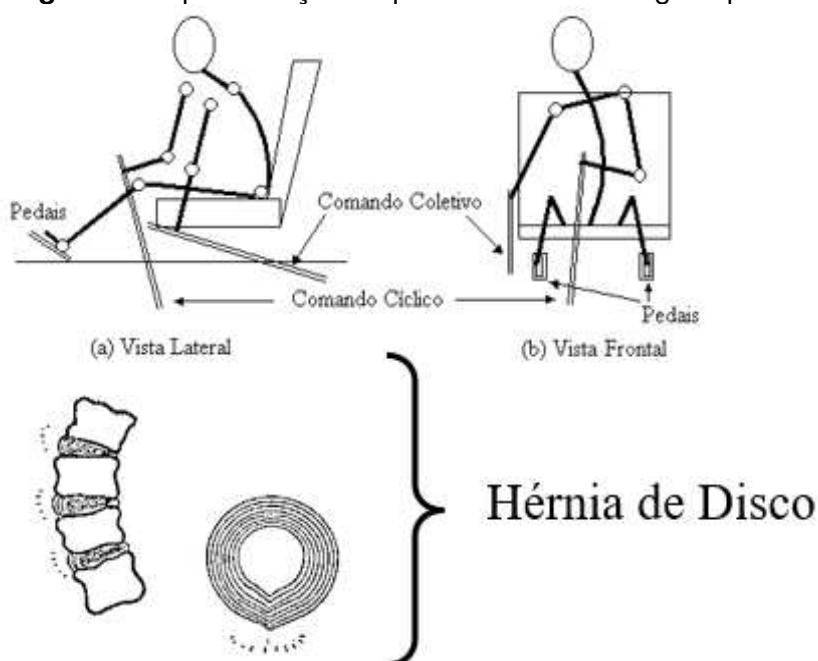
Deste modo, em estado de fadiga auditiva, as exposições prolongadas e repetitivas aos ruídos dos aviões e helicópteros exercem uma influência considerável sobre a origem e evolução da fadiga de voo em geral. A forte concentração exigida para capturar esses impulsos demanda um excessivo gasto de energia e conduz rapidamente a uma fadiga nervosa. As manifestações visíveis dessa fadiga nervosa são os fenômenos neurológicos: redução da cronaxia dos nervos motores, o prolongamento do tempo de reação e o aumento da "variação média" da própria reação, isto é, o número de erros a desigualdade de respostas motoras e por fim, a atenuação dos reflexos patelares. Os efeitos do ruído não se manifestam nos indivíduos protegidos por capacetes ou por proteção adequada nos ouvidos. (SANIR N.Y Georges,1992)

2.3.2.4 Traumas de Coluna Vertebral

Não precisa ficar muito tempo em um esquadrão de helicópteros para sofrer de lombalgia. A evidência de dores na coluna lombar é a mais observada, embora a dor

na região cervical também tenha apresentado alta incidência. A dor normalmente ocorria após 300 horas de voo. Para pilotos que apresentam deformidades da coluna, essa dor aparece mais precocemente, entre 50 a 100 horas de voo. Os sintomas se estabelecem quando o voo é prolongado, ou com grande carga de trabalho, trazendo logo após a dor na coluna. Os sintomas estariam basicamente associados à intensidade do voo (mais de 5 horas por dia, ou 40-50 horas por semana). Dois fatores promovem o aparecimento de dor na coluna: um é a postura; outro é a vibração produzida pelo helicóptero. (SIPAAerM, 2015).

