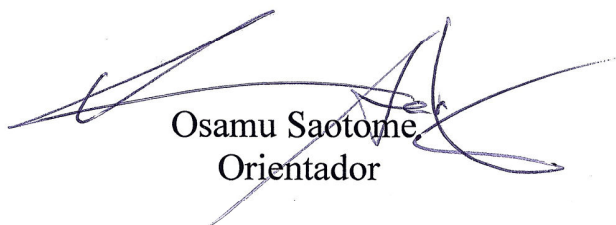


Tese apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências no Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica.

Josmar Carreiro Freitas

**PROJETO DE EXPERIMENTO PARA ANÁLISE DE
VIBRAÇÃO EM AERONAVES DE ASAS ROTATIVAS**

Tese aprovada em sua versão final pelos abaixo assinados:



Osamu Saotome
Orientador

Celso Massaki Hirata
Pró-Reitor de Pós-Graduação e Pesquisa

Campo Montenegro
São José dos Campos, SP – Brasil
2010

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão de Informação e Documentação

Freitas, Josmar Carreiro

Projeto de Experimento para Análise de Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas / Josmar Carreiro Freitas.
São José dos Campos, 2010.
88f.

Tese de Mestrado – Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica –
Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2010. Orientador: Dr. Osamu Saotome.

1. HUMS. 2. Vibração. 3. Manutenção. I. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Eletrônica. II. Projeto de Experimento para Análise de Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

FREITAS, Josmar Carreiro. **Projeto de Experimento para Análise de Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas**. 2010. 88f. Tese de Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Josmar Carreiro Freitas

TÍTULO DO TRABALHO: Projeto de Experimento para Análise de Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas

TIPO DO TRABALHO/ANO: Tese / 2010

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias desta tese e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta tese pode ser reproduzida sem a sua autorização (do autor).



Josmar Carreiro Freitas

H9-C Apt. 304 – CTA

São José dos Campos - SP

Projeto de Experimento para Análise de Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas

Josmar Carreiro Freitas

Composição da Banca Examinadora:

Prof.	Dr. Donizeti de Andrade	Presidente – ITA
Prof.	Dr. Osamu Saotome	Orientador – ITA
Prof.	Dr. Ligia Maria Soto Urbina	– ITA
Prof.	Dr. Edilson Alexandre Camargo	– IAE

ITA

Dedico este trabalho à minha esposa Karen e ao meu filho Davi, consciente dos momentos difíceis e das mudanças constantes de rumo em nossas vidas.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus por conduzir meus passos e permitir sentir o Seu amor em minha vida.

À minha família pelo apoio em todos os instantes, entendendo ainda os momentos de ausência necessários para a conclusão deste objetivo.

Ao meu orientador Prof. Dr. Osamu Saotome pelo respeito, orientações e apoio nos momentos cruciais.

Não é bom ter zelo sem conhecimento,
nem ser precipitado e perder o caminho.

Provérbios 19.2

RESUMO

Este trabalho tem por objetivo estudar o emprego da metodologia de Projeto de Experimentos, empregando-se Quadrados Latinos na análise de vibrações em aeronaves de asas rotativas. São avaliados os efeitos devido ao rotor principal, na condição de voo à frente, para emprego como ferramenta inicial de controle preditivo de manutenção e permitir o desenvolvimento futuro de sistemas de gravação de dados. Para tanto, identificam-se as frequências de interesse que são transmitidas à fuselagem e desenvolve-se o processo de planejamento de experimento, monitoramento e análise de resultados, aplicando-se um modelo estatístico fundamentado na Análise de Variância com intervalo de confiança de 95%. O Projeto de Experimentos propriamente dito abrange três princípios básicos visando garantir a isenção de tendências nos dados obtidos: *randomization*, *replication* e *blocking*. Propõe-se então um método para análise de vibrações apresentando-se passos a serem seguidos permitindo o seu desenvolvimento em uma sequência sistemática. Neste contexto, identificam-se as variáveis influenciadoras do processo, seus valores de interesse e emprega-se uma ferramenta que permita eliminar a influência de fatores indesejados, permanecendo apenas o efeito da velocidade, por ser conhecido. Em seguida, são efetuadas verificações da validade dos dados permitindo análises consistentes. A aplicação do método proposto é realizada através de uma modelagem computacional, empregando-se o *software* “R”, para a avaliação do incremento de vibração das aeronaves *Eurocopter* modelo AS-355. Apresenta-se ainda um estudo preliminar para as aeronaves *Sikorsky* modelo *Sea King*, denotando a flexibilidade de aplicação em aeronaves com características diferentes, sendo de interesse a conclusão deste último em estudos futuros.

ABSTRACT

This work aims to study the Design of Experiments methodology, using Latin Squares in rotorcraft vibration analysis. This approach is due to the main rotor effect in forward flight condition for initial employment as a maintenance predictive control tool and future developments of recording systems. So it is necessary to identify the frequencies of interest that are transmitted to the fuselage and to develop the experiment plan, data monitoring and analysis, applying a statistical model based on analysis of variance, assuming a 95% confidence interval in the results. The Design of Experiments itself covers three basic principles in order to ensure data trends exemption: randomization, replication and blocking. It is proposed a method for vibration analysis presenting steps to be followed allowing its development in a systematic sequence. In this context, the factors that influence the process are identified along with its range and it is employed a tool to eliminate the influence of unwanted factors, leaving only the known effect of speed. Then checks are made with the purpose to validate the data recorded leading to consistent analysis. The implementation of the proposed method is performed by a computer model, using the "R" software, and rating for the increase of vibration in Eurocopter AS-355 aircraft. It also brings a preliminary study for Sikorsky Sea King aircraft, showing the usage and the method flexibility in different aircraft characteristics, and its conclusion is interesting for future studies.

Sumário

Índice de Figuras	xi
Lista de Abreviaturas e Siglas	xiii
Lista de Símbolos	xiv
1 Introdução	16
1.1 Objetivo	16
1.2 Histórico	18
1.3 Organização do Trabalho	21
2 Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas em Vôo à Frente	22
2.1 Tipos de Vibração	23
2.2 Forças no Cubo do Rotor	25
3 Projeto de Experimentos	27
3.1 Planejamento	27
3.2 Análise dos Dados	32
4 Método Proposto para Análise de Vibração	40
5 Estudos de Caso	43
5.1 Projeto de Monitoramento e Análise de Vibrações em Helicópteros Esquilo	45
5.2 Projeto de Monitoramento de Vibração em Helicópteros Sea King	56
6 Conclusões	61
7 Referências	63
Apêndice A	65

Apêndice B	79
Apêndice C	82
Apêndice D	85

Índice de Figuras

Figura 1 – Modelo geral de um processo/sistema [13].....	28
Figura 2 – Variação da vibração com a velocidade [12]	30
Figura 3 – <i>Box Plot</i>	33
Figura 4 – Dados típicos para um experimento de um único fator [15].....	36
Figura 5 – Modelo de projeto de quadrado latino	38
Figura 6 – Aeronave Esquilo [14]	47
Figura 7 – Rotor principal [14].....	47
Figura 8 – Posicionamento do acelerômetro na cabine [14]	47
Figura 9 – <i>Box Plot</i> para observação da vibração vertical	50
Figura 10 – <i>Box Plot</i> para observação da vibração lateral	50
Figura 11 – Teste <i>Tukey</i> para vibração vertical.....	52
Figura 12 – Teste <i>Tukey</i> para vibração lateral.....	52
Figura 13 – Análise de resíduos para a vibração vertical	53
Figura 14 – Análise de resíduos para a vibração lateral	54
Figura 15 – Análise de interação a partir da velocidade.....	55
Figura 16 – Análise de interação a partir da frequência.....	55
Figura 17 – Aeronave <i>Sea King</i> (Marinha do Brasil).....	58
Figura 18 – Posicionamento dos sensores (adaptado) [24]	58
Figura 19 – Acelerômetro da estação 160 [24].....	59
Figura 20 – Conjunto de acelerômetros da estação 290 [24]	59
Figura 21 – Conjunto de acelerômetros da estação 391 [24]	59
Figura 22 – Movimento da pá do rotor [10].....	65
Figura 23 – Rotor totalmente articulado [10]	65
Figura 24 – Vista superior do disco do rotor (adaptado) [25]	66

Figura 25 – Forças e ângulos no elemento de pá [10]	67
Figura 26 – Rotação da pá sem movimentos de <i>flapping</i> e <i>lagging</i> [12]	69
Figura 27 – Sistemas de coordenadas na pá rotacional [12].....	69
Figura 28 – Pá em batimento e com excentricidade [12]	71
Figura 29 – Sistema de coordenadas solidário ao helicóptero [12]	72
Figura 30 – Sistema de coordenadas do helicóptero e da pá	73
Figura 31 – Balanço de forças no helicóptero (adaptado) [26]	75
Figura 32 – Velocidade tangencial em voo à frente [26]	75
Figura 33 – Distribuição de sustentação [26]	77

Lista de Abreviaturas e Siglas

<i>AC</i>	- <i>Advisory Circular</i>
<i>ARL</i>	- <i>Aeronautical Research Laboratories</i>
<i>CAA</i>	- <i>Civil Aviation Authority</i>
<i>CFDR</i>	- <i>Cockpit and Flight Data Recorder</i>
<i>CVR</i>	- <i>Cockpit Voice Recorder</i>
<i>FAA</i>	- <i>Federal Aviation Administration</i>
<i>FDM</i>	- <i>Flight Data Monitoring</i>
<i>FDR</i>	- <i>Flight Data Recorder</i>
<i>FOQUA</i>	- <i>Flight Operations Quality Assurance</i>
<i>HUMS</i>	- <i>Health and Usage Monitoring System</i>
<i>JAA</i>	- <i>Joint Airworthiness Authority</i>
<i>LOSA</i>	- <i>Line Operations Safety Audit</i>
<i>LSN</i>	- <i>Linha de Sustentação Nula</i>
<i>MEDA</i>	- <i>Maintenance Error Decision Aid</i>
<i>MEMS</i>	- <i>Maintenance Error Management Systems</i>
<i>OACI</i>	- <i>Organização da Aviação Civil Internacional</i>
<i>PMC</i>	- <i>Potência Máxima Contínua</i>
<i>RBAC</i>	- <i>Regulamento Brasileiro de Aviação Civil</i>
<i>SDLM</i>	- <i>Standard Depot Level Maintenance</i>
<i>VHM</i>	- <i>Vibration Health Monitoring</i>

Lista de Símbolos

a_{cg}	-	<i>aceleração absoluta do centro de gravidade</i>
a_{rel}	-	<i>aceleração relativa</i>
b	-	<i>número de pás</i>
c	-	<i>corda da pá</i>
cg	-	<i>centro de gravidade</i>
c_d	-	<i>coeficiente de arrasto do perfil</i>
c_l	-	<i>coeficiente de sustentação do perfil</i>
D	-	<i>arrasto parasita da aeronave</i>
dF_x	-	<i>diferencial de força horizontal</i>
dF_z	-	<i>diferencial de força vertical</i>
dP	-	<i>diferencial de potência</i>
dQ	-	<i>diferencial de torque</i>
dT	-	<i>diferencial de tração</i>
dy	-	<i>alongamento da seção do elemento de pá</i>
F	-	<i>resultante das forças aerodinâmicas</i>
F_x	-	<i>força horizontal</i>
F_z	-	<i>força vertical</i>
L	-	<i>Sustentação</i>
M_p	-	<i>massa da pá</i>
M_β	-	<i>matriz de transformação devido ao flapping</i>
M_ξ	-	<i>matriz de transformação devido ao lagging</i>
P_H	-	<i>peso máximo</i>
P_L	-	<i>peso mínimo</i>
P_M	-	<i>peso médio</i>
R	-	<i>raio da pá do rotor principal</i>
$\vec{r}_{cg}$	-	<i>vetor posição do cg da pá</i>
rev	-	<i>revolução completa da pá</i>
U	-	<i>resultante de velocidade</i>
u_p	-	<i>componente normal de velocidade</i>

u_t	-	<i>componente tangencial de velocidade</i>
V_{rel}	-	<i>velocidade relativa</i>
V_T	-	<i>velocidade de translação da aeronave</i>
V_H	-	<i>Velocidade máxima em voo nivelado na PMC</i>
V_{NE}	-	<i>velocidade a nunca exceder</i>
X	-	<i>força longitudinal no cubo do rotor</i>
Y	-	<i>força lateral no cubo do rotor</i>
y	-	<i>posição radial do elemento de pá</i>
$\bar{y}$	-	<i>média de uma amostra</i>
Z	-	<i>força vertical no cubo do rotor</i>
α	-	<i>ângulo de ataque da pá</i>
α_{TPP}	-	<i>ângulo de ataque do Plano das Pontas das Pás</i>
β	-	<i>ângulo de flap da pá</i>
θ	-	<i>ângulo de passo da pá</i>
ϕ	-	<i>ângulo de ataque induzido</i>
M	-	<i>razão de avanço</i>
ξ	-	<i>ângulo de lag da pá</i>
ρ	-	<i>densidade do ar</i>
σ^2	-	<i>variância de uma amostra</i>
ψ	-	<i>ângulo de azimuth</i>
Ω	-	<i>velocidade angular de rotação das pás</i>

1 Introdução

1.1 Objetivo

A vibração de uma aeronave de asas rotativas possui particularidades quando comparada à de uma aeronave de asa fixa. As características dinâmicas do rotor principal, do rotor de cauda e as interações aerodinâmicas entre rotor e fuselagem são os principais responsáveis por esta diferença.

Com o intuito de mitigar os efeitos indesejados de vibração, sistemas de controle do tipo ativo, semi-ativo e passivo são empregados desde a concepção do projeto da aeronave. Contudo, o processo de monitoramento de vibração em aeronaves de asas rotativas apresenta-se como grande aliado operacional para a identificação antecipada de falhas mecânicas e estruturais. Este processo agrega as vantagens de permitir uma maior disponibilidade da aeronave, redução de custos de manutenção, de estoque de sobressalentes e aumento da confiabilidade da aeronave com a redução de falhas catastróficas. Além disso, a prolongada exposição a elevados níveis de vibração pode acarretar danos sensoriais e orgânicos à tripulação e aos passageiros.

Por estes motivos, fabricantes de aeronaves estabelecem a periodicidade para o monitoramento do nível de vibração de suas aeronaves normalmente associado a eventos ou ocorrências, horas de voo e por tempo de utilização. Contudo, a possibilidade de gravação contínua de dados da aeronave em voo permite o monitoramento do nível de vibração da aeronave e a identificação de falhas em diversos componentes rotativos, levando ao desenvolvimento de sistemas de monitoramento de vibração embarcados com emprego nos segmentos civil e militar [1].

Dessa forma, o incremento e a modificação da assinatura de vibração da aeronave, que apenas seriam identificados durante a realização de inspeções programadas, passam a ser identificados antecipadamente através do processo de monitoramento. Caso não sejam identificadas, estas variações podem refletir em danos a componentes de transmissão, olhais e engrenagens, entre outros [2] e, portanto, merecem atenção específica em todo ciclo de vida da aeronave.

Neste contexto, este trabalho tem como objetivo apresentar um projeto de experimentos com base em um modelo estatístico para o fornecimento de alarmes e análise do nível de vibração de helicópteros, a partir de dados adquiridos sob condição de voo à frente, observando-se as frequências compatíveis ao rotor principal, incluindo dois harmônicos, evidenciando-se as influências da variação do peso, altitude e velocidade no processo de monitoramento de vibração.

Portanto, este trabalho limita-se em analisar a condição de regime permanente, sem a preocupação com os transientes observados durante a partida ou parada do rotor, pouso ou decolagem e variações de velocidade ou altitude presentes em manobras ou mudanças na condição de voo da aeronave.

Sendo assim, busca-se disponibilizar uma base de dados para análise de equipes de manutenção, determinando, quando necessária, a necessidade de intervenções antecipadas àquelas programadas pelo fabricante e fornecendo subsídios para postergação de uma inspeção em virtude de uma necessidade operativa. Esta antecipação fundamenta-se na característica de que o nível de vibração das aeronaves incrementa-se ao longo do ciclo de vida das mesmas, descasando assim o planejamento de manutenção previsto com a real necessidade do meio.

1.2 Histórico

Em 1952, a primeira linha aérea comercial a jato *De Havilland Comet* começa a operar na Austrália seguida de uma série de acidentes fatais no período compreendido entre 1953 e 1954. A série de acidentes com a aeronave denominada *The Comet* torna-se então muito conhecida por sua proporção, mas também pelo esforço empregado na identificação de seus fatores contribuintes. Pontos de concentração de tensão em cantos vivos de janelas são considerados os principais responsáveis pelo início da formação de trincas levando à desintegração da aeronave devido à propagação daquelas durante o ciclo de pressurização e despressurização.

Durante as investigações, várias hipóteses foram formuladas, cabendo ao especialista em combustível David Warren do *Aeronautical Research Laboratories (ARL)* a responsabilidade de avaliar a possibilidade da ocorrência de uma explosão como fator contribuinte para o acidente. Antes de o resultado da investigação ser divulgado, Warren sugere em um de seus memorandos técnicos que “*qualquer coisa que provesse a gravação das condições de voo, reações do piloto, etc, nos instantes precedentes ao acidente seria de inestimável valor*” [3]. Sendo assim, ele mesmo desenvolve o primeiro sistema de monitoramento, capaz de armazenar as vozes do *cockpit* e oito canais de dados de leitura de instrumentos por quatro horas, ao qual chamou de *ARL Flight Memory Recorder*.

Em 1961, após o acidente de um *Fokker Friendship* em Queensland, a Austrália, que ainda não havia reconhecido a importância da gravação de dados em voo, estabelece como requisito obrigatório o emprego de tal sistema em todas as aeronaves, de forma pioneira. Contudo, o modelo desenvolvido por Warren ainda é deixado de lado, sendo preterido por um sistema americano que apresenta falhas de projeto.

Apenas em 1963, uma empresa britânica adquire os direitos de produção do *ARL Flight Memory Recorder* e o comercializa com o nome de “*Red Egg*”, mas supõe-se que adquire o nome popularmente conhecido de caixa-preta quando um jornalista faz o seguinte comentário: “*This is a wonderful black box*” [3]. Esta seria uma referência ao termo empregado pelos pilotos da Força Aérea Britânica quando inovações eram introduzidas em suas aeronaves durante a Segunda Guerra Mundial.

