

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
Luiz Guilherme Alfradique Quintella Da Silva

**TÉCNICAS DE BALANCEAMENTO E ANÁLISE DE
ESPECTRO DE VIBRAÇÃO DO HELICÓPTERO AS 365 K
(DOUPHIN)**

Taubaté
2019

Luiz Guilherme Alfradique Quintella Da Silva

**TÉCNICAS DE BALANCEAMENTO E ANÁLISE DE
ESPECTRO DE VIBRAÇÃO DO HELICÓPTERO AS 365 K
(DOUPHIN)**

Dissertação apresentada para obtenção do
título de mestre pelo curso de mestrado
acadêmico de engenharia mecânica da
Universidade de Taubaté,
Área de concentração: Projetos
Orientador: Prof. Dr. José Rubens Camargo

**Taubaté
2019**

SIBi – Sistema Integrado de Bibliotecas / UNITAU

S586t Silva, Luiz Guilherme Alfradique Quintella da
Técnicas de balanceamento e análise de espectro de vibração do
helicóptero AS 365 K (DOUPHIN) / Luiz Guilherme Alfradique Quintella da
Silva. -- 2019.
95 f. : il.

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

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

1. Análise de vibração. 2. Assinatura espectral. 3. Asa rotativa.
4. Aeronave. 5. Ensaio não destrutivo. I. Título. II. Mestrado em
Engenharia Mecânica.

CDD – 629.1323

Ficha catalográfica elaborada por **Shirlei Righeti – CRB-8/6995**

LUIZ GUILHERME ALFRADIQUE QUINTELLA DA SILVA

**TÉCNICAS DE BALANCEAMENTO E ANÁLISE DE ESPECTRO DE VIBRAÇÃO
DO HELICÓPTERO AS 365 K (DOUPHIN)**

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

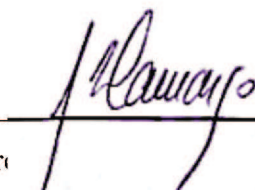
Data: 17/08/2019

Resultado: Aprovado

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. José Rubens de Camargo

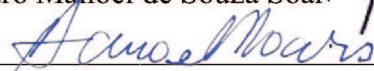
Assinatura: _____



Universidade de Taubaté

Prof. Dr. Álvaro Manoel de Souza Soar

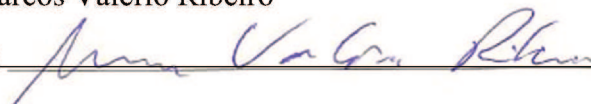
Assinatura: _____



Universidade de Taubaté

Prof. Dr. Marcos Valério Ribeiro

Assinatura: _____



UNESP/FEG

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho à minha mãe Ana Lúcia, a mulher que tanto se doou para me dar o melhor exemplo de caráter e dedicação a família e nunca me deixar faltar nada necessário para alcançar os meus objetivos.

Ao meu pai José Geraldo, meu maior exemplo de profissionalismo e dedicação ao ofício, que sempre me incentivou a buscar o conhecimento na área das exatas.

Às minhas irmãs Natália e Juliana, minhas grandes parceiras, meu equilíbrio e meu porto seguro.

Ao meu padrinho e amigo Alexandre, figura que sempre acreditou no meu potencial, sendo exemplo de dedicação aos estudos, me incentivando a formar opinião e ao crescimento pessoal e intelectual.

À minha namorada Mariana, mulher que estava ao meu lado, sendo minha verdadeira companheira, não permitindo que eu esmaecesse diante dos desafios do último ano.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, pelo dom da vida e por me abençoar durante toda a minha caminhada.

Aos meus amigos e irmãos da vida, em especial Raphael Matsumura, Tiago Edlinger, Leandro Barros, Diego Faria e Juan Ribeiro por toda colaboração, troca de experiências e a certeza de estar sempre amparado pelas melhores pessoas/ profissionais.

Agradeço ao meu grande amigo e parceiro fiel desde o estudo técnico, passando pela graduação, pós-graduação e agora mestrado. Ao meu irmão André Nicolini, os meus eternos agradecimentos pela parceria em todas essas barreiras enfrentadas.