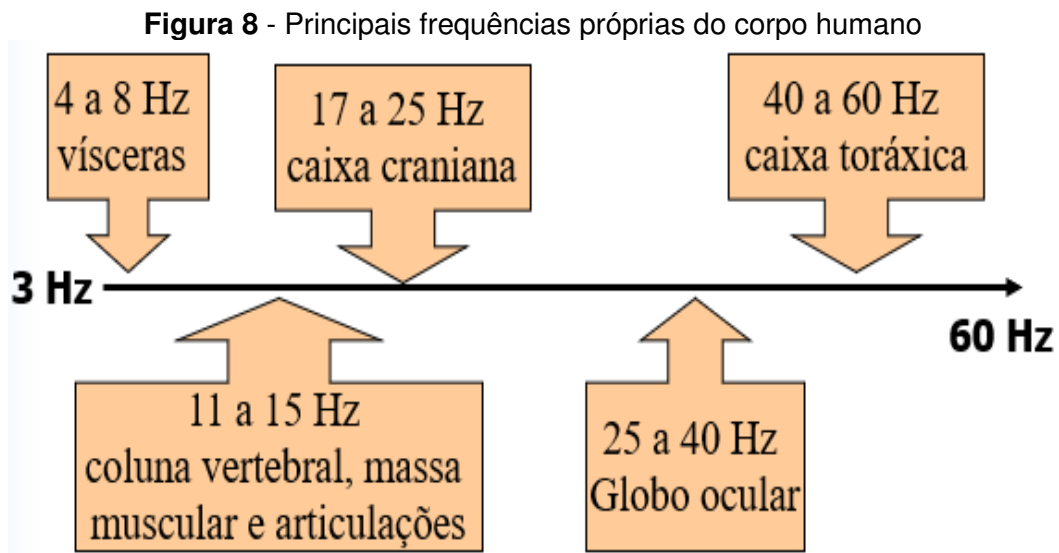
Figura 7- Representação da postura errada de alguns pilotos



Fonte: Manual de Instrução Helibras (1994)

As vibrações são intensas, principalmente na decolagem e no pouso. Elas são complexas, de várias frequências, agindo nos eixos vertical, lateral e horizontal, sendo causadas por numerosas fontes mecânicas e aerodinâmicas. As vibrações de 3-12 Hz são produzidas pelo rotor principal e é resultado do número de pás. O rotor de cauda produz vibrações de alta frequência, em torno de 20-25 Hz. As frequências mais baixas toleradas pelo corpo humano são na faixa de 4-8 Hz, devido à amplificação da vibração

pela ressonância natural do corpo humano. O problema aparece devido à falta de amortecimento da vibração do rotor e da fuselagem. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).



Fonte: Manual de Instrução Helibras (1994)

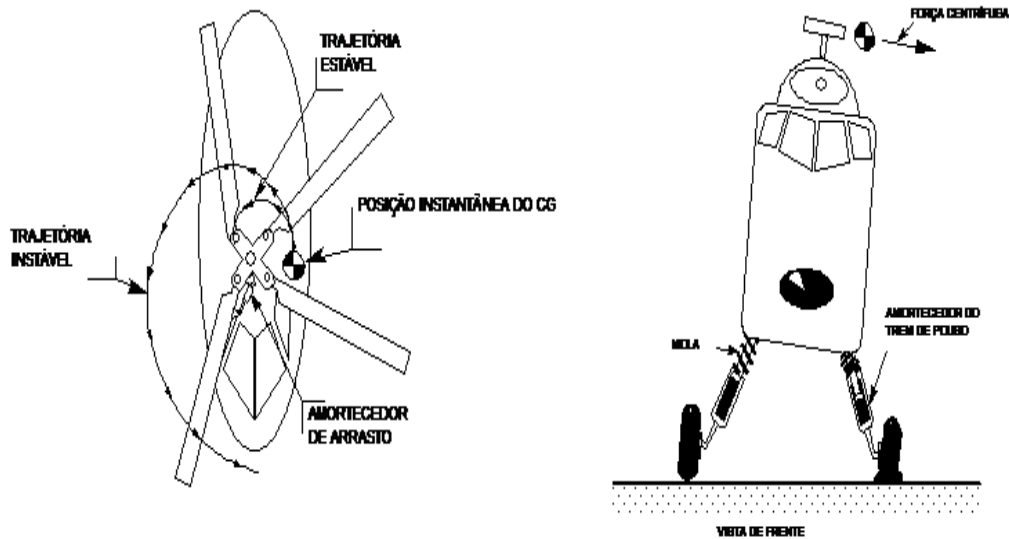
As vibrações são transmitidas ao piloto pelos seus pés e pelo assento. A magnitude e a frequência dependem do tipo de helicóptero. Do ponto de vista mecânico, o corpo humano é uma estrutura complexa, com tecido visco-elástico, completado por um tecido ósseo. O corpo humano é considerado como um sistema 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 as vibrações, tornando-se rapidamente o ponto de dor. (SIPAAerM, 2015).