A partir da possibilidade de gravação de dados em voo, a prevenção e a investigação de acidentes aeronáuticos obtém um ganho elevado e abrem caminho para a possibilidade de monitoramento da saúde da aeronave, *Health Monitoring*, através da gravação de diversas informações das aeronaves de asa fixa ou rotativa.

Na década de 1970 a Westland, fabricante inglesa de aeronaves, inicia as pesquisas na área de monitoramento de vibração em suas aeronaves de asas rotativas, *Vibration Health Monitoring (VHM)* e implementa, na década de 1980, pela primeira vez em helicópteros de emprego civil, a extensão do tempo entre *overhauls* das transmissões de suas aeronaves Westland W30, de operação comercial [4].

Desde então, diversas abordagens são empregadas para o monitoramento e também para o tratamento dos dados adquiridos mostrando a possibilidade da utilização dessas informações para interferir nas ações de manutenção e operação das aeronaves. Em 1999, devido ao volume de solicitações de certificação, o órgão americano denominado *Federal Aviation Administration (FAA)* publica uma *Advisory Circular (AC)* específica sobre o assunto para regulamentá-lo, prevendo ainda um desenvolvimento crescente de técnicas aplicadas nesta área. Neste documento é apresentada também uma definição de *Health and Usage Monitoring System (HUMS)*: “*equipamento, técnicas e/ou procedimentos pelos quais uma falha incipiente ou degradação e/ou aspectos selecionados da história em serviço podem ser determinados*” [5]. Assim, este sistema é composto basicamente por uma variedade de

sensores e sistemas de aquisição de dados com a capacidade de processar as informações durante o voo, em solo ou através de uma combinação de ambos, permitindo a intervenção da tripulação de voo ou da equipe de manutenção, quando necessário.

Seguindo a previsão do *FAA*, diversos estudos são então realizados, destacando-se aqueles realizados em 2001 pela universidade da Carolina do Sul onde são discutidas aplicações de *wavelet transform*, redes neurais e distribuição *Wigner-Ville* [6]. Boeing e *Impact Technologies* apresentam estudos baseados em análises estatísticas, em 2003 [7]. Em 2009, por sua vez, o *Civil Aviation Authority (CAA)*, órgão do Reino Unido, apresenta nas conclusões de uma ampla pesquisa realizada em 2008 a necessidade do desenvolvimento de sistemas abrangendo o melhor desempenho das técnicas atualmente aplicadas e que os estudos para a redução do nível de vibração associado ao rotor principal e de cauda ainda são de grande relevância [8].

Desta feita, os dispositivos de gravação atualmente empregados são conhecidos como *Flight Data Recorders (FDR)* e *Cockpit Voice Recorders (CVR)* ou *Cockpit and Flight Data Recorders (CFDR)*, quando integram as duas funções. Estes itens, de caráter obrigatório, são regulamentados por normas internacionais e amplamente empregados para as atividades de investigação e prevenção de acidentes aeronáuticos.

Ademais, os estudos desenvolvidos ao longo dos anos permitiram a aplicação dos sistemas de monitoramento para análise operacional e de manutenção, destacando-se os sistemas: *Flight Operations Quality Assurance (FOQUA)*, *Line Operations Safety Audit (LOSA)*, *Maintenance Error Management Systems (MEMS)* e *Maintenance Error Decision Aid (MEDA)*. A implantação do sistema *Flight Data Monitoring (FDM)* na aviação civil brasileira ocorre entre os anos de 2005 e 2006, após a Organização da Aviação Civil Internacional (OACI) requerer tal sistema [9].

1.3 Organização do Trabalho

Esta Tese está estruturada de forma a descrever no Capítulo 1 os principais objetivos, limitações e a motivação para este estudo. Apresenta-se ainda, uma visão geral do desenvolvimento do monitoramento de dados em voo no cenário global, citando-se alguns estudos realizados ao longo dos últimos anos.

O Capítulo 2 apresenta os conceitos principais de vibração em helicópteros, destacando-se as frequências dos esforços transmitidos à fuselagem devido ao rotor principal, que serão monitoradas e analisadas através de uma proposta de projeto de experimento.

O Capítulo 3 descreve os fundamentos do projeto de experimento e as abordagens estatísticas empregadas através de ferramenta computacional, *software* “R”, para a análise dos dados de vibração monitorados.

O Capítulo 4 desenvolve o método a ser implementado de uma forma sistemática, apresentando passos a serem seguidos durante a sua aplicação.

O Capítulo 5 apresenta dois estudos de caso aplicados na análise de vibração de aeronaves Esquilo modelo AS-355 F2 e *Sea King*, permitindo a aplicação preliminar do modelo proposto.

O Capítulo 6 apresenta as considerações finais do trabalho através de conclusões, limitações e sugestões de trabalhos futuros.

Este trabalho possui ainda quatro apêndices onde são apresentadas: a teoria do elemento de pá e a identificação das forças no rotor principal, seu desenvolvimento em séries de *Fourier*, e as linhas de comando do *software* “R”, empregado nos estudos de caso.

2 Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas em Vôo à Frente

Durante a análise da condição de vôo à frente por um helicóptero, uma diferença de velocidade nos pontos do plano do rotor principal é observada provocando um efeito conhecido como assimetria de sustentação. Este efeito associado ao comportamento aeroelástico da aeronave são os grandes responsáveis pela complexidade de vibração observada nessas aeronaves, podendo ocasionar danos a componentes, degradação de desempenho e qualidade de vôo e incremento do nível de vibração com o ciclo de vida da aeronave.

Esta Tese limita-se ao estudo do comportamento da vibração devido ao rotor principal, pois este é considerado o principal gerador de vibração em um helicóptero, sendo composto pelo cubo do rotor e por duas ou mais pás idênticas, igualmente espaçadas. Elas são mantidas em um movimento rotacional uniforme, usualmente através de um eixo de transmissão a partir de um motor [10].

Portanto, utiliza-se como ponto de partida a Teoria do Elemento de Pá, com desenvolvimento e descrição dos movimentos de *flapping*, *lagging* e *blade-pitch* apresentados no Apêndice A, como base para o estudo das forças associadas ao rotor principal e análise de vibração. Destaca-se deste desenvolvimento a dependência do tempo e da posição azimutal das pás para o cálculo das Forças Aerodinâmicas permitindo a análise pela expansão em séries de Fourier.

As forças e momentos devidos ao rotor principal são transmitidos a partir das pás para o cubo do rotor. Em seguida, por meio do eixo de transmissão, para os rolamentos da caixa de engrenagens e, conseqüentemente, para o seu revestimento. Finalmente, os esforços são transmitidos para a fuselagem através dos pontos de fixação.

Essas reações são supostamente assumidas idênticas para cada pá e são percebidas pelos pilotos através dos comandos cíclico e coletivo, permitindo a sensibilidade da aeronave, o que se relaciona diretamente com as características de qualidade de voo da aeronave. Seu comportamento difere do efeito observado nas aeronaves de asa fixa onde o movimento no *manche* aciona superfícies de controle articuladas gerando um momento que é percebido pelo piloto. No controle simples tipo *cyclic-pitch* do rotor, um movimento efetuado pelo piloto altera o ângulo de *pitch* das pás em rotação, gerando *pitching moments*. Ademais, efeitos secundários decorrentes de imperfeições no aerofólio, distorções em flexão, desbalanceamento de massa ao longo da corda, entre outros, também são responsáveis por estas reações [11].

Além das cargas devido ao rotor principal, os efeitos devidos ao rotor de cauda também podem ser motivo de preocupação, mas na grande maioria dos casos, o rotor principal é a causa fundamental de vibrações indesejáveis [12].

2.1 Tipos de Vibração

Empregando-se os principais conceitos sobre a dinâmica do helicóptero, principalmente no que tange à aerodinâmica do voo à frente, procura-se relacionar as Forças Aerodinâmicas e o comportamento do rotor e do helicóptero. Sendo assim, as vibrações podem ser agrupadas em duas categorias, ordinárias e auto-excitadas [11].

As vibrações ordinárias estão relacionadas a sistemas onde um conjunto massa, mola e amortecedor são forçados a vibrar através da aplicação de uma força externa. Por outro lado, as vibrações auto-excitadas não necessitam de uma fonte externa para sua manutenção.

As vibrações ordinárias são, portanto, ocasionadas por fontes alternadas de forças e representadas pelas forças do ar atuantes no rotor, vibrações de motores, forças do ar atuantes na fuselagem e partes não-girantes.

Este trabalho limita-se à abordagem da parcela de vibração associada ao rotor principal e avalia seu comportamento na condição de vôo à frente, tendo em vista que neste regime as forças atuantes são periódicas, repetindo seu ciclo a cada revolução completa da pá, $1/\text{ver}$, conforme apresentado no Apêndice A. Sendo assim, todas as fontes excitadoras em regime permanente serão múltiplas do regime do rotor, $1/\text{rev}$, $2/\text{rev}$, $3/\text{rev}$, etc [11].

As pás convencionais são mais rígidas na direção do plano, *lagging*, do que na direção de *flapping* e suas frequências naturais de flexão são correspondentemente maiores. Além disso, elas podem fletir em qualquer um de seus modos de vibração natural, que na prática dependerá da distribuição de massa e rigidez, assim como de sua velocidade de rotação, em virtude de esta produzir uma força centrífuga com a característica de aumentar a rigidez da pá.

Na condição de vôo à frente, a variação da distribuição de carga ao longo da pá excita a pá em seus modos de flexão que responde com uma amplitude de movimento de acordo com a proximidade de sua frequência natural. Então, quando as forças de excitação aplicadas estão próximas à ressonância, produzem amplitudes muito maiores que o esperado em uma avaliação estática. Esta amplificação dinâmica é importante em pás de rotor convencional, pois as forças de excitação a $2/\text{rev}$ e $3/\text{rev}$ são muito próximas à frequência natural de flexão, transmitindo seus efeitos ao cubo do rotor, destacando-se ainda a possibilidade de falha por fadiga devido a essa carga cíclica elevada [11].

2.2 Forças no Cubo do Rotor

Empregando-se os resultados do Apêndice B, as forças no cubo do rotor que contribuem para a resultante da força no eixo vertical são harmônicos múltiplos do número de pás da aeronave enquanto que, para os eixos longitudinal e lateral, a estrutura submetida a uma força de frequência angular $n\Omega$ é excitada com frequências iguais a mb , tal que $m=(n+1)/b$ Ω e $m=(n-1)/b$ Ω , onde b é igual ao número de pás da aeronave, sendo considerados apenas os números inteiros destas razões.

Este resultado é ilustrado pela Tabela 1 que considera frequências de excitação (n) na cabeça do rotor variando de 1Ω a 10Ω e apresenta as frequências transmitidas nas suas respectivas direções, que serão de interesse para análises futuras considerando-se os casos de aeronaves com número de pás (b) igual a três e cinco.

A partir do resultado apresentado na Tabela 1, identificam-se as frequências transmitidas no eixo vertical, diretamente proporcional ao número de pás, correspondendo aos valores de 3Ω , 6Ω e 9Ω para aeronaves com número de pás igual a três e, para aeronaves com número de pás igual a cinco, os valores são de 5Ω e 10Ω .

Para os eixos lateral e longitudinal, verifica-se que, para aeronaves com número de pás igual a três e frequências de excitação iguais a 2Ω e 4Ω , a frequência transmitida corresponde a 3Ω ; para uma frequência de excitação igual a 5Ω e 7Ω a frequência transmitida corresponde a 6Ω e, para uma frequência de excitação igual a 8Ω e 10Ω , a frequência transmitida corresponde a 9Ω . Ademais, para aeronaves com número de pás igual a cinco e frequências de excitação iguais a 4Ω e 6Ω , a frequência transmitida corresponde a 5Ω ; e para uma frequência de excitação igual a 9Ω a frequência transmitida corresponde a 10Ω .

Tabela 1- Freqüências dos Esforços Transmitidos à Aeronave Devido ao Rotor Principal

Eixos	Freqüências de Excitação	Freqüências Transmitidas	
		$b=3$	$b=5$
Vertical	1Ω	-	-
	2Ω	-	-
	3Ω	3Ω	-
	4Ω	-	-
	5Ω	-	5Ω
	6Ω	6Ω	-
	7Ω	-	-
	8Ω	-	-
	9Ω	9Ω	-
	10Ω	-	10Ω
Lateral e Longitudinal	1Ω	-	-
	2Ω	3Ω	-
	3Ω	-	-
	4Ω	3Ω	5Ω
	5Ω	6Ω	-
	6Ω	-	5Ω
	7Ω	6Ω	-
	8Ω	9Ω	-
	9Ω	-	10Ω
	10Ω	9Ω	-

3 Projeto de Experimentos

Neste trabalho, emprega-se a metodologia de projeto de experimentos para o desenvolvimento de um modelo de acompanhamento e análise do nível de vibração de aeronaves de asas rotativas com foco no rotor principal. Sendo assim, um planejamento adequado permite o conhecimento do cenário e das variáveis influenciadoras, definição dos parâmetros a serem avaliados e a forma como serão adquiridos e analisados os dados de voo.

3.1 Planejamento

Durante as atividades de planejamento do experimento, define-se inicialmente o problema a ser estudado que, no caso desta Tese, consiste na identificação do incremento do nível de vibração de aeronaves de asas rotativas empregando-se uma análise estatística. A partir do estabelecimento do escopo do projeto, buscam-se então a identificação dos fatores, níveis desses fatores e faixas de medição da vibração, considerada aqui como variável de resposta.

É importante reconhecer que existem diversas variáveis influenciando um processo ou um sistema, denominadas fatores. Durante a medição de uma variável de interesse, alguns destes fatores podem não ser controláveis ou o seu controle pode ser difícil ou dispendioso (Figura 1). Dessa forma, a escolha dos fatores a serem controlados passa por uma solução de compromisso, pois não é possível controlar todos os fatores em todas as faixas de medição. Torna-se imprescindível sua identificação e seleção, bem como a discretização de sua medição, as quais se denominam níveis.

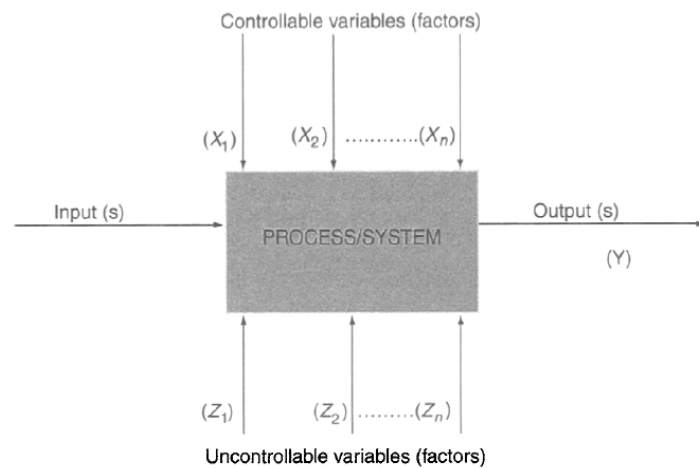


Figura 1 – Modelo geral de um processo/sistema [13]

Para a análise de vibração de uma aeronave em condição de voo à frente podem ser relacionados os seguintes fatores influenciadores:

- condições ambientais;
- ventos;
- rajadas;
- piloto;
- condição de voo;
- velocidade;
- altitude;
- condições transientes (velocidade e altitude);
- confiabilidade do sistema de aquisição;
- tipo de aeronave;
- posicionamento dos sensores; e
- configuração da aeronave (distribuição de peso).

Desta relação, foram selecionadas três variáveis como principais influenciadores e em condições relevantes para acompanhamento. São adotadas como fatores as seguintes variáveis controladas: altitude, peso e velocidade. Dentro da metodologia de projeto de experimentos, os demais parâmetros terão algum tipo de ajuste, configuração, calibração ou limitação viabilizando o processo.

A relevância da escolha da altitude como variável influenciadora é evidenciada através de ensaios em vôo, pela constatação da variação no comportamento da vibração da aeronave com a altitude [14]. Algumas hipóteses podem ser formuladas como condições de vento diferente em cada nível de vôo ou do comportamento aerodinâmico devido à variação de densidade do ar, mas considera-se que esse parâmetro pode ser facilmente controlado, justificando-se assim sua escolha.

Ademais, um parâmetro de grande importância tratando-se de vibração forçada, está associado à massa do sistema em questão. As frequências naturais do sistema são inversamente proporcionais ao inverso da raiz quadrada da massa. Dessa forma, o comportamento do sistema varia com o seu peso, o qual pode ser facilmente monitorado através do cômputo do peso inicial registrando-se as informações de consumo de combustível, alijamento de carga, lançamento de mísseis e carregamentos ou descarregamentos.

A partir da introdução da velocidade de translação da aeronave no cálculo das forças aerodinâmicas, Equação (A.14), verifica-se a dependência das principais cargas cíclicas submetidas à aeronave, na condição de vôo à frente, com esta velocidade, conforme apresentado no Apêndice B. Bramwell apresenta a dependência da vibração longitudinal, lateral e vertical, em função da velocidade de translação do helicóptero, destacando o fato de possuir um comportamento bastante característico, conforme apresentado na Figura 2 [12]. Esse efeito é caracterizado pelo aumento da assimetria de sustentação do rotor principal e o

correspondente aumento do conteúdo harmônico no movimento para fora do plano de rotação, *flapping*, com o incremento da velocidade.

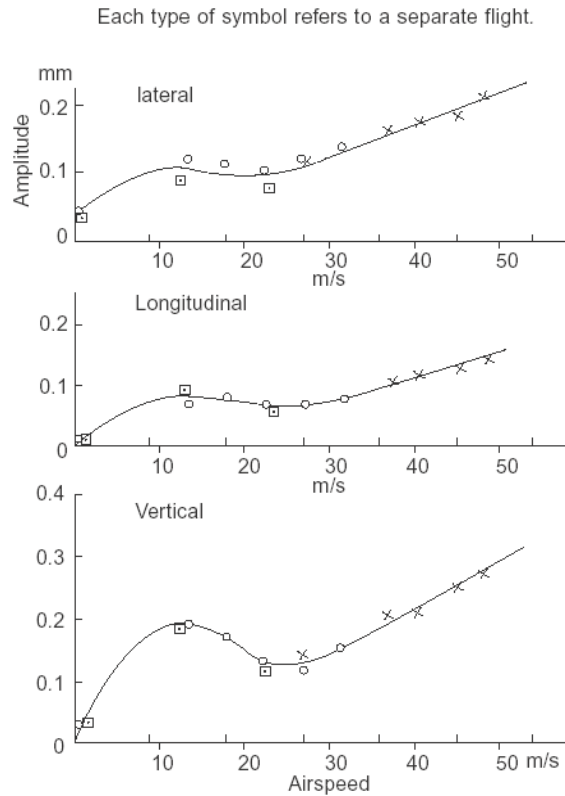


Figura 2 – Variação da vibração com a velocidade [12]

Com base nestas considerações, acompanhar o resultado de um experimento onde a influência da velocidade de deslocamento da aeronave na vibração é conhecida passa ser extremamente importante para a validação dos dados adquiridos. Assim, busca-se aplicar um modelo que elimine os ruídos dos outros dois fatores apresentados, peso e altitude.