Ao amigo e entusiasta Marcelo Gouvêa, que dividiu o seu conhecimento agregando conteúdo ao trabalho.

Aos meus mentores profissionais, Tenente Galdino e S. Tenente Batista, exemplos de ética e conhecimento técnico de aviação. Principais responsáveis pelo meu engrandecimento profissional e pessoal na aviação do exército. Dotados de grande experiência na área de Análise de vibração dos quais pude absorver inúmeros ensinamentos.

À Aviação do Exército, berço da minha carreira profissional na aviação com helicópteros, onde pude lapidar meu caráter e forjar a minha experiência profissional rodeado por profissionais altamente capacitados.

À Universidade de Taubaté, por proporcionar uma gama de conhecimento em minha graduação suficiente para que eu alcançasse a especialização e pela oportunidade de me tornar Mestre em Engenharia Mecânica em uma instituição tão honrada.

Ao Prof. Dr. José Rubens Camargo, Orientador que esteve presente para proporcionar o correto desenvolvimento do trabalho.

Ao Me. Luiz Fabiano Damy, grande exemplo de capacitação técnica e incentivador do tema de pesquisa.

RESUMO

O propósito desta dissertação é abordar as aplicações da análise de vibração em helicópteros, demonstrando técnicas e métodos desenvolvidos dentro das normativas técnicas de segurança para a otimização do balanceamento dos rotores de cauda e principal da aeronave AS 365 K, favorecendo a aplicação da análise de espectro de vibração como método de ensaio não destrutivo que visa a obtenção da assinatura espectral original de conjuntos mecânicos, permitindo, assim, a identificação de uma variedade de falhas. Com abordagem combinada, ou seja, integrando aspectos quantitativos e qualitativos, a metodologia é de natureza aplicada com objetivos normativos, este estudo desenvolve novas técnicas de distribuição de pás para otimizar a fase de balanceamento dinâmico, retifica cartas de correção de balanceamento baseado em estudos práticos, analisa dados práticos de um balanceamento dinâmico completo, estabelecer padrões de referência para uma análise inicial de espectro de vibração visando reduzir a possibilidade da ocorrência de acidentes, incidentes e otimizar a manutenção da aeronave, diminuindo seu tempo de parada e conseqüentemente baixando os custos de operação devido a eficiência destas técnicas de ensaio. O estudo prático foi realizado no helicóptero modelo AS 365 K, mas técnicas de análises de vibração devem ser aplicadas com o máximo de relevância em todos os modelos de aeronaves de asa rotativa visando a segurança e a operacionalidade do produto.

Palavras-Chave: Análise de vibração. Assinatura espectral. Asa rotativa. Aeronave. Ensaio não destrutivo.

ABSTRACT

The purpose of this dissertation is to address how the vibration analysis applications, demonstrating the techniques and specifications of the safety standards for the optimization of the tail rotor balancing and steering of the aircraft AS 365 K, favoring the application of the vibration spectrum analysis as a non-destructive test method that can be used in the original signature of mechanical assemblies, thus allowing the identification of a variety of failures. With a combined approach, that is, integrating the quantitative and qualitative requirements, a methodology of applied nature with normative objectives, this is an instrument to make the new blade distribution techniques to optimize a dynamic balancing phase, to rectify correction charts of data balancing in practical studies, the analysis of practical data on risk balancing is complete, *establishing* benchmarks for an initial sample of a trend graph to decrease the probability of occurrence of incidents and maintenance of a plan of benefits. Operation due to the speed of the test techniques. The practical test was performed on the AS 365 K model, but force analysis techniques should be applied with maximum relevance in all rotating aircraft models for the safety and operability of the product.