Para esses casos algumas medidas preventivas devem ser tomadas. Como, o posicionamento da coluna no assento, um programa de exercícios semanais que intensifique o fortalecimento do corpo, manter se dentro de um peso ideal, seleção adequada e limitação de horas de voo, e a própria ergonomia. (Luciene Conte, 2010).

2.3.3 Ressonância

A ressonância no solo é uma instabilidade do helicóptero, resultante do acoplamento entre o movimento de corpo rígido da fuselagem e a oscilação das pás do rotor em seu plano de rotação. Esta oscilação, de característica destrutiva, pode aparecer se, por algum motivo, as pás desalinharem-se, deslocando o centro de gravidade (CG) para fora do eixo de rotação do rotor. Na maior parte as condições de voo, ao ocorrer um desbalanceamento, as pás rapidamente voltam a se realinharem, devido ao efeito da força centrífuga, se o rotor estiver adequadamente balanceado. Neste processo de realinhamento, o CG percorrerá uma trajetória em forma de espiral convergente, em torno do eixo de rotação.

Figura 9 - Exemplos de Ressonância Solo de uma Aeronave



Fonte: Manual de Instrução Helibras (1994)

A ressonância no solo ocorre quando a aeronave ou parte dela vibra em sua frequência natural própria excitada pela frequência das vibrações provenientes do rotor; nesse caso, a cada giro da pá, essas vibrações recebem um novo impulso. O

problema potencial ocorre quando a aeronave não está totalmente apoiada no solo. Uma rajada de vento, um movimento brusco dos comandos de voo ou um pouso mais duro podem deslocar o CG das pás. O movimento oscilatório resultante, causado pela força centrífuga atuando no CG das pás, pode ter uma frequência coincidente com a frequência de oscilação da fuselagem apoiada no trem de pouso. A figura 9 ilustra esta situação. Uma vez que isto acontece, os dois movimentos entram em acoplamento e, ao invés do CG das pás percorrerem uma trajetória estável, num espiral convergente, ele inicia uma trajetória em forma de espiral divergente, produzindo uma força giratória na cabeça do rotor, sacudindo violentamente a aeronave.

Os rotores super-rígidos, sem articulação ou flexão no plano de arrasto, não são normalmente suscetíveis à ressonância no solo, pois a frequência própria do 1º modo de arrasto seriam **1,05 Ω** a **1,3 Ω** , superiores ao 1º harmônico de excitação (1 Ω). Para estes casos, não seria necessário amortecedores de arrasto nas pás nem no trem de pouso. Podem-se ter rotores rígidos sem articulação, mas com flexão no plano de arrasto. Para estes casos, seria necessário usar amortecedores. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

Método de Evitar (projeto): utilização do amortecedor de arrasto e do trem de pouso, ou utilização de Rotores Super-Rígidos sem articulação ou flexão no plano de arrasto que não são suscetíveis a ressonância solo. Já o Método operacional de se evitar seria verificando no pré-voo o estado dos amortecedores. Ou uma correção que pode ser feita no horário exato é a decolagem imediata ou interrupção da operação.

O nome ressonância no solo é dado erroneamente, pois o fenômeno pode ocorrer em pleno voo, sempre que a frequência de excitação, causada por um possível desbalanceamento do rotor, coincidir com a frequência de algum modo natural da fuselagem naquele instante. A oscilação auto excitada causada pela interação do movimento de avanço e recuo das pás com um dos modos de vibração da aeronave no ar, em alguns casos dessa oscilação no ar geralmente ocorre somente em operação de carga externa no gancho, nesses casos para se evitar o movimento divergente, o piloto teria que alijar a carga. (HELIBRAS. Manual de Instrução, 2010).