O Projeto de Experimentos trata do processo de planejamento, projeto e análise do experimento, tal que conclusões válidas e objetivas podem ser extraídas de forma eficaz e eficiente, principalmente quando integrado com métodos estatísticos. Três princípios básicos são empregados para evitar resultados tendenciosos: *randomization*, *replication* e *blocking* [13].

Durante um processo, existem fatores cujo controle possui um nível de dificuldade grande ou muito caro, como erro do operador, flutuações em temperatura e umidade, dentre outros, mas que devem ter seus efeitos minimizados. A aleatoriedade, *randomization*, é uma das soluções empregadas para este fim e também é considerada como o alicerce para o uso de métodos estatísticos em projetos de experimentos, pois normalmente garante a hipótese de que as observações, ou erros, sejam variáveis aleatórias independentemente distribuídas [15].

Entende-se que *replication* não consiste simplesmente em repetir-se o mesmo procedimento exaustivamente, mas executar as provas do experimento em uma sequência aleatória. Segundo Antony, “*replication significa repetições de um experimento inteiro ou uma parcela deste, sujeito a mais de uma condição*” [13]. Ela possui as propriedades de permitir a obtenção de uma estimativa do erro experimental e do efeito da interação ou fator avaliado. Sua implicação prática consiste em que, com poucas réplicas, é possível não distinguir o erro experimental do efeito do fator/interação avaliados [15].

Blocking, por sua vez, é um método empregado para se eliminar os efeitos de variações externas devido a ruídos e conseqüentemente refinar a precisão com a qual são realizadas comparações entre fatores de interesse. Este método consiste em agrupar seqüências de experimentos similares em blocos ou grupos, caracterizados por apresentar condições experimentais relativamente homogêneas, mesmo dia ou mesmo corpo de prova, por exemplo [13].

Dessa forma, ao concluir a etapa de planejamento, destacando-se aqui as fases de escolha da variável de interesse ou resposta, seus fatores influenciadores e respectivos níveis de medição, chega-se ao momento da escolha do modelo a ser empregado na análise dos resultados, efetuada após a realização do experimento.

3.2 Análise dos Dados

Este trabalho limita-se a analisar os resultados a partir de uma abordagem estatística, buscando-se elaborar conclusões empregando-se uma análise objetiva, estabelecendo a probabilidade de erro ou intervalo de confiança aplicável. Uma característica fundamental para validar as hipóteses estatísticas está em considerar que os resíduos são normalmente distribuídos e independentes, com variância constante. Dessa forma, sua avaliação torna-se bastante relevante e uma tendência pode ser avaliada através da visualização dos gráficos: normal dos resíduos e dos resíduos pelo nível predito [16].

Segundo Montgomery, o uso adequado das técnicas estatísticas em experimentos exige o emprego de quatro princípios básicos: empregar o conhecimento não-estatístico do problema, manter o projeto e análise tão simples quanto possível, reconhecer que o resultado estatístico pode não conduzir a uma solução prática e que experimentos normalmente são iterativos [15].

Uma forma de apresentação inicial de dados e comumente empregada é o *Box Plot* que apresenta no eixo das abscissas o fator analisado, com seus respectivos níveis, e na ordenada encontra-se a distribuição dos dados adquiridos da variável resposta. Apresenta, de forma direta e simplificada, no formato de um retângulo, os valores de máximo, mínimo, quartil inferior, quartil superior e a mediana dessa amostra. A amostra, neste caso, é considerada representativa da população para validar as conclusões estatísticas e por isso deve ser obtida aleatoriamente.

A Figura 3 ilustra a representação de três níveis do fator frequência, através de *Box Plot*. Para o nível 378 RPM, observa-se que os valores de máximo igual a 0,10 IPS e mínimo igual a zero, correspondem aos quartis superior e inferior, respectivamente. A mediana dessa amostra é igual a 0,05 IPS. Para o nível 1134 RPM, observa-se o valor de

máximo igual a 0,20 IPS, quartil superior igual a 0,15 IPS e o valor de 0,10 IPS correspondente aos valores de mínimo, quartil inferior e mediana. Para o nível 2268 RPM, observa-se o valor de mínimo igual a zero, quartil inferior igual a 0,05 IPS e o valor de 0,10 IPS correspondente aos valores de máximo, quartil superior e mediana.

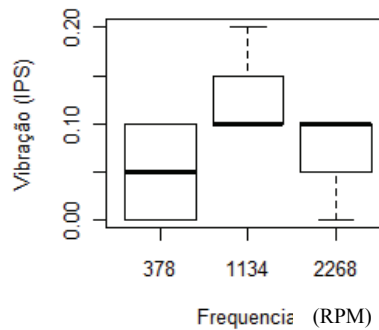


Figura 3 – Box Plot

Após a escolha de um padrão de apresentação de dados, definem-se dois parâmetros, média e variância de uma amostra $y_1, y_2, \dots, y_n$, através das Equações (3.1) e (3.2), respectivamente:

$$\bar{y} = \frac{\sum_{i=1}^n y_i}{n}, \quad (3.1)$$

$$\sigma^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2}{n}. \quad (3.2)$$

Essas relações permitem a comparação entre duas formulações para avaliação de suas diferenças. Normalmente, a partir de um valor de referência, busca-se identificar se as amostras podem ser consideradas equivalentes ou não dentro de um nível de significância. Emprega-se nesta situação o Teste de Hipóteses, afirmação sobre hipóteses do modelo com base em suposições.

O Teste de Hipótese permite admitir um valor hipotético para um determinado parâmetro e depois utilizar o valor da amostra para confirmar ou rejeitar a hipótese. Pode ser formalmente apresentado através da hipótese nula H_0 e da hipótese alternativa H_1 , também chamada de hipótese bilateral, *two-sided alternative hypothesis*, pois é verdadeira quando: $H_1 : \mu_1 < \mu_2$ ou $\mu_1 > \mu_2$, conforme apresentado abaixo, ou unilateral esquerda ou direita, respectivamente, quando considerar apenas uma das alternativas [17]:

$$H_0 : \mu_1 = \mu_2, \quad (3.3)$$

$$H_1 : \mu_1 \neq \mu_2. \quad (3.4)$$

Para esta abordagem, podem-se cometer os seguintes erros: erro tipo *I*, rejeitar H_0 quando de fato H_0 for verdadeira, ou erro tipo *II*, aceitar H_0 quando de fato for falsa [18]. Esses erros não podem ser evitados, mas podem ter sua probabilidade reduzida especificando-se a probabilidade do erro tipo *I*, também chamado de nível de significância, e então projetando o procedimento de teste tal que a probabilidade do erro tipo *II* tenha um valor pequeno.

Buscando-se minimizar a probabilidade do erro, identifica-se aqui o modelo de comparação pareada, cujo objetivo consiste na comparação entre duas medições consideradas similares. Segundo Montgomery [15], uma característica deste modelo está na redução da variabilidade e conseqüente redução do intervalo de confiança quando comparado à situação onde duas amostras são analisadas.

Ressalta-se que após os processos de medição para análise de vibração, comumente empregados pelos meios operativos, os valores obtidos são comparados com valores de referência previamente divulgados em manual pelo fabricante de cada modelo de aeronave.

Esses valores normalmente são parametrizados em função da velocidade da aeronave e possuem uma faixa de tolerância, embora sejam limitados em sua variedade.

A análise pareada é empregada neste processo para comparar uma medida com sua referência através das hipóteses formuladas através das Equações (3.5) e (3.6). Contudo, não existe pré-estabelecida uma faixa de tolerância e nem mesmo todos os pontos necessários para permitir uma comparação direta, pois seriam infinitos. Por isso, existe a necessidade de um estudo sobre a operação de cada aeronave e a realização de vôos com o objetivo de aquisição e formação de um banco de dados para emprego como valores de referência.

$$H_0 : \mu_1 - \mu_2 = 0, \quad (3.5)$$

$$H_1 : \mu_1 - \mu_2 \neq 0. \quad (3.6)$$

Durante o processo de medição de vibração, são empregados dois ou mais pontos de medição na aeronave. Para a análise desses resultados de forma direta, seriam necessárias repetições para cada ponto de medição e o processo perderia sua característica dinâmica. Por sua vez, com o emprego da comparação pareada, todas as medições tratam de diferença e devem possuir valores próximos de zero para satisfazer a hipótese nula. Desta forma, valores que fundamentalmente medem amplitudes de vibração distintas, devido a pontos de medição diferentes, podem agora ser avaliados em conjunto através da diferença com valores de referência, permitindo o emprego de outra ferramenta estatística, a análise de variância (ANOVA).

A formulação da análise de variância deve-se à consideração de que a variabilidade total de um conjunto de dados é dividida em parcelas de seus componentes. Em decorrência, pode-se relacionar a variância da amostra com a medida padrão da variabilidade. Assim, partindo-se da construção típica de uma tabela de um experimento de um único fator (Figura

4), com “ a ” níveis para o fator ou tratamento e “ n ” observações para cada nível, pode-se expressar a soma dos quadrados total através da Equação (3.7):

Treatment (level)	Observations				Totals	Averages
1	y_{11}	y_{12}	$\cdot \cdot \cdot$	y_{1n}	$y_{1\cdot}$	$\bar{y}_{1\cdot}$
2	y_{21}	y_{22}	$\cdot \cdot \cdot$	y_{2n}	$y_{2\cdot}$	$\bar{y}_{2\cdot}$
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\cdot \cdot \cdot$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
a	y_{a1}	y_{a2}	$\cdot \cdot \cdot$	y_{an}	$y_{a\cdot}$	$\bar{y}_{a\cdot}$
					$y_{\cdot\cdot}$	$\bar{y}_{\cdot\cdot}$

Figura 4 – Dados típicos para um experimento de um único fator [15]

$$SS_T = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2. \quad (3.7)$$

Desenvolvendo a equação, tem-se:

$$SS_T = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2 = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n [(\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot}) + (y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot})]^2 \quad (3.8)$$

$$\begin{aligned}
SS_T &= \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2 = n \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2 + \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot})^2 + 2 \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})(y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot}) = \\
&= n \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2 + \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot})^2 + 2 \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot}) \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot}) = \\
&= n \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2 + \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot})^2 + 2 \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})(y_{i\cdot} - n\bar{y}_{i\cdot}) = \\
&= n \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2 + \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot})^2 + 2 \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})(y_{i\cdot} - n\frac{y_{i\cdot}}{n}) =
\end{aligned}$$

$$SS_T = n \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2 + \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot})^2. \quad (3.9)$$

Assim, pode-se definir a soma dos quadrados entre os tratamentos, ou devido aos tratamentos, como $SS_{Tratamento}$ e a soma dos quadrados dentro dos tratamentos, como SS_E :

$$SS_{Tratamento} = n \sum_{i=1}^a (\bar{y}_{i\cdot} - \bar{y}_{\cdot\cdot})^2, \quad (3.10)$$

$$SS_E = \sum_{i=1}^a \sum_{j=1}^n (y_{ij} - \bar{y}_{i\cdot})^2. \quad (3.11)$$

Pode-se escrever:

$$SS_T = SS_{Tratamento} + SS_E. \quad (3.12)$$

Lembrando-se da definição de variância, pode-se obter uma estimativa da variância da população através das Equações (3.13) e (3.14), onde N corresponde ao número total de observações, conforme Equação (3.15).

$$\sigma_E^2 = \frac{SS_E}{N - a}, \quad (3.13)$$

$$\sigma_{Tratamento}^2 = \frac{SS_{Tratamento}}{a - 1}, \quad (3.14)$$

$$N = a \cdot n. \quad (3.15)$$

A análise da identidade da variância, portanto, provê duas estimativas para a variância, uma baseada na variabilidade inerente do tratamento em si e outra baseada na variabilidade

entre os tratamentos. Se não houver diferenças nas formas dos tratamentos, as duas estimativas devem ser muito similares e, caso não sejam, suspeita-se que as formas dos tratamentos possam estar influenciando as medições [15].

Uma forma de se reduzir o erro residual consiste no emprego do projeto de Quadrado Latino. Em situações onde existam dois fatores de interesse para monitoramento no experimento, este modelo é empregado para eliminar tais fontes de variabilidade considerando-os como blocos. Assim, ocorre o *blocking* em duas direções e as linhas e colunas representam duas restrições para tornar o experimento aleatório. As formulações ou tratamentos, representados pelas letras latinas A, B, C, D e E, são organizadas para concluir o quadrado e fundamentar a aleatoriedade (Figura 5).

Fator 1	Fator 2				
	1	2	3	4	5
1	A	E	D	C	B
2	B	A	E	D	C
3	C	B	A	E	D
4	D	C	B	A	E
5	E	D	C	B	A

Figura 5 – Modelo de projeto de quadrado latino

Uma desvantagem de quadrados latinos pequenos consiste no fato de a abordagem fornecer poucos graus de liberdade para o tratamento estatístico, sendo desejável o emprego da técnica de réplicas, *replication*, para resolução desta questão.

Sendo assim, emprega-se a ANOVA com o objetivo de verificar a existência de alguma evidência de que as médias das populações diferem, ou divergiram em algum ponto. O emprego de um teste de comparação, como o teste *Tukey*, possui uma relevância quando se pretende verificar onde é observada esta diferença, caso exista. Neste teste isso ocorre através

da comparação da diferença entre cada par de médias, entre os fatores envolvidos e seus níveis.

Embora as metodologias tenham sido aqui desenvolvidas, optou-se pela utilização de um *software* de aplicação estatístico denominado “R” [19] na realização deste trabalho. Seus resultados são apresentados e discutidos com base no desenvolvimento teórico até aqui discutido e suas linhas de comando estão disponíveis nos Apêndices C e D, permitindo a repetição dos resultados.

4 Método Proposto para Análise de Vibração

Com o intuito de sistematizar o conhecimento e propor um Projeto de Experimento para Análise de Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas, apresentam-se passos para o planejamento, execução do experimento e análise dos resultados.

Passo 1 – Definição do escopo do problema: o escopo do problema deve ser claro e objetivo, permitindo a identificação da variável resposta - “identificação do incremento de vibração em aeronaves de asas rotativas empregando-se um tratamento estatístico”;

Passo 2 – Definição da variável resposta: a variável de interesse é a vibração, com unidade de medida em *IPS (Inch Per Second)*;

Passo 3 – Estabelecimento da faixa de interesse da variável resposta: conforme apresentado na Tabela 1, os harmônicos de interesse estão relacionados com o número de pás da aeronave. Contudo, para cada modelo de aeronave, é imprescindível o conhecimento dos valores usuais de medida para uma análise preliminar dos resultados. Este passo é relevante para verificar se o sistema de aquisição de dados empregado é próprio para a faixa a ser medida;

Passo 4 – Seleção das variáveis influenciadoras para controle, ou seja, fatores da variável resposta: apresentou-se anteriormente uma seleção de fatores influenciadores para a medição da vibração. Em virtude disto e dos motivos relatados, são empregados três fatores de interesse, peso, altitude e velocidade, sendo de interesse eliminar a influência dos dois primeiros devido ao conhecimento do comportamento deste último;

Passo 5 – Estabelecimento dos níveis das variáveis influenciadoras a serem avaliados: os níveis de cada fator são estabelecidos com base nos limites de emprego da aeronave, mas também de acordo com os valores normalmente empregados. Caso a aeronave opere usualmente em uma configuração que caracterize um peso de referência, este pode ser usado como base e os demais níveis escolhidos ao seu redor;

Passo 6 – Escolha do modelo estatístico: neste momento, busca-se atender as necessidades apresentadas, destacando-se o interesse de eliminar o efeito de dois fatores influenciadores. Sendo assim, emprega-se o projeto de quadrado latino, que possui esta característica intrínseca, em conjunto com a análise de variância;

Passo 7 – Aquisição de dados: nesta etapa, são controladas as condições de vôo, registradas as informações de peso, velocidade e altitude, além da medida de vibração para a frequência de rotação e para os harmônicos previamente estabelecidos; e

Passo 8 – Análise dos resultados: a análise tem início na verificação qualitativa dos dados adquiridos, verificando-se a possibilidade de existência de *outliers*. Em seguida, através da observação dos resultados via *Box Plot*, verifica-se a existência de alguma tendência no comportamento dos dados apresentados. Efetua-se então a Análise de Variância observando-se a distribuição dos resultados para cada fator, dentro do intervalo de confiança adotado de 95%, aplicando-se o teste de comparação, caso necessário. Conclui-se com a análise da normalidade dos resíduos, para a validação dos resultados obtidos.

Destaca-se que os Passos 4, 5 e 6 possuem uma relação de compromisso entre si, visto que a escolha do emprego do projeto de quadrados latinos direciona a escolha dos fatores ou

vice-versa. Sendo assim, este trabalho limitou-se à análise dos resultados obtidos pelo emprego deste projeto em conjunto com a análise de variância para a redução de dados.

A análise de dados adquiridos no solo é facilmente realizada empregando-se valores de referência fornecidos pelo fabricante e não necessitam de um estudo específico. Entretanto, valores de referência para voo à frente são fornecidos apenas sob determinadas condições e configurações da aeronave.

Desta forma, vislumbrando-se o emprego prático deste método, a sua aplicação inicia-se após a realização de inspeções de grande monta, como as inspeções “C” das aeronaves Esquilo ou após o *SDLM* (*Standard Depot Level Maintenance*) das aeronaves *Sea King*. Necessariamente, após essas inspeções, são realizadas análises de vibração fundamentadas em dados estabelecidos em manual pelos seus respectivos fabricantes. Aproveitando-se esses vôos, dados de vibração são adquiridos, em altitudes e velocidades diferentes dos estabelecidos em manual. Caso o resultado da análise de vibração proposto pelo fabricante esteja dentro das tolerâncias, os resultados adicionais obtidos são então empregados como valores de referência para análise de vibração em vôos futuros.