Keywords: Vibration analysis. Spectral signature. Rotating wing, Aircraft. Non destructive testing.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

FIGURA 1 - Aeronave as 365 k (dolphin) em voo.....	21
FIGURA 2 - Cabeça com a <i>starflex</i>	22
FIGURA 3 - Comandos de voo: (1) coletivo, (2) cíclico, (3) bloco de pedais	23
FIGURA 4 - Eixos do helicóptero.....	24
FIGURA 5 - Forças aerodinâmicas.....	26
FIGURA 6 - Princípio de bernoulli para sustentação de perfis aerodinâmicos.....	28
FIGURA 7 - Efeito da precessão giroscópica.....	29
FIGURA 8 - Distribuição das velocidades e forças aerodinâmicas de uma pá no pairado e em translação	30
FIGURA 9 - Registro de um movimento harmônico simples.....	37
FIGURA 10 - Espectro de fourier para uma função periódica.....	38
FIGURA 11 - As três articulações da pá de um helicóptero.....	40
FIGURA 12 - Principais modos e frequências próprias em batimento, arrasto e torção.....	41
FIGURA 13 - Esforços oscilatórios provenientes do rotor principal transmitidos à fuselagem.....	42
FIGURA 14 - Esquema de acelerômetro piezoelétrico.....	43
FIGURA 15 - Acelerômetro aces 991d1.....	43
FIGURA 16 - Captor magnético.....	45
FIGURA 17 - Foto célula (10-100-1773).....	46
FIGURA 18 - Sistema rotativo balanceado.....	48
FIGURA 19 - Gráficos de balanceamento.....	49
FIGURA 20 - Gráficos de balanceamento.....	49
FIGURA 21 - Gráfico de balanceamento.....	50
FIGURA 22 - Gráfico de balanceamento.....	50
FIGURA 23 - Gráficos de balanceamento.....	51
FIGURA 24 - conjunto de ferramentas para rigagem dos comandos de voo.....	56
FIGURA 25 - Analyzer aces 2020.....	57
FIGURA 26 - Hastes de comando de entrada no servo comando.....	58
FIGURA 27 - Calço “u”.....	59
FIGURA 28 - Calço “v”.....	59
FIGURA 29 - Unidade misturadora esquerda com calços instalados.....	59
FIGURA 30 - Local de inserção do pino “a”.....	60
FIGURA 31 - Local de inserção do pino “b”.....	60
FIGURA 32 - Indicador de passo do coletivo.....	61
FIGURA 33 - Cadeia de comando da aeronave as365 K.....	61
FIGURA 34 - Pinos “r”.....	62
FIGURA 35 - Calços batentes de altura.....	62
FIGURA 36 - Calços para elevação da swash plate.....	63
FIGURA 37 - Régua de regulagem de 3’15°.....	63
FIGURA 38 - Local de verificação da régua no punho.....	64
FIGURA 39 - Régua graduada.....	65
FIGURA 40 - Ferramenta de imobilização do compensador de esforços	65
FIGURA 41 - Cálculo de distribuição de pás.....	67
FIGURA 42 - Distribuição de pás na montagem da CRT.....	67
FIGURA 44 - Ponto de instalação do suporte da fotocélula e do acelerômetro na CTT.....	68
FIGURA 43 - <i>Tabs</i> das pás da crp do as 365 K	71
FIGURA 45 - Imagem da tela do equipamento analyzer aces 2020.....	72
FIGURA 46 - Gráfico de correção de balanceamento do rc do as 365 k.....	73

FIGURA 47 - Gráfico corrigido para ajuste do balanceamento do rotor de cauda.....	74
FIGURA 48 - Captor magnético instalado no mastro do rotor principal e o ferrolho de excitação do captor.....	75
FIGURA 49 - Acelerômetro 991d1 na posição vertical (z).....	76
FIGURA 50 - Acelerômetro 991d1 na posição lateral (y).....	76
FIGURA 51 - Placa de balanceamento adicionada ao punho.....	78
FIGURA 52 - Ferramenta de correção do <i>tab</i>	78
FIGURA 53 - Gráfico de correção da vibração lateral (y).....	80
FIGURA 54 - Gráfico de correção da vibração vertical (z).....	83
FIGURA 55 - Acelerômetro modelo 991d1 e suas posições de instalação na aeronave.....	85
FIGURA 56 - Espectro de frequência de pmc em ips x rpm	86
FIGURA 57 - Espectro de vibração da aeronave 5 no software avtrend silver.....	87
FIGURA 58 - Média de espectro de vibração em voo de pmc.....	89
FIGURA 59 - Três tipos de conjunto da bucha do braço da estrela e rótula do adaptador de frequência. (1) bucha do braço da estrela. (2) cordão de cola da bucha.....	91
FIGURA 60 - Trinca no cordão de cola da bucha do braço da estrela.	92
FIGURA 61 - Descolamento da bucha do braço da estrela.....	92
FIGURA 62 - Desalinhamento da bucha do braço da estrela após perda do cordão de cola....	93