2.3.3.1 Acidente histórico do AS350 PT-YAC

O acidente ocorreu após o piloto do Grupamento Aéreo de Segurança Pública do Pará (Graesp), perceber que a aeronave, um esquilo, estava com problemas, e tentou fazer um pouso emergencial, ao tocar o solo a aeronave entrou em ressonância. Isso ocorreu por volta das 10h30 do dia 22/02/2012, 20 minutos após a decolagem, num terreno particular próximo, em Belém, capital do Pará. Quatro pessoas que estavam a bordo ficaram levemente feridas, e foram encaminhadas ao Hospital Metropolitano de Belém para avaliação física. Já a aeronave teve danos irreparáveis na estrutura e em alguns componentes.

Figura 10 - Acidente da aeronave AS 350 PT-YAC (Danos)



Fonte: Piloto Policial (2012)

Segundo o piloto, ele decidiu fazer o pouso porque sentiu “anormalidades e rotação alta”. Até hoje ainda não se sabe exatamente as causas exatas que levaram aquela aeronave a ressonância. (Piloto Policial, 2012).

Possíveis Motivos da ocorrência: Desbalanceamento das pás; Desajuste no mecanismo de amortecimento dos esquis; ou Operação errônea na aplicação do regime de rotação e passo.

2.3.3.2 Ressonância Aeroelástica

A Ressonância aeroelástica também conhecida como Efeito Flutter é uma combinação de efeitos elásticos, inerciais e aerodinâmicos, provocado por uma oscilação instável auto excitada de um aerofólio e sua estrutura associada. Os componentes estruturais envolvidos no fenômeno vibram na frequência natural quando sobre elas agem forças aerodinâmicas. Esse efeito de flutter é mais um dos modos dos efeitos vibratórios da ressonância, fenômeno no qual os materiais vibram na mesma frequência da frequência natural de outro material.

A frequência natural de cada objeto é determinada por sua massa e rigidez, quando a massa do objeto é aumentada faz com que a frequência natural diminua. Caso a rigidez do material seja aumentada, aumenta-se a frequência natural, isso pode ser observado ao aumentar-se a tração de uma corda de violão fazendo com que ela vibre em uma frequência maior produzindo sons mais agudos. (Integrando Conhecimento, 2016).

O Efeito Flutter é mais comum em planadores e aviões de pequeno porte, não tendo grande necessidade do seu aprofundamento em Aeronaves de asas rotativas, já que ocorre um efeito semelhante que o sobrepõe, relacionado ao escoamento na pá de seu avanço e recuo, que faz com que a pá oscile no sentido vertical, esse movimento também é conhecido como batimento ou flapagem, e se comporta como uma ressonância aeroelástica, não sendo ressonância aeroelástica. Segundo alguns manuais do Aces esse fenômeno em helicópteros é chamado também de ressonância no ar.

3 METODOLOGIA

Para esse presente estudo, o tipo de metodologia utilizada foi a de Pesquisa exploratória, onde foi averiguado a necessidade de se obter o conhecimento a respeito de vibrações em aeronaves. Desse modo, foram adquiridas informações com alguns profissionais mecânicos que trabalham dia-a-dia na área de manutenção de helicópteros e nas análises de suas vibrações, especificamente os que trabalham em aeronaves AS350L1, localizada na linha de manutenção do Batalhão de Manutenção e de Suprimento de Aviação do Exército B Mnt Sup Avex, situada no Comando de Aviação CAVEX, obtendo-se de forma mais técnica o conhecimento do assunto. Foram também feitas pesquisas abertas, em sites específicos de empresas que trabalham com sistemas de Vibração e Análises, tais como Aces Systems e DSI-HUMS. Mas grande parte do conhecimento foi gerada através de apostilas e manuais disponíveis no centro de instrução da HELIBRÁS e no Centro de Instrução de Aviação do Exército CIAVEX. O CIAVEX é uma organização militar aprovada pelo comandante do Exército a ministrar cursos, estágios, habilitação de profissionais, especialização e aperfeiçoamento em assuntos técnicos relativos à Aviação. Esse centro de Instrução da Aviação do Exército é também, a única escola da América do Sul homologada pela empresa TURBOMECA (empresa francesa fabricante de motores de aeronaves), ressaltando que são apenas três escolas em todo o mundo nessa situação de homologação.