Em seguida, estipulando-se um período para tal, serão adquiridos outros dados na configuração operacional da aeronave permitindo que mais dados, diferentes dos catalogados pelo fabricante, sejam registrados. A partir de uma base de dados mais robusta e com dados correspondentes à configuração operacional da aeronave, periodicamente será possível realizar análises de vibração durante a operação normal da aeronave, sem indisponibilizá-la para este fim específico. Finalmente, os resultados serão analisados empregando-se o tratamento estatístico escolhido, permitindo um controle preditivo da vibração de cada aeronave.

5 Estudos de Caso

A manutenção e o controle do nível de vibração em aeronaves de asas rotativas possuem um papel muito importante onde podem ser destacados os efeitos gerados por cargas cíclicas à estrutura da aeronave, vida em fadiga, danos em componentes, degradação do desempenho e qualidade de voo e a possibilidade do incremento do nível de vibração com o ciclo de vida da aeronave. Além disso, o tempo de exposição e o nível de vibração ocasionam danos sensoriais e orgânicos aos tripulantes e passageiros.

Na década de 1990, a manutenção é apresentada como causa primária de 8,3% dos acidentes ocorridos nos Estados Unidos da América e no ano de 2003, a manutenção é considerada o elo inicial de uma corrente de acidentes em 26% dos acidentes em todo o Globo [20]. Estes fatos destacam sua importância no contexto da aviação e para a segurança de voo.

Sob o aspecto da segurança e da aeronavegabilidade continuada, a manutenção aeronáutica é conhecida como atividade de inspeção, revisão, reparo, limpeza, conservação ou substituição de partes de uma aeronave e seus componentes [21].

A atividade de manutenção pode ser classificada em corretiva, preventiva e preditiva. Segundo o Regulamento Brasileiro de Aviação Civil 01 (RBAC 01), a manutenção corretiva é uma técnica de gerência reativa que espera pela falha da máquina ou equipamento. Também é o método mais caro de gerência de manutenção por geralmente envolver reparos maiores e em momentos inoportunos. A manutenção de itens *condition monitoring* segue este tipo de manutenção corretiva [22] e sua filosofia básica estabelece que certos componentes, instrumentos e acessórios somente devem ser substituídos caso não estejam funcionando corretamente, apresentem desgaste excessivo identificado mediante inspeções dimensionais periódicas e específicas, ou ainda caso trincas sejam encontradas.

A manutenção preventiva, no contexto geral, inclui todos os programas de gerência de manutenção acionados por tempo, como horas operacionais do item. Ela é elaborada visando basicamente a assegurar condições permanentes de aeronavegabilidade e máxima disponibilidade com o menor custo possível [22].

Pode-se destacar ainda, a importância da manutenção preditiva, que consiste na atividade de monitoramento de parâmetros e análise antecipada de possíveis falhas de sistemas ou componentes. Através do monitoramento das tendências dos parâmetros de um sistema, é possível estimar o momento em que a falha pode ocorrer através de técnicas de prognóstico [23]. Estas técnicas permitiram o desenvolvimento de diversos sistemas e linhas de pesquisa para monitoramento de dados como: *LOSA*, *MEDA* e *FOQUA*.

De março de 2003 a dezembro de 2007, período em que o autor do presente trabalho executou atividades de inspeção e manutenção de aeronaves da Marinha do Brasil, foi possível identificar danos estruturais e a componentes, muitas vezes redundantes em uma mesma aeronave, com tempo entre falhas menor do que o previsto. A vibração, principal fator contribuinte associado a estas ocorrências, tem sido relacionada a desbalanceamentos, falhas de componentes dinâmicos, bem como ao tempo de utilização da aeronave.

Por esse motivo, rotineiramente os procedimentos de manutenção são alterados e realizados com maior frequência, tendo como resultado a diminuição da disponibilidade da aeronave, menor tempo entre inspeções e conseqüente aumento do custo de manutenção e de consumo de combustível, entre outros.

Sendo assim, o emprego de um modelo de monitoramento de vibração acompanhando a aeronave em sua operação normal tende a permitir uma ação pontual e pró-ativa do setor de manutenção.

5.1 Projeto de Monitoramento e Análise de Vibrações em Helicópteros

Esquilo

Aplica-se neste momento o método proposto para Análise de Vibrações, desenvolvendo cada passo para a análise da Aeronave Esquilo.

Passo 1 – Definição do escopo do problema: “identificação do incremento de vibração na Aeronave Esquilo, empregando-se a instrumentação padrão da aeronave, por meio de uma análise estatística”;

Passo 2 – Definição da variável resposta: a variável de interesse é a vibração, com unidade de medida em *IPS (Inch Per Second)*;

Passo 3 – Estabelecimento da faixa de interesse da variável resposta: em virtude de a aeronave ser tri-pá, define-se que, além da medida de vibração na frequência de rotação do rotor 1Ω , serão observados dois harmônicos, 3Ω e 6Ω (Tabela 1).

Em seguida, efetua-se uma comparação entre valores de referência catalogados e dados adquiridos em voo, de forma que a variável de interesse seja a diferença destes valores, aqui denominada valor incremental. Dessa forma, os novos dados passam a tratar de diferenças de valores, representando quanto os dados adquiridos em voo estão se distanciando do padrão de referência. Espera-se, portanto, que os valores da variável resposta em uma aeronave sem problemas de vibração sejam em torno de zero;

Passo 4 – Seleção dos fatores da variável resposta: peso, altitude e velocidade são os fatores selecionados, sendo de interesse eliminar a influência dos dois primeiros devido ao conhecimento do comportamento da velocidade o que permitirá a análise dos resultados;

Passo 5 – Estabelecimento dos níveis dos fatores: utiliza-se a configuração de peso máximo (P_H) e mínimo (P_L); altitudes de 4000ft e 8000ft; e as velocidades 0,7 V_H e V_{NE} . Considerando-se V_H igual à velocidade máxima em voo nivelado na Potência Máxima Contínua (PMC) e V_{NE} à velocidade a nunca exceder, que é definida em projeto;

Passo 6 – Escolha do modelo estatístico: tendo em vista que se tem por interesse efetuar uma análise do comportamento da vibração eliminando-se o efeito do peso e da altitude, optou-se pelo emprego do projeto do tipo Quadrado Latino (2x2), conforme apresentado na Tabela 2, em conjunto com a Análise de Variância;

Tabela 2 – Projeto de Quadrado Latino

Altitude	Peso Mínimo (P_L)	Peso Máximo (P_H)
4000 ft	0,7 V_H	V_{NE}
8000 ft	V_{NE}	0,7 V_H

Passo 7 – Aquisição de dados: Durante o ano de 2006, foram realizados vôos de ensaios na aeronave tri-pá Esquilo AS-355 do Grupo Especial de Ensaio em Voo do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (GEEV-DCTA) (Figura 6), instrumentada com dois acelerômetros axiais empregados para o monitoramento periódico de vibração e posicionado em dois pontos: um acelerômetro para medição da aceleração lateral, no mastro do rotor principal (Figura 7); e outro acelerômetro para medição da aceleração vertical (Figura 8), na cabine, próximo aos pedais [14].



Figura 6 – Aeronave Esquilo [14]

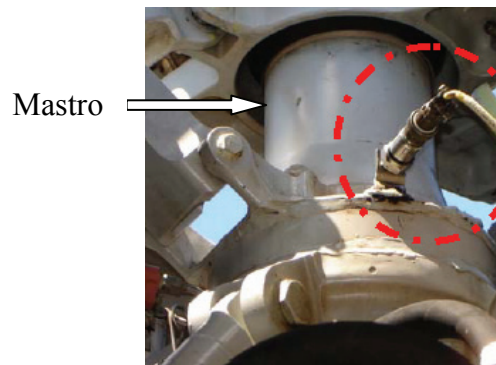


Figura 7 – Rotor principal [14]



Figura 8 – Posicionamento do acelerômetro na cabine [14]

Os dados apresentados na Tabela 3 correspondem às medidas de vibração lateral e vertical obtidas no domínio da frequência, nas frequências múltiplas da frequência fundamental e do número de pás da aeronave, 1Ω , 3Ω e 6Ω . Foram realizados ensaios para as velocidades $0,7 V_H$ e V_{NE} , configuração de peso máximo (P_H) e mínimo (P_L) e altitudes de $4000ft$ e $8000ft$. Observa-se a opção por não se empregar valores numéricos para os fatores peso e velocidade, na apresentação dos resultados, com o intuito de caracterizar a relevância dos níveis dos fatores maior do que o seu valor propriamente dito; e

Tabela 3 – Amplitude de Vibração

Velocidade	Peso	Altitude (ft)	Frequência (RPM)	Vibração Lateral (IPS)	Vibração Vertical (IPS)
0,7 V_H	P_L	4000	1 Ω	0,121	0,021
0,7 V_H	P_L	4000	3 Ω	0,144	0,441
0,7 V_H	P_L	4000	6 Ω	0,117	0,171
V_{NE}	P_L	8000	1 Ω	0,133	0,563
V_{NE}	P_L	8000	3 Ω	0,347	0,799
V_{NE}	P_L	8000	6 Ω	0,731	0,364
0,7 V_H	P_H	8000	1 Ω	0,044	0,174
0,7 V_H	P_H	8000	3 Ω	0,181	0,446
0,7 V_H	P_H	8000	6 Ω	0,443	0,455
V_{NE}	P_H	4000	1 Ω	0,149	0,743
V_{NE}	P_H	4000	3 Ω	0,502	1,038
V_{NE}	P_H	4000	6 Ω	0,901	0,345

Passo 8 – Análise dos resultados: neste trabalho, os dados apresentados na Tabela 3 são empregados como valores de referência, pois a aeronave estava dentro dos padrões de vibração estabelecidos em manual. Para avaliar a possibilidade de identificar um incremento de vibração nesta aeronave, variações percentuais são realizadas em todos os níveis, até o ponto em que estatisticamente identifica-se um incremento de vibração em virtude da incerteza estatística associada.

Sendo assim, este estudo de caso apresenta o resultado da simulação dos incrementos do nível de vibração vertical e lateral, avaliando a sensibilidade do modelo proposto. O nível de vibração vertical foi identificado a partir de um aumento de 14,5% no nível de vibração vertical e de 17,0% no nível lateral, a partir dos dados constantes da Tabela 3, para um nível

de confiança de 95%, estabelecendo um alarme nesses pontos e indicando a necessidade de uma análise do nível de vibração.

Esses novos dados são então considerados como obtidos em voo, em uma operação normal da aeronave e, em seguida, subtraídos do valor de referência para obtenção do valor incremental de vibração e analisados a seguir.

A análise dos dados tem início efetivamente na verificação qualitativa dos dados adquiridos, verificando-se a possibilidade de existência de *outliers*. Em seguida, verifica-se a existência de alguma tendência no comportamento dos dados apresentados, através da observação dos resultados via *Box Plot*.

Para a redução dos dados, emprega-se o *Software* “R” como ferramenta para o tratamento estatístico, verificando-se o comportamento dos valores incrementais de vibração para cada fator analisado. Os valores na direção vertical (Figura 9) apresentam as medianas concentradas em torno de 0,10 IPS e não possuem resultados que possam ser considerados *outliers*. Contudo, este valor já desperta a atenção de quem analisa, pois pode ser considerado um primeiro indicador de valor excessivo de vibração. Além disso, representa-se ainda, nesta figura, a observação dos dados por frequência destacando-se que os maiores valores estão concentrados na frequência de 1134 RPM.

Os valores na direção lateral (Figura 10) também não possuem resultados que possam ser considerados *outliers* e apresentam as medianas concentradas em torno de 0,05 IPS para os fatores Altitude e Peso, enquanto que para a velocidade possuem uma dispersão maior, chamando a atenção do analista para a possibilidade de uma variabilidade representativa, que será verificada a seguir. Destaca-se ainda que os maiores valores estejam concentrados na frequência de 2268 RPM.

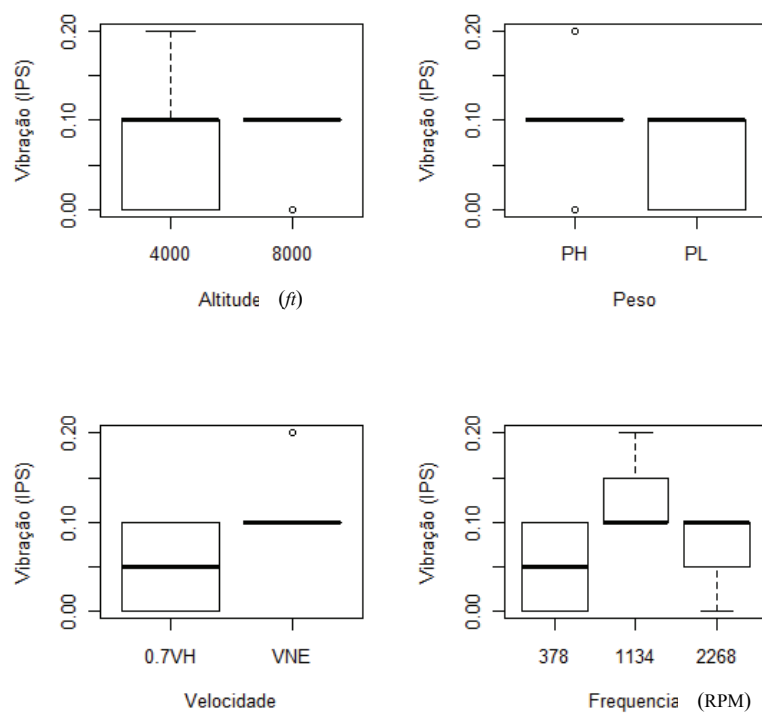


Figura 9 – Box Plot para observação da vibração vertical

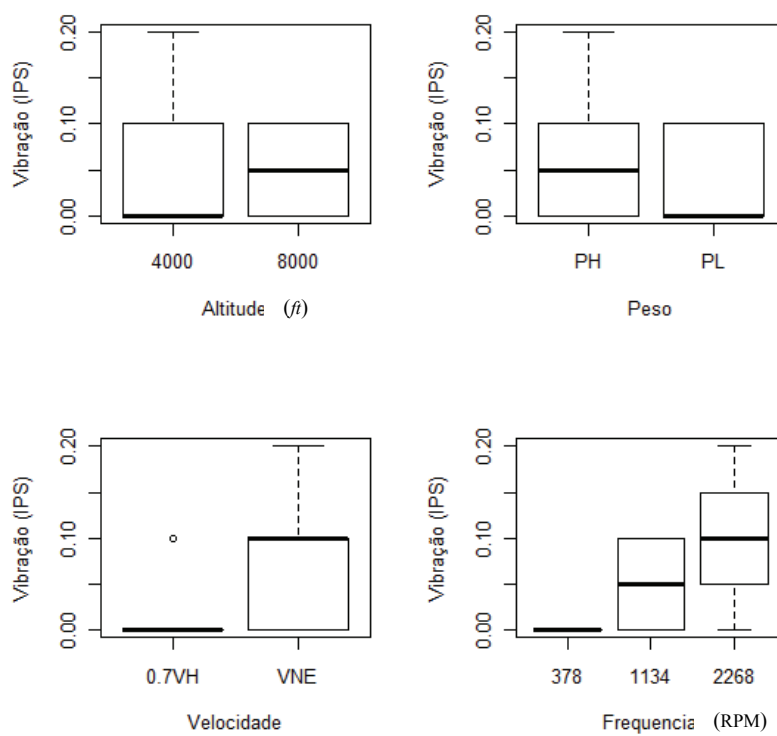


Figura 10 – Box Plot para observação da vibração lateral

Apresenta-se na Tabela 4 o resultado da análise de variância (ANOVA) para a vibração vertical, destacando-se a coluna de probabilidade que, para a incerteza de 5%, possui probabilidade igual 0,02116 para o fator Velocidade e, para a vibração lateral, igual 0,04983 (Tabela 5), menores que 0,05. Este resultado denota uma variabilidade nos resultados adquiridos fundamentada no fator Velocidade, de forma que os demais fatores não estejam influenciando o resultado, para a incerteza adotada, conforme desejado.

Tabela 4 - ANOVA Vibração Vertical

Parâmetros	Graus de Liberdade	Soma dos Quadrados	Média dos Quadrados	F	Pr (>F)
Frequência	2	0,0117	0,0058	4,2	0,07234
Velocidade	1	0,0133	0,0133	9,6	0,02116
Altitude	1	2,095E-35	2,095E-35	1,509E-32	1,00000
Peso	1	0,0033	0,0033	2,4	0,17231
Resíduos	6	0,0083	0,0014	--	--

Tabela 5 – ANOVA Vibração Lateral

Parâmetros	Graus de Liberdade	Soma dos Quadrados	Média dos Quadrados	F	Pr (>F)
Frequência	2	0,0200	0,0100	4,5	0,06400
Velocidade	1	0,0133	0,0133	6,0	0,04983
Altitude	1	6,673E-35	6,673E-35	3,003E-32	1,00000
Peso	1	0,0033	0,0033	1,5	0,26657
Resíduos	6	0,0133	0,0022	--	--

Através do teste *Tukey* de comparação, verifica-se que, para a vibração vertical (Figura 11), os valores da diferença na média da velocidade partem de 0,02 IPS, já apresentando diferenças, enquanto que para a vibração lateral o mesmo valor é limítrofe

(Figura 12) quando comparado com as outras diferenças. Para os demais fatores as diferenças na média estão em torno de zero e podem ser considerados não influenciadores do processo.