LISTA DE TABELAS

TABELA 1 - Balanceamento crt	74
TABELA 2 - Balanceamento do rotor principal no solo.....	80
TABELA 3 - Balanceamento do rotor principal em voo no pairado.....	81
TABELA 4 - Balanceamento do rotor principal em voo de pmc.....	82
TABELA 5 - Balanceamento do rotor principal em voo de curva 45°	83
TABELA 6 - Leituras de espectros de vibração em voo de pmc	88
TABELA 7 - Média de espectro de vibração em voo de pmc.....	88

LISTA DE QUADROS

QUADRO 1 - Causas e ações de discrepâncias em frequências (airbus, 2013).....	52
QUADRO 2 - Informações contidas nos registros de cada pá do rotor principal.	70
QUADRO 3 - Distribuição das pás no rotor principal	71
QUADRO 4 - Limites de cada fase de captação.	77

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO.....	15
1.1 - Contextualização.....	15
1.2- Problema de pesquisa.....	16
1.3 - Objetivos	16
1.3.1 - Objetivo geral.....	16
1.3.2 - Objetivos específicos.....	16
1.4 - Objeto de pesquisa	17
1.5 - Delimitação	17
1.6 - Limitações da pesquisa.....	17
1.7 - Hipóteses	17
1.8 - Justificativa	18
1.9 - Estrutura do trabalho	18
2. REVISÃO DA LITERATURA	19
2.1 - Helicóptero	19
2.1.1 – Descrição do helicóptero modelo AIRBUS AS 365 K - DOUPHIN	20
2.2 - Comandos e movimentos de voo	23
2.2.1 - Ação dos comandos do rotor principal.....	23
2.2.2 - Ação do comando do rotor traseiro	25
2.2.3 – Rigagem dos comandos de voo	25
2.3 - Reações aerodinâmicas do voo de asa rotativa	26
2.3.1 - Aerodinâmica	26
2.3.2 - O efeito de precessão giroscópica	28
2.3.3 - Dissimetria de sustentação	29
2.4 - <i>Tracking</i> (Trajetória).....	31
2.5 - Manutenção preditiva.....	31
2.5.1 - Estudo das vibrações na manutenção preditiva.....	33
2.6 - Vibração	34
2.6.1 - Classificação das vibrações.....	35
2.7 - Movimentos oscilatórios	36
2.8 - Espectro de Fourier	37
2.9 - Características das vibrações em helicópteros	38
2.9.1 - Cabeça do rotor	39
2.9.2 - Elemento de pá	40
2.10 - Captação dos dados de vibração	42
2.10.1 - Sensores de vibração	42
2.10.2 – Analisadores de vibração.....	44
2.10.3 - Cabos e Fios	45
2.10.4 - Captador magnético.....	45
2.10.5 - Fotocélula	45
2.10.6 - Estroboscópio	46
2.11 - Balanceamento	47
2.12 - Corretor de fase para gráficos de balanceamento.....	48
2.13 - Rotina de diagnóstico	51
3. METODOLOGIA.....	55
3.1 - Metodologia de pesquisa.....	55
3.2 - Materiais e métodos	55
3.2.1 - Rigagem dos comandos de voo.....	57
3.2.1.2 - Regulagem com pressão hidráulica.....	64
3.2.2 - Pré-Balanceamento do rotor de cauda.....	66
3.2.2.1 - Preparação para o balanceamento do rotor de cauda	68