Abaixo temos um breve exemplo de como seriam os procedimentos para uma possível análise:

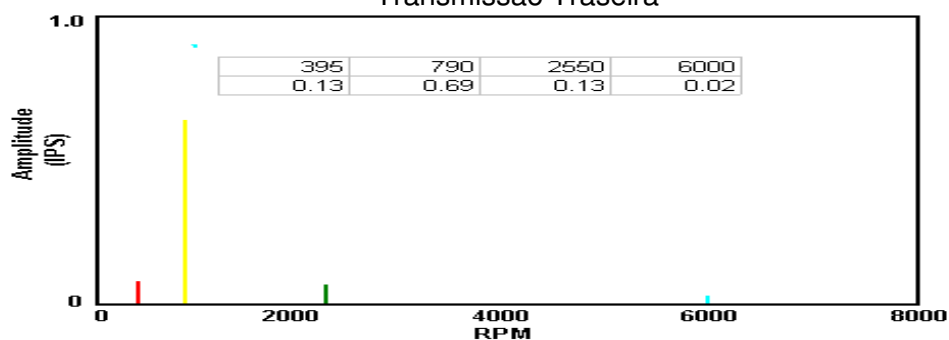
Existem dois tipos de análises de vibração feitas no CAVEX, que são a Análise de VIBREX, comumente usados na Aviação. E a Análise de Spectro, que dificilmente é utilizada, mas será exatamente a que iremos exemplificar aqui. Primeiramente falaremos do equipamento a ser utilizado.

O Sensor é um equipamento do tipo transdutor que converte movimentos mecânicos em sinais elétricos, existem três tipos de sensor: Sensor Deslocamento, Sensor Velocidade e o Sensor Acelerômetro que será utilizado aqui. Esse Acelerômetro mede a taxa de variação de velocidade por período. A aceleração é

registrada em Gs. A faixa de frequência mais eficiente para um acelerômetro está acima de 1000 Hz, ou 6000 RPM. Para a seleção do sensor a primeira consideração é seguir as recomendações do fabricante. Na ausência desta verificar a faixa de frequência e as condições ambientais. A Instalação do Sensor também varia conforme a aplicação. A maioria dos fabricantes estabelece o local específico para a montagem, o qual deve ser estritamente seguido. Se tais recomendações não forem seguidas, as medições resultantes poderão ser inválidas.

A Vibração numa aeronave AS350 é analisada utilizando um Aces Model 2020PL ProBalancer Analyzer, que fornece instruções passo a passo na tela para realizar balanceamento de hélices, medições de percurso e equilíbrio do rotor e pesquisas de vibração e ainda fornece sugestões de correção. Podendo ser analisada de duas formas, através do **Domínio de Tempo** e através do **Domínio de frequência** que será utilizado. Aplicando se o algoritmo FFT (Fast Fourier Transform) para um sinal de domínio de frequência. No domínio de frequência, cada amplitude e ponto de frequência individual são exibidos. Abaixo temos um exemplo do espectro do domínio de frequência dos quatro componentes listados previamente separados, Rotor Principal 1x, 2x, Rotor Traseiro e Transmissão Traseira nos seus próprios pontos individuais mostrando a frequência (RPM) e a amplitude (IPS).

Figura 11 - Espectro do domínio de frequência: Rotor Principal 1x, 2x, Rotor Traseiro e Transmissão Traseira



Fonte: Ace Systems (2006)

A ideia principal da Análise de Spectro é caçar a anomalia. Dada à situação, o Acelerômetro é instalado na cabine próximo ao acento do piloto, ele irá ler todos os ômegas, todas as frequências da aeronave gerando um gráfico. Nesse gráfico, iremos olhar qual pico está anormal, e qual amplitude de vibração está maior. Dessa

forma conseguiríamos direcionar melhor a nossa pesquisa de pane. A análise de espectro não é só útil para caçar uma anomalia que já está acontecendo, mas também para futuras e possíveis anomalias, ajudando a ter um controle mais eficiente na manutenção, aumentando a eficiência e a disponibilidade da frota.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os resultados encontrados no presente estudo revelam as características principais de vibração em helicópteros relacionadas com as suas consequências. E nos adverte quanto à importância de cada mecânico saber a respeito da vibração na aeronave.