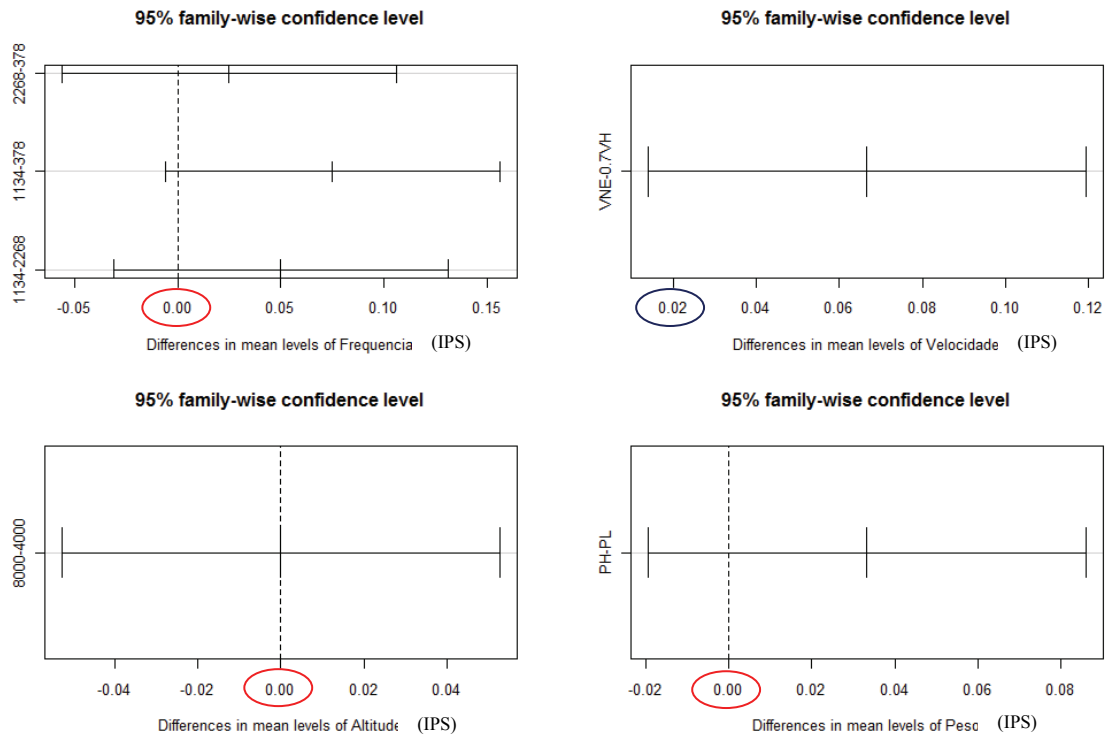


Figura 11 – Teste *Tukey* para vibração vertical

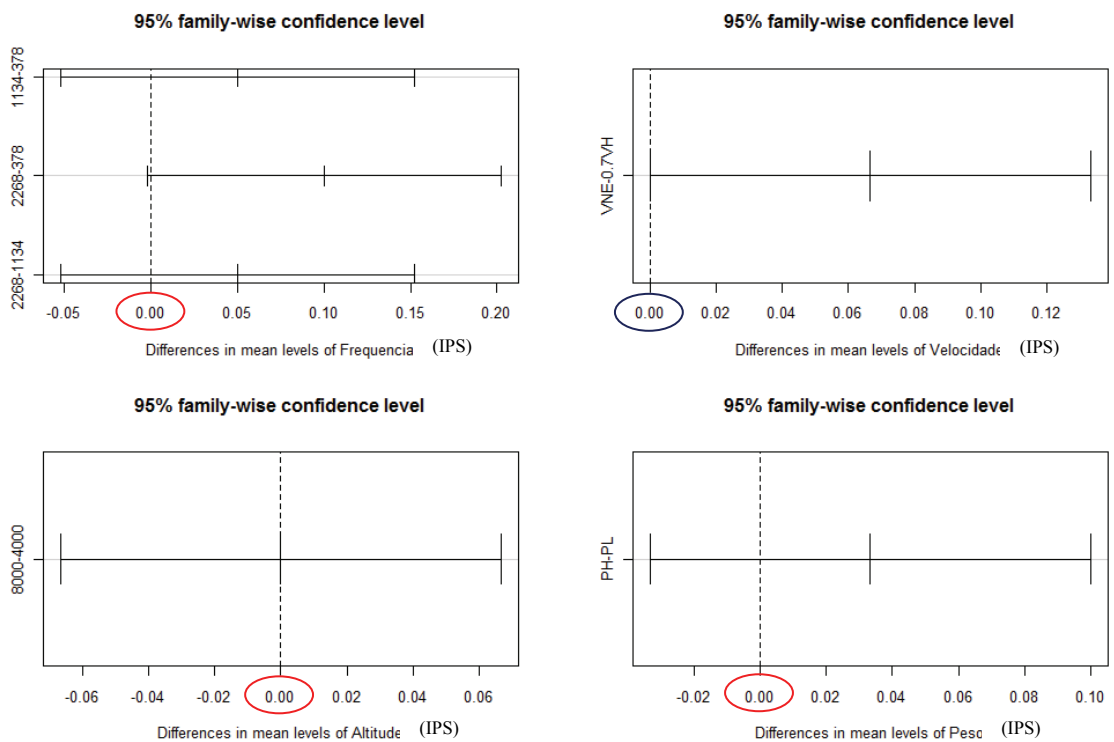


Figura 12 – Teste *Tukey* para vibração lateral

Os resíduos foram analisados observando-se as Figura 13 e Figura 14. A partir de a análise da Aleatoriedade dos Resíduos, onde são apresentados os resíduos na sequência que foram adquiridos, não existem motivos aparentes para descartar as hipóteses de independência e variância constante. Montgomery [15] chama a atenção para a possibilidade de ocorrência de desvios consideráveis em pequenas amostras, durante a análise da normalidade, sem implicar em sérias violações das hipóteses.

Empregando-se o Gráfico de Normalidade dos resíduos, a normalidade dos resíduos tanto para vibração vertical quanto para a lateral é aceita, devido à possibilidade de aproximação dos dados pela reta destacada em vermelho e os desvios apresentados serem considerados pequenos.

Verificando-se ainda as Figura 13 e Figura 14, avaliou-se o Gráfico dos Resíduos pelos Valores Preditos, pois estes não devem apresentar nenhuma relação aparente. Embora apresente uma possível tendência para um formato dente de serra, os valores dos resíduos são suficientemente pequenos para serem desprezados, com amplitude máxima de 0,04 IPS e os dados foram considerados válidos para continuidade da análise.

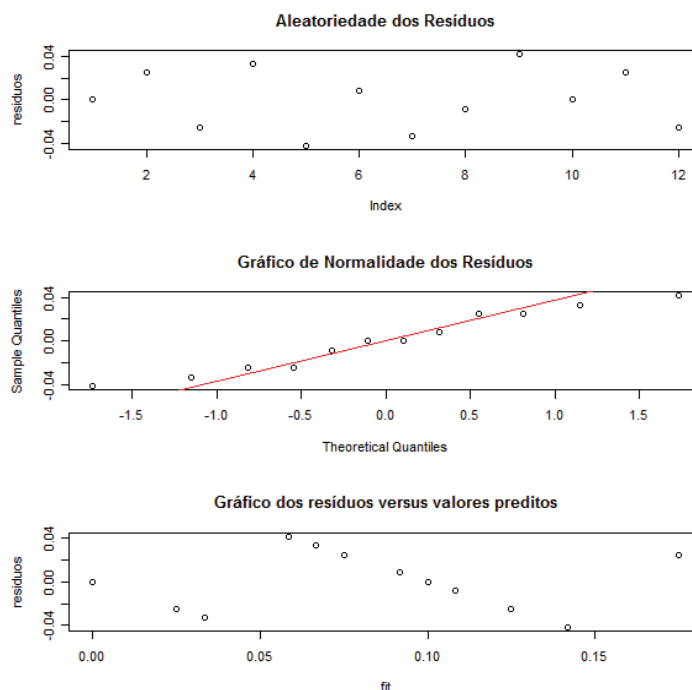


Figura 13 – Análise de resíduos para a vibração vertical

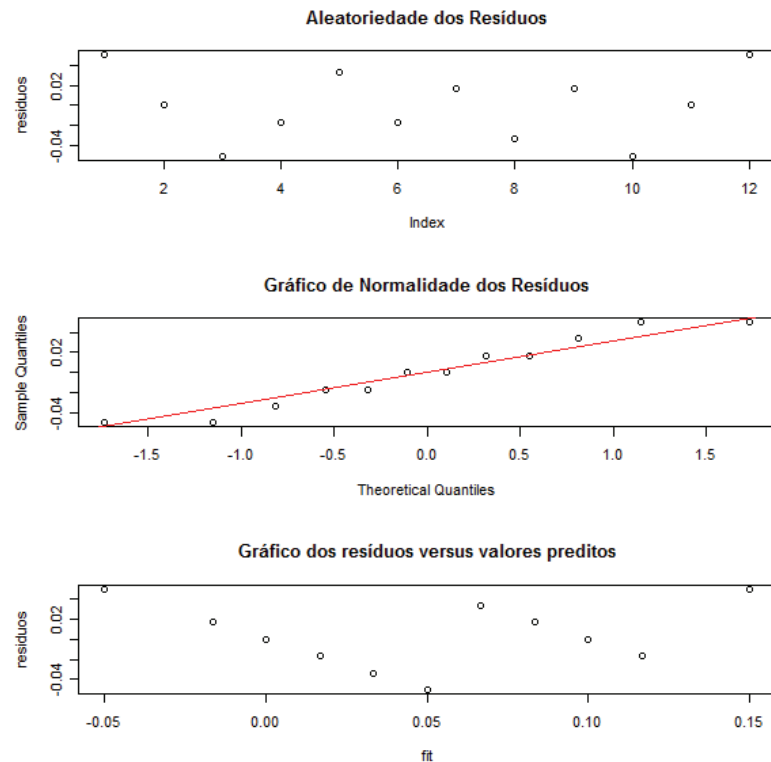


Figura 14 – Análise de resíduos para a vibração lateral

Assim, após considerarem-se válidos os dados e verificar-se a variabilidade dos dados influenciada pelo fator velocidade, pode-se estabelecer um alarme inicial propiciado pela modelagem estatística, com o intervalo de confiança de 95%. Ressalta-se que a aplicação do método obteve êxito na identificação a partir de um aumento de 14,5% no nível de vibração vertical e de 17,0% no nível lateral, a partir dos dados constantes da Tabela 3.

Então, observa-se a interação entre a velocidade e a frequência para a verificação de seu comportamento. Constata-se pela Figura 15 que o comportamento da vibração com o incremento de velocidade está em conformidade com aquele apresentado na Figura 2, conforme esperado.

Finalmente, a partir da Figura 16 verificam-se os valores de frequência correspondente aos maiores valores de vibração identificados, sob a forma tradicional de observação da vibração. Logo, a frequência de 2268 RPM, correspondente a 6Ω , apresentou maior

incremento de vibração lateral, correspondendo a uma frequência de excitação de 5Ω , conforme Tabela 1, enquanto que para a vibração vertical o valor é de 1134 RPM, ou 3Ω (Figura 15);

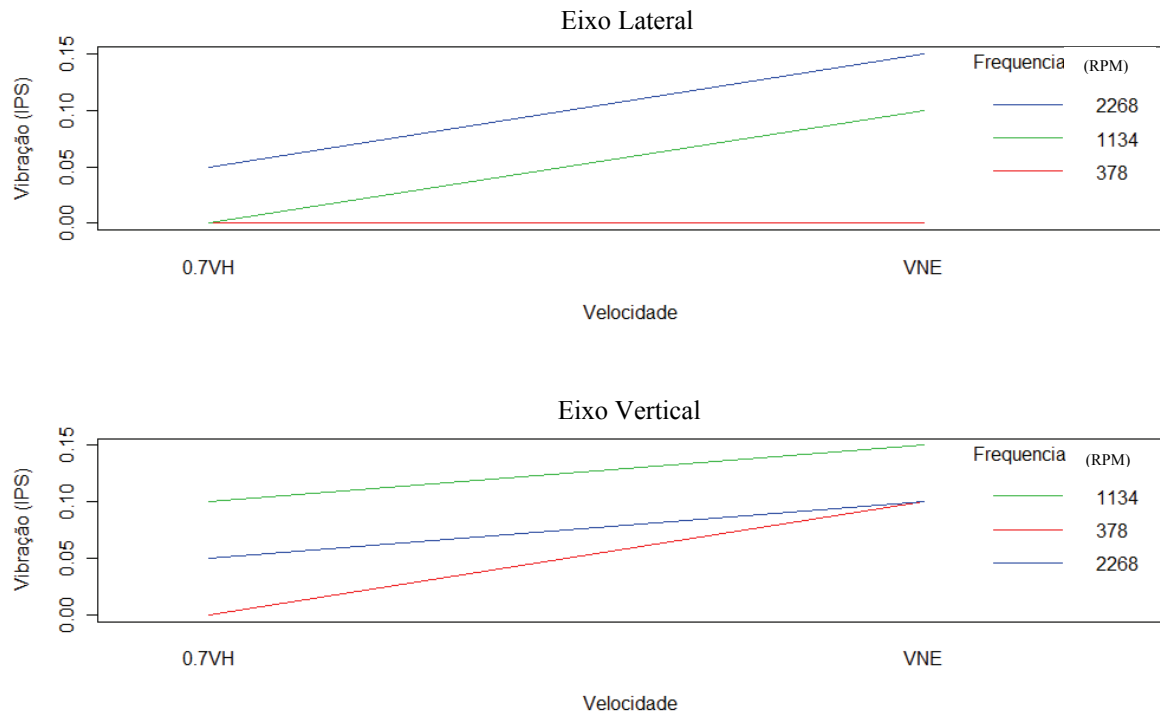


Figura 15 – Análise de interação a partir da velocidade

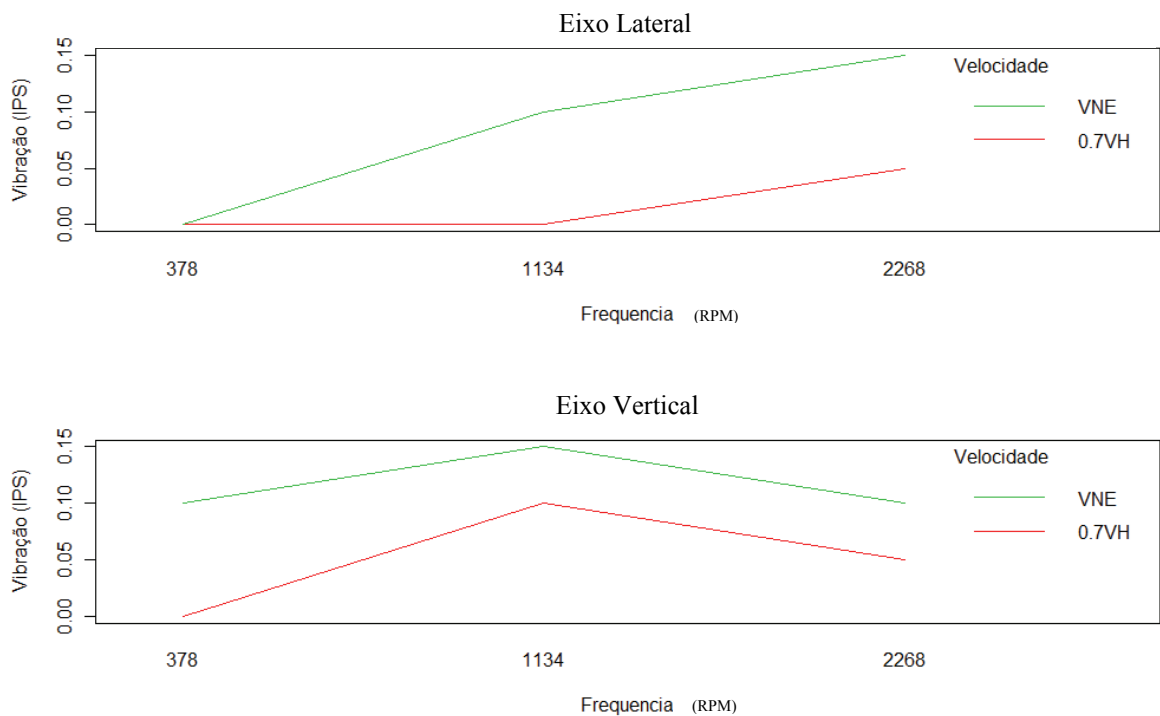


Figura 16 – Análise de interação a partir da frequência

5.2 Projeto de Monitoramento de Vibração em Helicópteros *Sea King*

Inicia-se neste momento a aplicação do método proposto para a Aeronave *Sea King*, com cinco pás e três pontos de medição da vibração. Este desenvolvimento busca apresentar apenas a possibilidade de emprego do método em uma configuração diferente sem efetuar uma análise de resultados, deixando tal realização para estudos futuros.

Passo 1 – Definição do escopo do problema: “identificação do incremento de vibração na Aeronave *Sea King*, empregando-se a instrumentação padrão da aeronave, por meio de uma análise estatística”;

Passo 2 – Definição da variável resposta: a variável de interesse é a vibração, com unidade de medida em *IPS (Inch Per Second)*;

Passo 3 – Estabelecimento da faixa de interesse da variável resposta: em virtude de a aeronave possuir cinco pás, define-se que, além da medida de vibração na frequência de rotação do rotor 1Ω , serão observados dois harmônicos, 5Ω e 10Ω (Tabela 1), correspondendo às frequências de 203, 1015 e 2030 RPM respectivamente. Analogamente, a variável resposta será o valor incremental de vibração, comparado com valores de referência;

Passo 4 – Seleção das variáveis influenciadoras para controle, fatores da variável resposta: peso, altitude e velocidade, sendo de interesse eliminar a influência dos dois primeiros devido ao conhecimento do comportamento deste último;

Passo 5 – Estabelecimento dos níveis a serem avaliados das variáveis influenciadoras: com o intuito de preparar qualitativamente o projeto, utilizam-se três configurações de peso máximo (P_H), médio (P_M) e mínimo (P_L); altitudes de 3000ft, 6000ft e 9000ft e as velocidades $0,7 V_H$, V_H e V_{NE} . Considerando-se V_H igual à velocidade máxima em voo nivelado na Potência Máxima Contínua (PMC) e V_{NE} à velocidade a nunca exceder, que é definida em projeto;

Passo 6 – Escolha do modelo estatístico: tendo em vista que se tem por interesse efetuar uma análise do comportamento da vibração eliminando-se o efeito do peso e da altitude. Optou-se pelo emprego do projeto do tipo Quadrado Latino (3x3) em conjunto com a análise de variância, conforme apresentado na Tabela 6;

Tabela 6 – Projeto de Quadrado Latino

Altitude (ft)	Peso Mínimo (P_L)	Peso Médio (P_M)	Peso Máximo (P_H)
3000	$0,7 V_H$	V_{NE}	V_H
6000	V_H	$0,7 V_H$	V_{NE}
9000	V_{NE}	V_H	$0,7 V_H$

Passo 7 – Aquisição de dados: Tomando-se como base a aeronave *Sea King* (Figura 17), utiliza-se o sistema de aquisição de dados próprio da aeronave, empregando-se três conjuntos de acelerômetros localizados longitudinalmente pela denominação “estação” (Figura 18). Esses pontos são [24]:

1) Estação 160 – Posicionado internamente à aeronave, possui um bloco constituído de um acelerômetro para medição da aceleração vertical (Figura 19);

2) Estação 290 – Posicionado internamente à aeronave, possui um bloco constituído de três acelerômetros (Figura 20); e

3) Estação 391 – Posicionado internamente à aeronave, possui um bloco constituído de três acelerômetros (Figura 21).



Figura 17 – Aeronave *Sea King* (Marinha do Brasil)

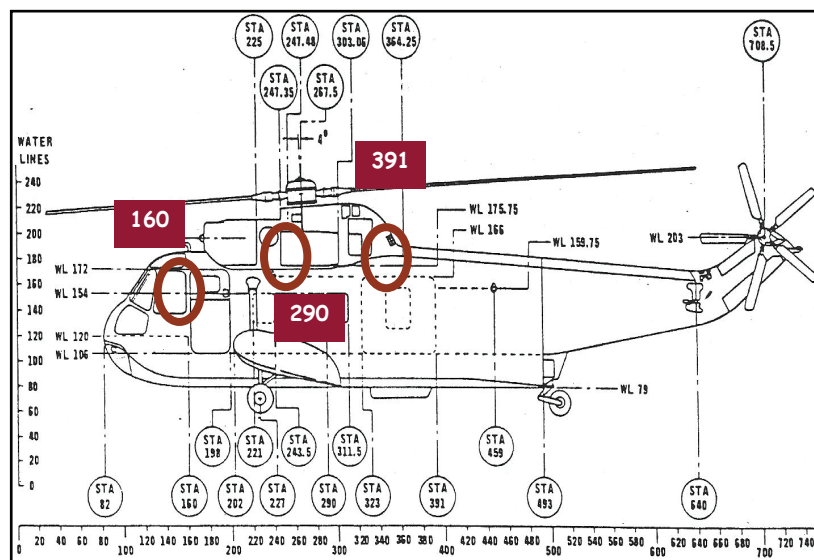


Figura 18 – Posicionamento dos sensores (adaptado) [24]

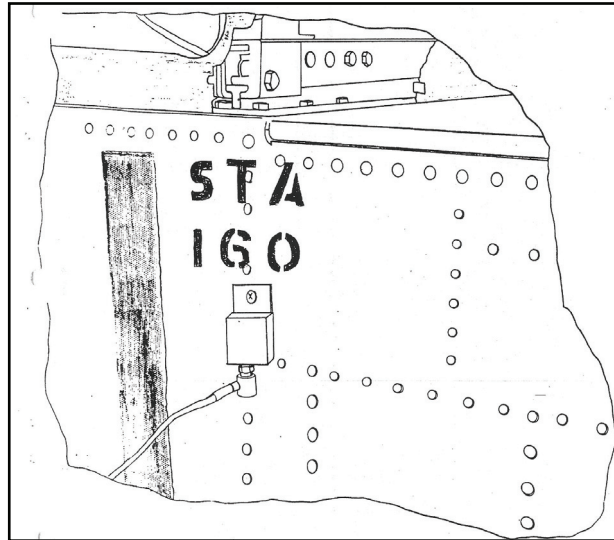


Figura 19 – Acelerômetro da estação 160 [24]

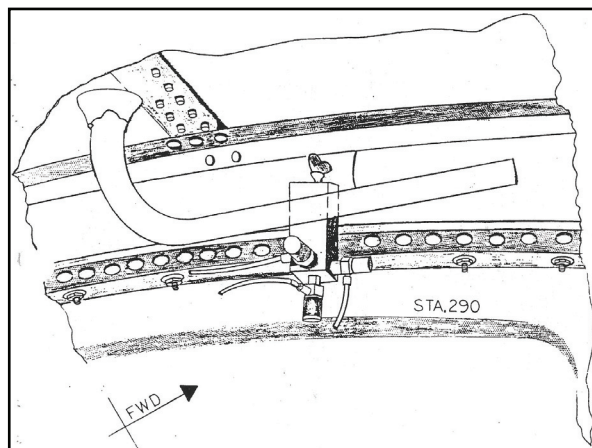


Figura 20 – Conjunto de acelerômetros da estação 290 [24]

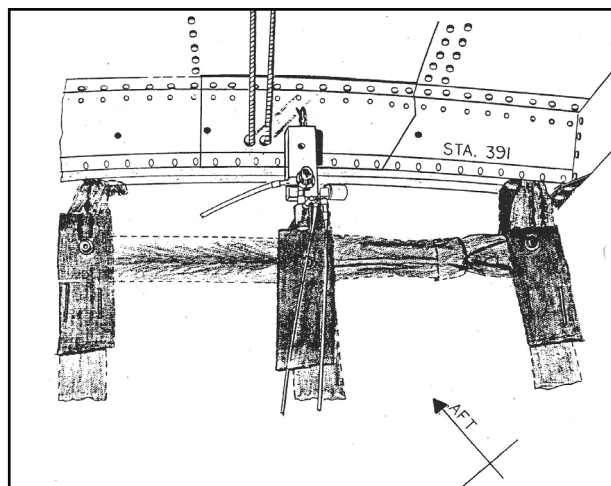


Figura 21 – Conjunto de acelerômetros da estação 391 [24]

Passo 8 – Análise dos resultados: Analogamente ao projeto de experimentos apresentado para a aeronave Esquilo, o projeto de quadrado latino é empregado para eliminar as influências dos fatores peso e altitude, verificando-se o comportamento da vibração para as velocidades $0,7 V_H$, V_H e V_{NE} .

Neste projeto de experimento, verifica-se que as estações 290 e 391 fornecem informações nas três direções principais enquanto a estação 160 apenas na direção vertical. Esta distribuição permite o monitoramento da vibração em cada estação isoladamente, o que representa um ganho, pois diminui a influência na medição devido à possibilidade de amortecimento estrutural. Além disso, neste modelo de aeronave o sistema de aquisição permite também o monitoramento da vibração no sentido longitudinal, o que permitirá um ganho no monitoramento do ciclo de vida da aeronave.

6 Conclusões

Em virtude de os componentes dinâmicos embarcados apresentarem sua frequência característica e a identificação da alteração do nível de vibração permitir a percepção antecipada para tomada de ações corretivas, busca-se apresentar um Projeto de Experimento para Análise de Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas, concentrando-se os estudos nas influências exercidas pelo Rotor Principal. Além disso, apresenta-se o estudo na condição de voo à frente, em regime permanente.

Com o intuito de possibilitar uma análise objetiva, empregam-se Quadrados Latinos em conjunto com uma abordagem estatística. Desta forma, utiliza-se o conceito de Análise de Variância, admitindo-se uma incerteza de 5% nos resultados para a flutuação dos dados e para a influência de outros parâmetros com maior dificuldade de controle.

O método proposto, apresentado em passos para sua sistematização, consiste então na combinação de duas técnicas conhecidas: Análise Pareada e Projeto de Quadrados Latinos. Avaliando-se incrementos de vibração, este método permite eliminar os efeitos do peso e da altitude e a avaliação do comportamento da vibração com a velocidade que apresenta um comportamento característico conhecido.

Para identificar a sensibilidade do modelo proposto, efetua-se um incremento nos dados originais da aeronave Esquilo, pela simples falta de dados da aeronave com excesso de vibração. Sendo assim, o estudo de caso apresenta a possibilidade de identificação de incrementos no nível de vibração vertical a partir de um aumento de 14,5% e de 17,0% no nível lateral, para um nível de confiança de 95%, estabelecendo o que foi chamado de alarme nesses pontos, como indicativo da necessidade de uma análise mais profunda do nível de vibração e possível emprego de ações corretivas.

O modelo proposto permite a geração de alarmes para a antecipação de falhas de uma forma prática e simples. Contudo, a definição dos valores limites através da análise de dados representativos de falhas será responsável pelo estabelecimento do nível aceitável para a identificação do excesso de vibração. Esse fato é relevante, pois traz consigo a relação de compromisso entre a possibilidade de estabelecimento de falsos alarmes e a não-identificação de um alarme real.

Apresenta-se ainda um estudo preliminar para a aeronave *Sea King*, deixando implícito que o método é flexível e pode ser ajustado para o emprego em aeronaves com características diferentes, sendo de interesse a sua conclusão em estudos futuros.

Ademais, o estudo de transientes, comparativos entre outros planejamentos de experimentos e técnicas de tratamento de dados completam as sugestões para desenvolvimento futuros.

7 Referências

- 1 YEN, Gary G., **Health Monitoring of Vibration Signatures**. School of Electrical and Computer Engineering. Oklahoma State University. Neural Processing Letters 4, 1996. Disponível em: <<http://www.springerlink.com/content/k3410xpl61517411/>>. Acesso em 25 de jun. de 2008.
- 2 DEMPSEY, Paula, et al. **Rotorcraft Health Management Issues and Challenges**. Disponível em: <http://ti.arc.nasa.gov/projects/ishem/Presentations/Dempsey_Rotorcraft.ppt>. Acesso em 25 de jun. de 2008.
- 3 Defense Science & Technology Organization. **Top ten papers: 1907–2007**, Austrália, 2008.
- 4 FORD, Terry, **Vibrations in Helicopters – reduction and monitoring**, Aircraft Engineering and Aerospace Technology. Volume 69, Number 2, MCV University Press, 1997, pp119-125.
- 5 UNITED STATES, FAA-Federal Aviation Administration, **Airworthiness Approval of Rotorcraft Health and Usage Monitoring Systems (HUMS)**, Advisory Circular, Federal Aviation Administration, Washington DC, USA, July 1999. Disponível em: <http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgPolicy.nsf/0/4628377f2ecf58f486256c13005c4663?OpenDocument>. Acesso em 16 de mar. de 2009.
- 6 GIURGIUTIU, V., CUC, A. and GOODMAN, P., **Review of Vibration-Based Helicopters Health and Usage Monitoring Methods**, University of South Carolina, Department of Mechanical Engineering, 55th Meeting of the Society for Machinery Failure Prevention Technology, Virginia Beach, VA, April 2 – 5, 2001.
- 7 BYINGTON, P. E. C. S., WATSON, M., KALGREN, P. and SAFA-BAKHSR, R., **Metrics Evaluation and Tool Development for Health and Usage Monitoring System Technology**, Third International Conference on Health and Usage Monitoring, Melbourne, Australia, 2003.
- 8 CAA – Civil Aviation Authority, **HUMS Extension to Rotor Health Monitoring**, Safety Regulation Group, Paper 2008/05, 2009.
- 9 BRASIL, DAC - Departamento de Aviação Civil, **Programa de Acompanhamento e Análise de Dados de Voo**, IAC 119-1005, 2004.
- 10 JOHNSON, W., **Helicopter Theory**. Dover Publications, Dover, 1980, pp 49-51, 155-156 and 694-707.
- 11 GESSOW, A. and MYERS, G.C., **Aerodynamics of the Helicopter**. College Park Press, Maryland, 1985, Chapter 2 and 12, pp180-200.
- 12 BRAMWELL, A.R.S, DONE, G. and BALMFORD, D., **Bramwell's Helicopter Dynamics**, Butterworth-Heinemann, 2nd Edition, 2001, pp 7-9 and 290-294.

- 13 ANTONY, J., **Design of Experiments** for Engineers and Scientists, Butterworth-Heinemann, An imprint of Elsevier's Science and Technology Books, 2003, Chapter 2 and 4.
- 14 DAMY, L.F., 2006, **Análise do Espectro de Vibração da Aeronave Esquilo AS-355 F2**, 2006, 66f, Trabalho de Graduação, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- 15 MONTGOMERY, D.C., **Design and Analysis of Experiments**, John Wiley & Sons, 5th edition, New York, 2001, Chapter 1 and 2, pp 60-75 and 151-154.
- 16 ANDERSON, M. and WITHCOMB, P. J., **DOE Simplified: practical tools for effective experimentation**, Productivity Press, 2000, Chapter 1.
- 17 MANDIM, D., Estatística Descomplicada, Veston, 11^a Edição, 2004, pg 159-162.
- 18 MEYER, P. L., **Probabilidade: aplicações à estatística**, Livros Técnicos e Científicos, 1978, pg 340-350.
- 19 REIS, G., RIBEIRO JÚNIOR, J. I., **Ferramentas Estatísticas Básicas da Qualidade - guia prático do R**. Disponível em: <<http://www.estatisticador.xpg.com.br>>, Acesso em: 25 de mar. de 2009.
- 20 UNITED STATES, FAA-Federal Aviation Administration. **FAA's maintenance human factors website**. 2009. Disponível em: < <http://hfskyway.faa.gov/HFSkyway/index.aspx> >. Acesso em: 10 abr. 2009.
- 21 BRASIL. Agência Nacional de Aviação Civil. **RBAC 01: definições, regras de redação e unidades de medida**. Brasília, DF, 2008. Disponível em: < <http://www.anac.gov.br/biblioteca/rbha.asp> >. Acesso em: 21 abr. 2009.
- 22 AIR SAFETY GROUP. **A manutenção e a prevenção de acidentes aeronáuticos**. Disponível em: < <http://www.segurancadevoo.com.br/show.php?not=30&titulo=14> >. Acesso em: 21 abr. 2009.
- 23 RAMOS, R. Diagnóstico de Falhas em Sistemas Aplicados à Gerência da Saúde de Aeronaves, 2004, 79f, Dissertação (Mestre em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São Jose dos Campos.
- 24 UNITED STATES, **United States Navy Aviation Vibrational Analysis Manual – NAVAIR 01-1A-24**.
- 25 SEDDON, J., **Basic Helicopter Aerodynamics**, AIAA Education Series, 1990, pp 23-26.
- 26 PROUTY, R.W., **Helicopter Performance, Stability and Control**. Robert E. Krieger Publishing Co., Malabar, Fl, 1990, Chapter 3.
- 27 BOYNE, W.J. and LOPEZ, D.S., **The Age of the Helicopter - Vertical Flight**, published by the Smithsonian National Air and Space Museum, Washington, D.C., 1984, pp. 6-7.

Apêndice A

Desenvolvimento da Teoria do Elemento de Pá e identificação das forças no Rotor Principal

A.1 - Teoria do Elemento de Pá

O movimento básico da pá pode ser identificado através da Figura 22, onde os graus de liberdade ξ , β e θ representam os movimentos de *lead-lag*, no plano do disco, batimento ou *flapping*, fora do plano do disco, e em torno da articulação de *feathering* (Figura 23), respectivamente. Além disso, a posição da pá no plano do disco é conhecida através do ângulo de azimute, $\psi = \Omega t$, medido no sentido anti-horário a partir da posição mais atrás das pás do rotor principal do helicóptero, onde Ω é a velocidade de rotação da pá e t o tempo.

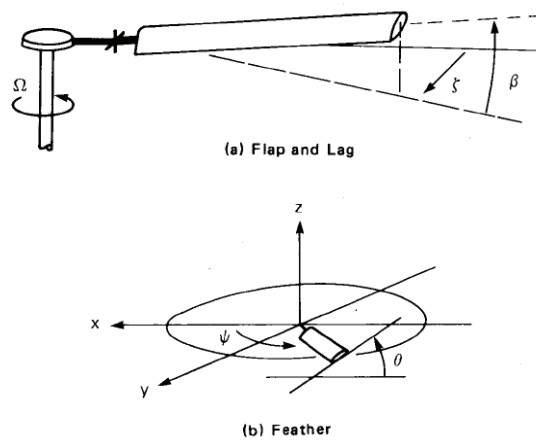


Figura 22 – Movimento da pá do rotor [10]

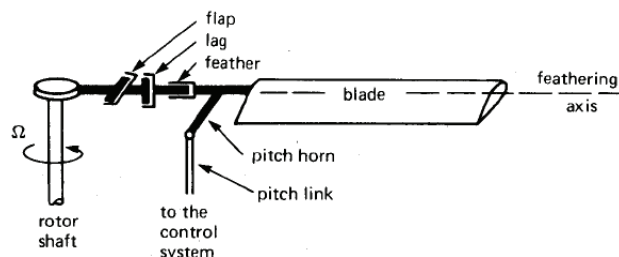


Figura 23 – Rotor totalmente articulado [10]

A Teoria do Elemento de Pá avalia cada seção da pá como um perfil bidimensional, considerando-o assim capaz de gerar sustentação e arrasto independentemente dos demais elementos. Assim, a tração e o torque do rotor são obtidos pela integração da contribuição individual de cada elemento ao longo do raio [11].

Nesta abordagem, a pá é considerada rígida devido ao fato de a velocidade rotacional normal gerar uma força centrífuga, maior força agindo na pá, suficiente para manter a pá em sua condição rígida [25].

A distribuição de velocidades e conseqüentemente as forças no elemento de pá podem ser identificadas através da observação do plano do disco a partir de uma vista superior, assumindo-se a rotação da pá no sentido anti-horário e a velocidade de rotação igual a Ω (Figura 24). O raio da pá é dado por R , sendo a velocidade na ponta da pá $u_t = \Omega R$. Uma seção do elemento de pá a uma distância radial r , corda c e alongamento dr é apresentado na Figura 25 e serve de referência para a dedução das forças agindo no elemento.