A importância da análise vibratória é fundamental, até porque muitas das vezes, mesmo não sendo um pensamento adequado para um mecânico aeronáutico, hoje em dia, ainda se considera uma aeronave voando numa condição comum, estando tudo bem. Só que quando se está fazendo uma manutenção, um check, avaliando a condição da aeronave, não se deve levar em conta a operação normal dela, deve se levar em conta quando algo der errado. Então por exemplo, se uma aeronave entrar em pane e tiver que fazer uma autorrotação, às vezes a diferença entre os tripulantes apenas se machucarem ou morrerem, é a condição e o bom funcionamento dos componentes ali estudados e analisados que irá definir isso. O interessante do estudo aqui mostrado é de que uma análise vibratória leva em consideração todos os sistemas do helicóptero. Então para um mecânico, um inspetor ou até mesmo um gerente de manutenção, conseguir aprofundar-se e levar em conta todos os problemas que a vibração possa causar, deve-se primeiro entender todos os outros sistemas da aeronave. Isso é, para uma própria evolução pessoal, e uma segurança maior no trabalho, é muito importante para as pessoas que na área ali trabalham, deem a importância necessária, por ela implicar em assuntos de extrema importância como na segurança, no custo e no conforto.

A análise é dividida em dois aspectos básicos, dois métodos básicos. Primeiro é o balanceamento da aeronave em si, que comumente chamamos de vibrex. o objetivo dele é sincronizar as harmonias, as vibrações, e baixar a um nível aceitável

cada amplitude que está fora da tolerância, para reduzir ao máximo a vibração da aeronave. Já a análise de espectro, o objetivo dele é só caçar anomalia. Onde se tem um padrão, e conforme surja um pico anormal de vibração no analisador, ele próprio vai te indicar se o problema é um rolamento, uma trinca, se a pista está com desgaste ou algo do tipo.

Uma das grandes questões a ser discutida é de que o vibrex em si é cobrado. O fabricante pelo manual te obriga a fazer o vibrex assim que houver a troca de algum componente rotativo, ou um conjunto que estava em análise, e verificar se não houve um desbalanceamento nem nada. Já a análise de espectro, por uma questão de política de empresa, não é toda empresa que se preocupa em realmente fazer essa análise, ela é muito subjetiva, muitas das vezes o fabricante só fala que se está dentro da tolerância, isso não irá agregar muita coisa, que a aeronave está em condições de ser voada, e que não tem como usufruir daquilo ali como uma ferramenta de uso preditiva. Porém, a verdade é que a sua utilização como ferramenta de uso preditiva seria o seu grande potencial. Então hoje em dia a importância deve ser dada muito mais a análise de espectro, exatamente pelo fato de ela não ser tão bem vista. Às vezes, as pessoas têm certo receio, acham que é mais complexo, e na verdade é uma análise simples e de suma importância. Por exemplo, numa aeronave que está saindo de uma manutenção A-T, ela está no momento mais crucial de se fazer uma análise de espectro, pois ela está toda zerada, e a partir disso pode se ter uma referência para acompanhar a degradação de algum componente.

Normalmente aqui na Aviação do Exército, o pessoal costuma deixar pra fazer essa análise, quando alguma coisa já está diferente, e aí já não se tem uma referência, um patamar, onde se possa estipular exatamente a localização da pane devido a influência de outro componente, ficando sem referência, e tendo que ficar naquele teste de acerto e erro até descobrir a localização exata da pane, não sendo tão viável e prolongando demasiadamente o tempo da análise.

5 CONCLUSÃO

Bem sabemos pelo estudo aqui realizado que a vibração na aeronave jamais poderá ser extinta, mas também sabemos que podemos ao menos estudá-la, amenizando-a e controlando-a.