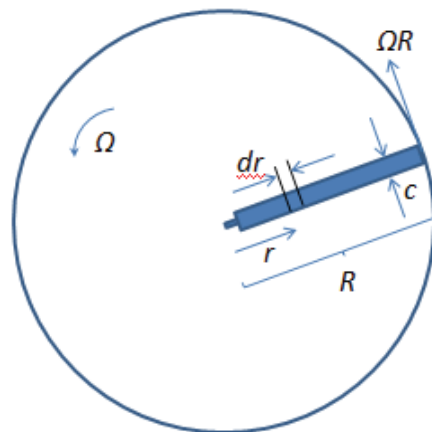


Figura 24 – Vista superior do disco do rotor (adaptado) [25]

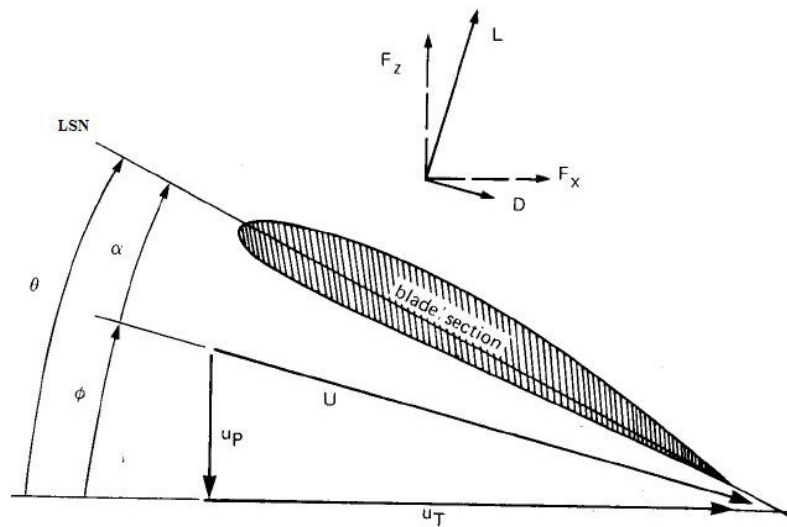


Figura 25 – Forças e ângulos no elemento de pá [10]

A partir da Figura 25, podem ser verificadas a Linha de Sustentação Nula (LSN), a componente tangencial de velocidade $u_T = \Omega r$, onde $0 \leq r \leq R$, a componente normal de velocidade u_p , a resultante de velocidade $U^2 = u_T^2 + u_p^2$, o ângulo de ataque α , o ângulo de ataque induzido ϕ e o *pitch angle*, ângulo de passo, θ .

Os valores dos diferenciais das forças aerodinâmicas correspondente à sustentação e arrasto do elemento de pá podem ser expressos em termos dos seus coeficientes c_l e c_d , respectivamente,

$$dL = \frac{1}{2} \rho c U^2 c_l dy, \quad (\text{A.1})$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho c U^2 c_d dy, \quad (\text{A.2})$$

onde ρ é a densidade do ar e c a corda da pá. Os coeficientes c_l e c_d dependem do ângulo de ataque, número de Mach, dentre outros parâmetros.

Projetando-se as forças aerodinâmicas no plano paralelo e normal ao disco do rotor, conforme apresentado na Figura 25, obtêm-se os diferenciais das forças F_x e F_z , devido ao elemento de pá:

$$dF_z = dL \cos \phi - dD \sin \phi, \quad (\text{A.3})$$

$$dF_x = dL \sin \phi + dD \cos \phi. \quad (\text{A.4})$$

Este resultado permite obter as expressões para a tração, torque e potência devidos ao rotor, onde b representa o número de pás, respectivamente:

$$dT = bF_z,$$

$$dQ = bF_x y, \quad (\text{A.5})$$

$$dP = \Omega dQ = bF_x \Omega y dy.$$

Desta forma, o estudo das forças do elemento de pá permite o cálculo das forças associadas ao rotor, através da integração ao longo de sua envergadura, e conseqüentemente a análise do desempenho do rotor.

A.2 - Forças no Rotor Principal

Diversas características associadas ao rotor são relevantes para o seu estudo, bem como os tipos de rotores atualmente conhecidos. Contudo, apresentam-se aqui os conceitos

fundamentais para o entendimento da dinâmica de seu funcionamento, identificação das forças aerodinâmicas e a sua influência na característica de vibração da aeronave.

Sendo assim, definem-se os vetores unitários i , j e k do sistema de coordenadas fixas da pá e desenvolve-se sua correlação com o sistema de coordenadas no cubo do rotor do helicóptero com seus vetores unitários e_1 , e_2 e e_3 , através de uma matriz de transformação. Estes dois sistemas são coincidentes quando a pá encontra-se não-defletida, sem movimento de *flapping* e *lagging*, conforme o movimento ilustrado na Figura 26. Entretanto, estes graus de liberdade estão presentes na dinâmica da pá rotacional e a correlação dos sistemas de coordenadas é ilustrada pela Figura 27.

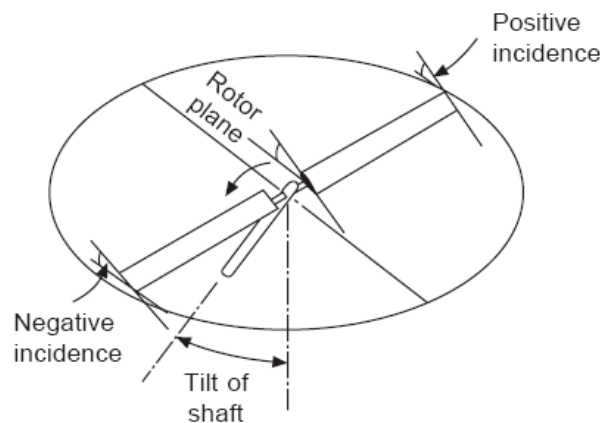


Figura 26 – Rotação da pá sem movimentos de *flapping* e *lagging* [12]

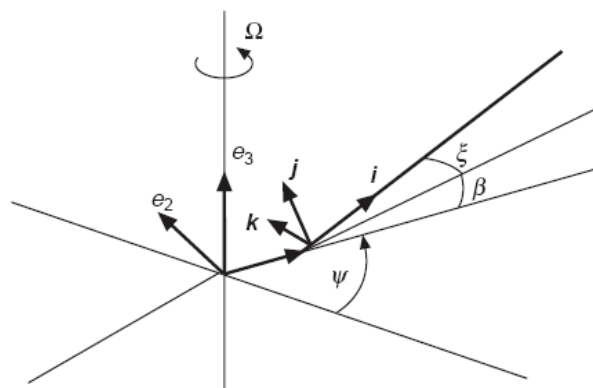


Figura 27 – Sistemas de coordenadas na pá rotacional [12]

Assim, a partir da posição em que os sistemas de coordenadas são coincidentes, introduz-se um ângulo β , de *flapping*, trazendo o eixo da pá para uma posição cujos versores são i_l, j_l e k_l . A relação entre i_l, j_l, k_l e e_1, e_2, e_3 é representada pela matriz de transformação M_β :

$$\begin{bmatrix} i_l \\ j_l \\ k_l \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix}}_{M_\beta} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix}$$

Através do grau de liberdade em *lag*, introduz-se na pá um ângulo ξ , posicionando os versores em sua posição final i, j, k . A relação entre i, j, k e i_l, j_l, k_l é representada pela matriz de transformação M_ξ :

$$\begin{bmatrix} i \\ j \\ k \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \cos\xi & \sin\xi & 0 \\ -\sin\xi & \cos\xi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}}_{M_\xi} \begin{bmatrix} i_l \\ j_l \\ k_l \end{bmatrix}$$

Tendo em vista que a relação entre e_1, e_2, e_3 e i, j, k corresponde à multiplicação entre as matrizes de transformação, tem-se $M_T = M_\xi \cdot M_\beta$:

$$\begin{bmatrix} i \\ j \\ k \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \cos\xi \cos\beta & \sin\xi & \cos\xi \sin\beta \\ -\sin\xi \cos\beta & \cos\xi & -\sin\xi \sin\beta \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix}}_{M_T} \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \end{bmatrix}$$

Empregando-se a transformação de sistemas para expressar a posição do centro de gravidade (cg) da pá, $\vec{r}_{cg} = r_{cg} \vec{i}$, em termos do sistema de eixos do cubo do rotor, onde eR retrata a excentricidade da pá (Figura 28) tem-se:

$$\vec{r}_{cg} = (r_{cg} \cos \beta \cos \xi + eR) \vec{e}_1 + r_{cg} (\sin \xi) \vec{e}_2 + r_{cg} (\sin \beta \cos \xi) \vec{e}_3. \quad (\text{A.6})$$

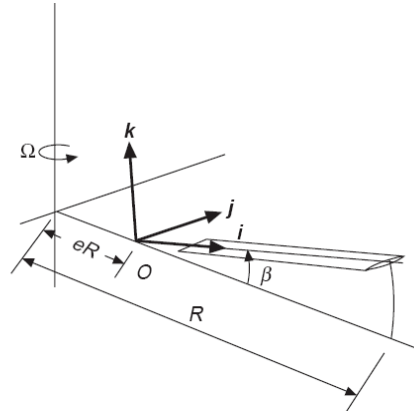


Figura 28 – Pá em batimento e com excentricidade [12]

Expressando-se a aceleração absoluta do cg, $\vec{a}_{cg} = a_1 \vec{e}_1 + a_2 \vec{e}_2 + a_3 \vec{e}_3$, e aplicando-se as equações da cinemática do corpo rígido, $\vec{a}_{cg} = \vec{a}_{rel} + 2\vec{\Omega} \times \vec{V}_{rel} + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{r}_{cg})$, pode-se escrever suas parcelas da seguinte forma:

$$\begin{aligned} a_1 &= r_{cg} \frac{d^2}{dt^2} (\cos \beta \cos \xi) - 2r_{cg} \Omega \frac{d}{dt} (\sin \xi) - \Omega^2 (r_{cg} \cos \beta \cos \xi + eR), \\ a_2 &= r_{cg} \frac{d^2}{dt^2} (\sin \xi) + 2r_{cg} \Omega \frac{d}{dt} (\cos \beta \cos \xi) - \Omega^2 r_{cg} \sin \xi, \\ a_3 &= r_{cg} \frac{d^2}{dt^2} (\sin \beta \cos \xi). \end{aligned} \quad (\text{A.7})$$

Adotando-se F para representar a resultante das forças aerodinâmicas apresentadas anteriormente, R a força exercida pela articulação na pá e M_p a massa da pá, pode-se escrever a equação do movimento, aplicando-se a primeira lei de Newton:

$$\vec{F} = F_1\vec{e}_1 + F_2\vec{e}_2 + F_3\vec{e}_3, \quad (\text{A.8})$$

$$\vec{R} = R_1\vec{e}_1 + R_2\vec{e}_2 + R_3\vec{e}_3, \quad (\text{A.9})$$

$$\vec{F} + \vec{R} = M_p \vec{a}_{CG}. \quad (\text{A.10})$$

Obtendo-se a força exercida na pá pela articulação:

$$R_1 = M_p a_1 - F_1,$$

$$R_2 = M_p a_2 - F_2, \quad (\text{A.11})$$

$$R_3 = M_p a_3 - F_3.$$

Desta forma, as forças de reação rotacionais das pás podem ser decompostas nas direções x , y e z no sistema de coordenadas fixo do helicóptero, conforme as Figura 29 e 30.

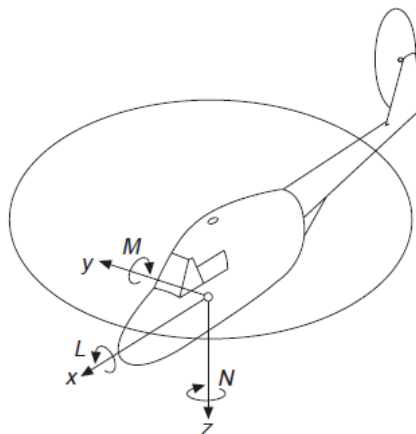


Figura 29 – Sistema de coordenadas solidário ao helicóptero [12]

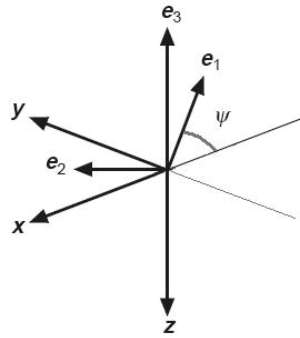


Figura 30 – Sistema de coordenadas do helicóptero e da pá

Obtêm-se então as componentes X , Y e Z , do sistema fixo à fuselagem, conforme o conjunto de Equações (A.12).

$$X = -R_1 \cos \psi + R_2 \sin \psi,$$

$$Y = R_1 \sin \psi + R_2 \cos \psi, \quad (\text{A.12})$$

$$Z = -R_3.$$

Ou ainda:

$$X = (-M_p a_1 + F_1) \cos \psi + (M_p a_2 - F_2) \sin \psi,$$

$$Y = (M_p a_1 - F_1) \sin \psi + (M_p a_2 - F_2) \cos \psi, \quad (\text{A.13})$$

$$Z = -M_p a_3 + F_3.$$

Verifica-se que estas forças são dependentes do tempo devido aos termos que são função do azimuth, e também devido ao fato de as forças aerodinâmicas serem dependentes do ângulo de azimuth, como mostrado a seguir. O movimento das pás quando o rotor estiver

em regime permanente de operação é periódico em termos da posição azimutal e conseqüentemente pode ser expandido em séries de Fourier [10].

A.3 - Forças Aerodinâmicas no Vôo à Frente

Após a identificação das forças atuantes na pá e conseqüentemente no cubo do rotor, apresenta-se a comparação do balanço de forças do helicóptero na condição do vôo pairado e em vôo à frente (Figura 31).

Em linhas gerais, para o equilíbrio do vôo pairado, a tração gerada pelo rotor principal é necessária para compensar o peso bruto da aeronave e a parcela do arrasto vertical. Entretanto, na condição de vôo à frente, o plano do disco do rotor sofre uma inclinação representada pelo ângulo de ataque do Plano das Pontas das Pás (α_{TPP}) e a tração é responsável por equilibrar o peso bruto além das parcelas de arrasto horizontal das pás do rotor, sustentação e arrasto relativos à fuselagem, trem de pouso, cubo do rotor, entre outros.

Por convenção neste trabalho, adota-se o sistema americano no qual a rotação das pás é considerada no sentido anti-horário e ψ , ângulo de azimuth, medido a partir da posição mais atrás do rotor principal do helicóptero, seguindo a mesma direção (Figura 32).

No eixo longitudinal da aeronave, apresentado através da Figura 32, verifica-se o comportamento da velocidade tangencial, normal ao bordo de ataque, da pá $u_T = \Omega r$, onde $0 \leq r \leq R$, em duas posições: $\psi = 0^\circ$ e $\psi = 180^\circ$. Nestas posições, a velocidade tangencial não sofre influência da velocidade de translação e representa a sua distribuição como ocorreria em vôo pairado em todas as posições azimutais. A parcela da velocidade tangencial tem uma grande importância neste estudo, pois é a parcela responsável pelo estabelecimento das forças aerodinâmicas.

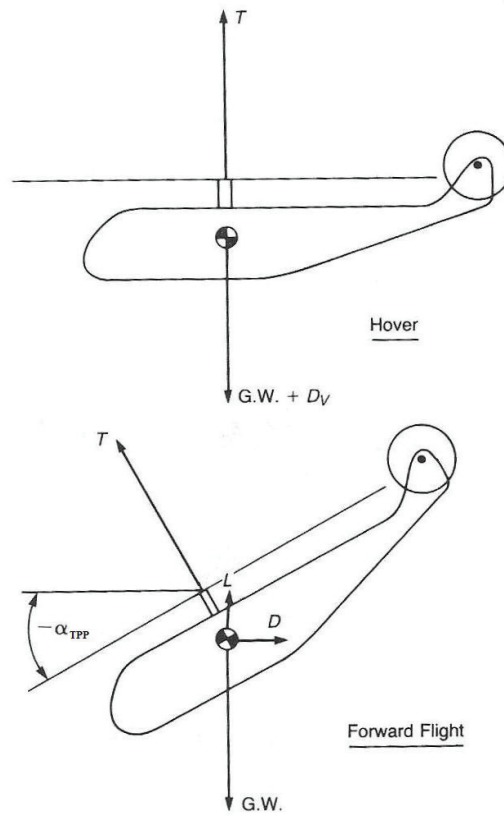


Figura 31 – Balanço de forças no helicóptero (adaptado) [26]

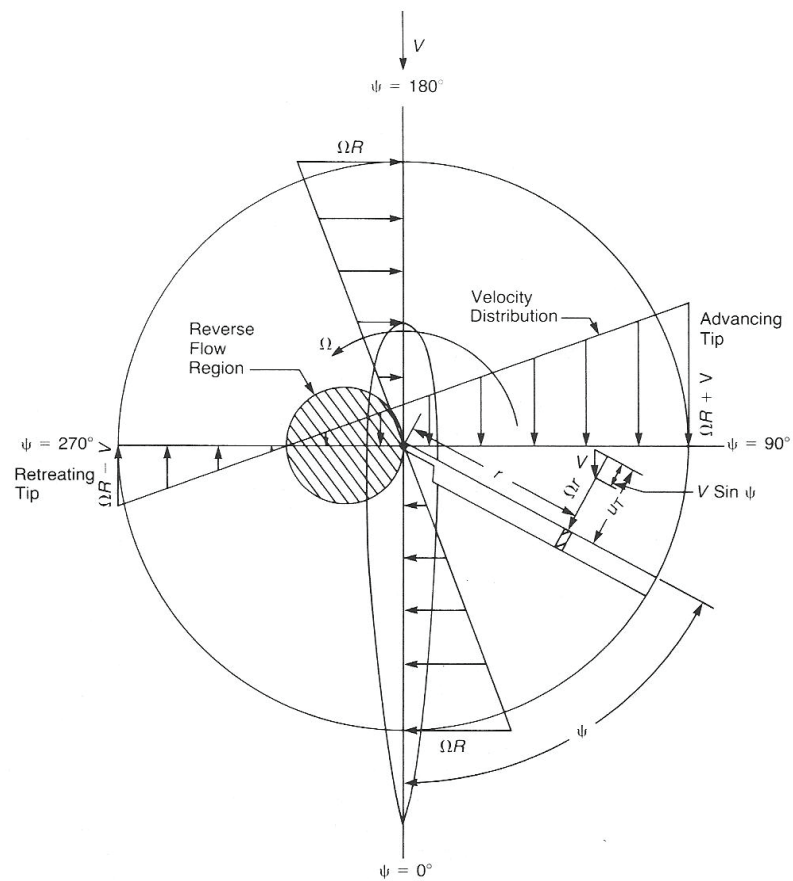


Figura 32 – Velocidade tangencial em vôo à frente [26]

Logo, assim que a pá passa pela posição azimutal $\psi=0^\circ$, a velocidade de translação da aeronave (V_T), também representada como velocidade do escoamento não-perturbado, soma-se à velocidade tangencial de forma que a resultante nesta direção seja:

$$u_T = \Omega y + V_T \cos \alpha_{TPP} \sin \psi. \quad (\text{A.14})$$

Em análises de rotor, é conveniente normalizar a velocidade de vôo à frente pela velocidade nas pontas das pás no vôo pairado. Esta relação é função do ângulo de ataque do disco do rotor (α_{TPP}) e tem o nome de razão de avanço, correspondendo à seguinte expressão [26]:

$$\mu = \frac{V_T \cos \alpha_{TPP}}{\Omega R}. \quad (\text{A.15})$$

A equação da velocidade tangencial pode então ser definida:

$$u_T = \Omega R \left(\frac{y}{R} + \mu \sin \psi \right). \quad (\text{A.16})$$

Dessa forma, para $0^\circ < \psi < 180^\circ$, a pá que avança é submetida a uma velocidade maior e, para $180^\circ < \psi < 360^\circ$, a uma velocidade menor, de tal modo que o escoamento não-perturbado, em determinada região o bordo de fuga da pá que recua, atinja uma velocidade maior que a tangencial, gerando a chamada região de fluxo reverso (Figura 32).

Tendo-se em vista que a resultante aerodinâmica (F) é a soma vetorial das parcelas de sustentação (L) e arrasto (D), as Equações (A.17) e (A.18) mostram sua dependência com a velocidade e conseqüente periodicidade com o a posição azimutal, conforme ilustrado com a distribuição de sustentação apresentado na Figura 33.

$$L = c_l \frac{1}{2} \rho U^2 c, \quad (\text{A.17})$$

$$D = c_d \frac{1}{2} \rho U^2 c. \quad (\text{A.18})$$

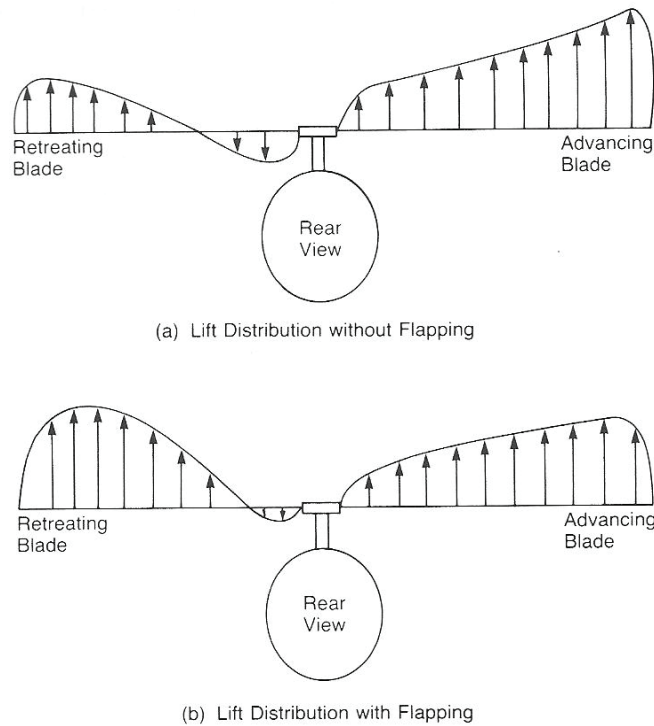


Figura 33 – Distribuição de sustentação [26]

Além disso, verifica-se ainda a importância do grau de liberdade em *flapping*, necessário para o alívio de tensões e momentos no cubo do rotor. O controle da assimetria de sustentação causada pela diferença da distribuição de velocidade em voo à frente entre as pás que avançam e recuam foi abordado primeiramente por Juan de la Cierva [27], que em seus

projetos unia de forma rígida as pás do rotor com o mastro. Em 1922, desenvolveu articulações permitindo a compensação dos efeitos aerodinâmicos, associados ao arrasto, movimento no plano do rotor, denominado *lead-lag*, e de batimento, flexão para fora do plano de rotação, denominado *flap*, encontrando assim uma solução para o problema de rolamento presente em seus vôos de ensaio, devido à assimetria de sustentação, observada no projeto de seus *autogyros*.

Apêndice B

Apresenta-se neste desenvolvimento que os movimentos de *flapping*, *lagging* e de *blade-pitching* causam forças periódicas aplicadas no cubo do rotor e conseqüentemente suas reações R_1 , R_2 e R_3 podem ser expressas em termos de séries de Fourier.

B.1 - Forças no Cubo do Rotor

Retomando as equações das forças no cubo do rotor (A.12) e definindo as reações periódicas tem-se:

$$X_k = -R_{1k} \cos \psi_k + R_{2k} \sin \psi_k;$$

$$Y_k = R_{1k} \sin \psi_k + R_{2k} \cos \psi_k; \quad (\text{B.1})$$

$$Z_k = -R_{3k}.$$

$$R_{1k} = P_0 + P_1 \cos \psi_k + P_2 \cos 2\psi_k + P_3 \cos 3\psi_k + \dots + Q_1 \sin \psi_k + Q_2 \sin 2\psi_k + Q_3 \sin 3\psi_k. \quad (\text{B.2})$$

$$R_{2k} = S_0 + S_1 \cos \psi_k + S_2 \cos 2\psi_k + S_3 \cos 3\psi_k + \dots + T_1 \sin \psi_k + T_2 \sin 2\psi_k + T_3 \sin 3\psi_k. \quad (\text{B.3})$$

$$R_{3k} = U_0 + U_1 \cos \psi_k + U_2 \cos 2\psi_k + U_3 \cos 3\psi_k + \dots + V_1 \sin \psi_k + V_2 \sin 2\psi_k + V_3 \sin 3\psi_k. \quad (\text{B.4})$$

Avaliando-se inicialmente a força vertical Z , para a condição de vôo em regime permanente temos:

$$Z = \sum_{k=0}^{b-1} R_{3k} = -bU_0 - \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} U_n \cos n\psi_k - \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} V_n \sin n\psi_k. \quad (\text{B.5})$$

Segundo demonstrado por Bramwell [12], a Equação (B.5) pode ser simplificada ficando da seguinte forma:

$$Z = \sum_{k=0}^{b-1} R_{3k} = -b \left[U_0 + U_b \cos b\psi + U_{2b} \cos 2b\psi + \dots + V_b \sin b\psi + V_{2b} \sin 2b\psi + \dots \right] \quad (\text{B.6})$$

A partir da consideração de o comportamento ser idêntico para cada pá, as parcelas resultantes da simplificação relativas à força vertical consistem apenas dos harmônicos múltiplos ao número de pás, que então serão transmitidos para o cubo do rotor.

Considerando as forças no plano do rotor, a força longitudinal X pode ser expressa da seguinte forma:

$$X = \sum_{k=0}^{b-1} R_{1k} \cos n\psi_k - \sum_{k=0}^{b-1} R_{2k} \sin n\psi_k. \quad (\text{B.7})$$

$$\begin{aligned} X = & - \sum_{k=0}^{b-1} P_0 \cos \psi_k + \sum_{k=0}^{b-1} S_0 \sin \psi_k - \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} P_n \cos n\psi_k \cos \psi_k - \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} Q_n \sin n\psi_k \cos \psi_k + \\ & + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} S_n \cos n\psi_k \sin \psi_k + \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} T_n \sin n\psi_k \sin \psi_k. \end{aligned} \quad (\text{B.8})$$

Os termos em P_0 e S_0 anulam-se devido à consideração de as pás serem idênticas. Além disso, empregando-se a formulação trigonométrica para o produto de senos e cossenos, obtém-se:

$$\begin{aligned} X = & - \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} (P_n + T_n) \cos(n+1)\psi_k - \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} (P_n - T_n) \cos(n-1)\psi_k - \\ & - \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} (Q_n - S_n) \sin(n+1)\psi_k - \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{k=0}^{b-1} (Q_n + S_n) \sin(n-1)\psi_k. \end{aligned} \quad (\text{B.9})$$

Bramwell [12] demonstra que a primeira e terceira soma se reduzem para $b \cos(mb\psi)$ e $b \sin(mb\psi)$, respectivamente, $n+1 = mb$ ($n = mb - 1$) e a segunda e quarta somas para $b \cos(mb\psi)$ e $b \sin(mb\psi)$, quando $n = mb+1$. Logo, X pode ser reescrita como:

$$X = -\frac{1}{2}b \sum_{m=1}^{\infty} (P_{mb-1} + T_{mb-1} + P_{mb+1} - T_{mb+1}) \cos mb\psi - \frac{1}{2}b \sum_{m=1}^{\infty} (Q_{mb-1} - S_{mb-1} + Q_{mb+1} + S_{mb+1}) \sin mb\psi. \quad (\text{B.10})$$

Analogamente, a força lateral Y pode ser expressa por:

$$Y = -\frac{1}{2}b \sum_{m=1}^{\infty} (S_{mb-1} - Q_{mb-1} + S_{mb+1} + Q_{mb+1}) \cos mb\psi + \frac{1}{2}b \sum_{m=1}^{\infty} (P_{mb-1} + T_{mb-1} - P_{mb+1} + T_{mb+1}) \sin mb\psi. \quad (\text{B.11})$$

Dessa forma, para as forças no plano, as parcelas resultantes na direção longitudinal e lateral desaparecem desde que $n+1$ e $n-1$ sejam diferentes de b , número de pás.

Apêndice C

Linhas de Comando do “R” para a Análise de Vibrações em Helicópteros Esquilo

```
rm(list=ls(all=TRUE))

ls()

getwd()

dados <- read.table("sh3.txt", header=TRUE)

dados

attach(dados)

#####

Velocidade=factor(Pot)

Peso=factor(Peso)

Frequencia=factor(Freq)

Altitude=factor(Alt)

Vibricao_Lateral=IPSL

Vibricao_Vertical=IPSV

#####

result_Lateral<-aov(Vibricao_Lateral~Frequencia+Velocidade+Altitude+Peso)

summary(result_Lateral)

result_Vertical<-aov(Vibricao_Vertical~Frequencia+Velocidade+Altitude+Peso)

summary(result_Vertical)

#####

par(mfrow=c(2,2))

plot(Vibricao_Lateral~Altitude+Frequencia+Peso+Velocidade)

compara=TukeyHSD(result_Lateral,ordered=TRUE)

compara
```

```

par(mfrow=c(2,3))

plot(compara)

residuos=residuals(result_Lateral)

par(mfrow=c(3,1))

plot(residuos, main="Aleatoriedade dos Resíduos")

qqnorm(residuos, main="Gráfico de Normalidade dos Resíduos")

qqline(residuos,col=2)

fit=fitted(result_Lateral)

plot(fit,residuos,main="Gráfico dos resíduos versus valores preditos")

par(mfrow=c(2,1))

interaction.plot(Frequencia,Velocidade,Vibracao_Lateral,col=2:4, lty=1)

interaction.plot(Velocidade,Frequencia,Vibracao_Lateral,col=2:4, lty=1)

#*****

par(mfrow=c(2,2))

plot(Vibracao_Vertical~Altitude+Peso+Velocidade+Frequencia)

compara=TukeyHSD(result_Vertical,ordered=TRUE)

compara

par(mfrow=c(2,2))

plot(compara)

residuos=residuals(result_Vertical)

par(mfrow=c(3,1))

plot(residuos, main="Aleatoriedade dos Resíduos")

qqnorm(residuos, main="Gráfico de Normalidade dos Resíduos")

qqline(residuos,col=2)

fit=fitted(result_Vertical)

```

```
plot(fit,residuos,main="Gráfico dos resíduos versus valores preditos")  
  
par(mfrow=c(2,1))  
  
interaction.plot(Frequencia,Velocidade,Vibacao_Vertical,col=2:4, lty=1)  
  
interaction.plot(Velocidade,Frequencia,Vibacao_Vertical, col=2:4, lty=1)
```

Apêndice D

Linhas de Comando do Software “R” para a Análise de Vibrações em Helicópteros *Sea King*

Foram necessárias modificações nas linhas de comando empregadas para a aeronave Esquilo em virtude de utilizar-se agora um projeto de quadrado latino 3x3 com acompanhamento de vibração no eixo longitudinal.

```
rm(list=ls(all=TRUE))
```

```
ls()
```

```
getwd()
```

```
dados <- read.table("sh3.txt", header=TRUE)
```

```
dados
```

```
attach(dados)
```

```
Velocidade=factor(Pot)
```

```
Peso=factor(Peso)
```

```
Frequencia=factor(Freq)
```

```
Altitude=factor(Alt)
```

```
Vibacao_Lateral=IPSL
```

```
Vibacao_Vertical=IPSV
```

```
Vibacao_Longitudinal=IPSLG
```

```
result_Lateral<-aov(Vibacao_Lateral~Frequencia+Velocidade+Altitude+Peso)
```

```
summary(result_Lateral)
```

```
result_Vertical<-aov(Vibacao_Vertical~Frequencia+Velocidade+Altitude+Peso)
```

```
summary(result_Vertical)
```

```
result_Longitudinal<-aov(Vibacao_Longitudinal~Frequencia+Velocidade+Altitude+Peso)
```

```

summary(result_Longitudinal)

#*****

par(mfrow=c(2,2))

plot(Vibracao_Lateral~Altitude+Frequencia+Peso+Velocidade)

compara=TukeyHSD(result_Lateral,ordered=TRUE)

compara

par(mfrow=c(2,3))

plot(compara)

residuos=residuals(result_Lateral)

par(mfrow=c(3,1))

plot(residuos, main="Aleatoriedade dos Resíduos")

qqnorm(residuos, main="Gráfico de Normalidade dos Resíduos")

qqline(residuos,col=2)

fit=fitted(result_Lateral)

plot(fit,residuos,main="Gráfico dos resíduos versus valores preditos")

par(mfrow=c(2,1))

interaction.plot(Frequencia,Velocidade,Vibracao_Lateral,col=2:4, lty=1)

interaction.plot(Velocidade,Frequencia,Vibracao_Lateral,col=2:4, lty=1)

#*****

par(mfrow=c(2,2))

plot(Vibracao_Vertical~Altitude+Peso+Velocidade+Frequencia)

compara=TukeyHSD(result_Vertical,ordered=TRUE)

compara

par(mfrow=c(2,2))

plot(compara)

```

```

residuos=residuals(result_Vertical)

par(mfrow=c(3,1))

plot(residuos, main="Aleatoriedade dos Resíduos")

qqnorm(residuos, main="Gráfico de Normalidade dos Resíduos")

qqline(residuos,col=2)

fit=fitted(result_Vertical)

plot(fit,residuos,main="Gráfico dos resíduos versus valores preditos")

par(mfrow=c(2,1))

interaction.plot(Frequencia,Velocidade,Vibacao_Vertical,col=2:4, lty=1)

interaction.plot(Velocidade,Frequencia,Vibacao_Vertical, col=2:4, lty=1)

#*****

par(mfrow=c(2,2))

plot(Vibacao_Longitudinal~Altitude+Peso+Velocidade+Frequencia)

result_Longitudinal<-aov(Vibacao_Longitudinal~Altitude+Frequencia+Peso+Velocidade)

summary(result_Longitudinal)

compara=TukeyHSD(result_Longitudinal,ordered=TRUE)

compara

par(mfrow=c(2,2))

plot(compara)

residuos=residuals(result_Longitudinal)

par(mfrow=c(3,1))

plot(residuos, main="Aleatoriedade dos Resíduos")

qqnorm(residuos, main="Gráfico de Normalidade dos Resíduos")

qqline(residuos,col=2)

fit=fitted(result_Longitudinal)

```

```
plot(fit,residuos,main="Gráfico dos resíduos versus valores preditos")  
  
par(mfrow=c(2,1))  
  
interaction.plot(Frequencia,Velocidade,Vibacao_Longitudinal,col=2:4, lty=1)  
  
interaction.plot(Velocidade,Frequencia,Vibacao_Longitudinal, col=2:4, lty=1)
```

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO			
1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO DM	2. DATA 24 de maio de 2010	3. REGISTRO N° DCTA/ITA/DM-018/2010	4. N° DE PÁGINAS 88
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Projeto de Experimento para Análise de Vibração em Aeronaves de Asas Rotativas			
6. AUTOR(ES): Josmar Carreiro Freitas			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: HUMS, Vibração, Manutenção			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Monitoramento da saúde de sistemas; Vibração; Manutenção de aeronaves; Aeronaves de asas rotativas; Controle preditivo; Análise estatística; Engenharia aeronáutica			
10. APRESENTAÇÃO: X Nacional Internacional ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeronáutica e Mecânica. Área de Sistemas Aeroespaciais e Mecatrônica. Orientador: Dr. Osamu Saotome. Defesa em 10/02/2010. Publicada em 2010			
11. RESUMO: Este trabalho tem por objetivo estudar o emprego da metodologia de Projeto de Experimentos, empregando-se Quadrados Latinos na análise de vibrações em aeronaves de asas rotativas. São avaliados os efeitos devido ao rotor principal, na condição de voo à frente, para emprego como ferramenta inicial de controle preditivo de manutenção e permitir o desenvolvimento futuro de sistemas de gravação de dados. Para tanto, identificam-se as frequências de interesse que são transmitidas à fuselagem e desenvolve-se o processo de planejamento de experimento, monitoramento e análise de resultados, aplicando-se um modelo estatístico fundamentado na Análise de Variância com intervalo de confiança de 95%. O Projeto de Experimentos propriamente dito abrange três princípios básicos visando garantir a isenção de tendências nos dados obtidos: <i>randomization</i>, <i>replication</i> e <i>blocking</i>. Propõe-se então um método para análise de vibrações apresentando-se passos a serem seguidos permitindo o seu desenvolvimento em uma sequência sistemática. Neste contexto, identificam-se as variáveis influenciadoras do processo, seus valores de interesse e emprega-se uma ferramenta que permita eliminar a influência de fatores indesejados, permanecendo apenas o efeito da velocidade, por ser conhecido. Em seguida, são efetuadas verificações da validade dos dados permitindo análises consistentes. A aplicação do método proposto é realizada através de uma modelagem computacional, empregando-se o <i>software</i> “R”, para a avaliação do incremento de vibração das aeronaves <i>Eurocopter</i> modelo AS-355. Apresenta-se ainda um estudo preliminar para as aeronaves <i>Sikorsky</i> modelo <i>Sea King</i>, denotando a flexibilidade de aplicação em aeronaves com características diferentes, sendo de interesse a conclusão deste último em estudos futuros.			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO () RESERVADO () CONFIDENCIAL () SECRETO			