De modo a preservar a vida útil de componentes da aeronave e a saúde dos pilotos, o ideal para o monitoramento da vibração, é exatamente como procede na aeronave CARACAL HM-4 (EC-725), onde se tem o M'ARMS, que seria tipo uma rede neural, um computador central que tem toda uma rede de cablagem e sensores em todos os componentes rotativos do helicóptero, avaliando se há vibração em algum componente, se a vibração está num nível confortável, e se não estiver, ele já acende uma luz de conforto. Lógico que, devido ao custo da implantação desse sistema, é interessante achar formas mais viáveis. Existem ainda projetos em algumas empresas, onde estão fazendo como um atuador, uma massa oscilante, e que tem um computador central que fica analisando a vibração da aeronave como um todo, e dependendo do sinal recebido, ela iria gerar uma contra vibração na mesma amplitude frequência daquela vibração localizada na aeronave, com isso anulando-a, assim sendo conhecido como ressonador ativo. Uma das coisas também, que vemos presente na aeronave hoje, é o avanço no estudo de certos tipos de elastômeros, uma aplicação maior de materiais compósitos que tem uma tenacidade, ou uma elasticidade maior, contribuindo na absorção da vibração. Ou como é o caso do MEL que é o mancal esférico laminado, um projeto específico que só a Eurocopter e a Airbus usam, não sendo comum em outras empresas de helicópteros. Outro estudo também existente, é a maneira como o combustível é disposto na aeronave, porque até o fluido pode influenciar em como a vibração é absorvida, não só o peso dele, mas a sua movimentação, com uma melhor redistribuição dos tanques de combustível ou na fabricação de células para contribuir dessa maneira. Existem ainda, aeronaves que em determinada condição específica mais não muito intensa, ela começa a gerar uma vibração muito descontrolada, e para amenizar essas situações específicas eles criaram outros dispositivos, como é o caso do tab eletrônico. Quando a pá está numa condição que começa a flapar demais, esse tab começa a tentar mudar o seu próprio ângulo, a fim de amenizar

essa variação no batimento, influenciando diretamente na vibração vertical da aeronave.

Por fim, vê-se que todo o avanço é preocupado com o quesito de facilitar a manutenção e melhorar a condição vibratória da aeronave, uma vez que estão diretamente ligados com grandes temas que rondam a aviação mundial como a segurança de voo, a eficiência e a durabilidade de cada componente, conseqüentemente a diminuição de custos, e principalmente o bem-estar dos tripulantes. A vista disso, por mais que existam diversos assuntos relacionados à substituição de elementos, ou tecnologias que facilitam na monitoração e absorção da vibração, o melhor que pode ser feito hoje na linha de manutenção dos AS350 é a aplicação eficaz de análises como Vibrex e Spectro, e orientações através de jornadas de segurança de voo correlacionadas com as conseqüências da vibração e como podem ser evitadas, já que a melhoria a nível de projeto seria mais de responsabilidade do próprio fabricante.

6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ACES SYSTEM. Vibração Básica Aces. <http://www.acesystems.com>.
30/07/2017

COMANDO DE AVIAÇÃO DO EXÉRCITO. Aeronaves HB 350 L1 (AS350B2).
<http://www.cavex.eb.mil.br/>. 20/04/2018

DIAGNOSTICS SOLUTIONS INTERNATIONAL LLC. História da Vibração de elementos rotativos. <http://www.dsi-hums.com/chadwick-helmuth-history/> 29/07/2017

GERGES, S.N.Y. Efeitos de ruído e de vibrações no homem. Ruídos e vibrações industriais, fundamentos e controles. Sarnir. 30/07/2017

HELIBRAS. Manual de Instrução para Mecânicos THM – Esquilo. 19/08/2017

HELIBRAS. Manual de Instrução THM - EC 725. 22/08/2017

HELIBRAS. Vibrações do Helicóptero - Manual de Instrução. 19/08/2017

INTEGRANDO CONHECIMENTO. <https://www.integrandoconhecimento.com/single-post/2016/05/06/flutter-o-efeito-quebraasas>. 19/08/2017

KRYSINSKI, T. e MALBURET, F. Mechanical vibrations: active and passive control. ISTE. 30/07/2017

KUBE, Luciene Conte. Fisiologia da Fadiga, suas Implicações na Saúde do Aviador e na Segurança na Aviação. Brasília: Revista Conexão SIPAER.
26/08/2017

PILOTO POLICIAL. Helicóptero – Ressonância com o Solo.
<https://www.pilotopolicial.com.br/ressonancia-nohelicoptero-ressonancia-com-o-solo-solo/>. 24/08/2018

SIPAAerM. Fadiga em Piloto de Helicópteros. <https://www.mar.mil.br/daerm/sipaaerm.html> 26/08/2017