3.2.3 - Pré-Balanceamento do rotor principal.....	69
4. ANÁLISES E RESULTADOS	72
4.1 - Balanceamento do rotor de cauda	72
4.2 - Balanceamento do rotor principal	75
4.2.1 - Balanceamento do rotor principal no solo	79
4.2.2 - Balanceamento do rotor principal do voo no pairado	81
4.2.3 - Balanceamento do rotor principal no voo em PMC.....	81
4.3 - Espectro de vibração	83
4.3.1 - Padrão para espectro de vibração	86
4.3.2 - Estudo de caso	89
5. CONCLUSÕES	94
REFERÊNCIAS	95

1. INTRODUÇÃO

1.1 - Contextualização

A operação de helicópteros tem conquistado um importante espaço em diversas atividades aéreas. Segundo levantamento realizado pela Associação Brasileira dos Pilotos de Helicóptero, a região metropolitana e cidades vizinhas à capital São Paulo hospedam a maior frota de helicópteros em operação no mundo, com mais de 400 aeronaves registradas e cerca de 2.000 pousos e decolagens diários. O Brasil conta com uma frota de mais de 2 mil helicópteros, segundo a Agência Nacional de Aviação Civil. (Abraphe, 2013).

O helicóptero é capaz de realizar voo pairado, realizar pousos e decolagens em áreas restritas, de diferentes tipos de terrenos e infraestruturas, facilitando operações de busca e salvamento, transporte executivo, dentre tantas outras possibilidades. Isto é possível pois o helicóptero é considerado uma aeronave de asas rotativas, obtendo sua sustentação a partir da rotação de suas pás.

Toda máquina rotativa gera vibrações de grande amplitude quando é excitada na frequência natural de seus componentes. A vibração é um dos grandes desafios para os fabricantes de helicóptero, pois diminuem a vida em fadiga de seus diversos componentes e provocam danos sensoriais e orgânicos na tripulação e passageiros. Este quadro é ainda mais agravado com possíveis aumentos do nível vibratório da aeronave durante sua operação normal, esta situação tende a acontecer devido ao aumento de desgaste ou mal funcionamento de algum(s) componente(s), fazendo com que vibrem em frequências diferentes das esperadas, esse aumento de vibração pode afetar algum outro componente que operava em boas condições e/ou irá acelerar o processo de desgaste do mesmo componente, fazendo o conjunto aumentar mais ainda a vibração, e assim por diante, entrando em um ciclo de degradação.

O balanceamento e as operações de manutenção que o precedem visa permitir manter a operacionalidade segura da aeronave e a utilização do espectro de frequência visa reconhecer e monitorar a “assinatura vibratória” emitida por todos os componentes dinâmicos (rotor principal, rotor de cauda, fuselagem, sistema de transmissão e grupo motor) afim de indicar, com antecedência, eventuais defeitos ou falhas em helicópteros. O espectro de frequência, como ferramenta para manutenção preditiva, ainda não recebe a devida importância por meio dos operadores destas máquinas. Principalmente, quando se fala de aeronaves com menos tecnologia embarcada, ou seja, projetos mais antigos. Hoje, o mercado já entendeu a importância do monitoramento constante da vibração e seus efeitos para a máquina e o

homem, assim sendo, projetos atuais já possuem o Health & Usage Monitoring Systems (HUMS), que recebe diversos parâmetros de sensores espalhados pela aeronave, possibilitando acompanhar a situação de diferentes componentes do helicóptero por todo seu ciclo de utilização. Realizando a correta extração de dados e os registrando, pode-se descobrir diferentes panes e tendências por comparação com os parâmetros de componentes em perfeito estado de funcionamento.

1.2 - Problema de pesquisa

O processo de balanceamento de um helicóptero é, por vezes, meticuloso e requer um alto nível de experiência para se alcançar êxito e entendimento. Constantemente, dados encontrados em análises de vibração geram dúvidas e incompreensão em técnicos inexperientes.

Assim sendo, de que forma podemos desmitificar e otimizar o balanceamento do helicóptero e ainda, tornar sua operação mais segura, a partir da predição de falhas latentes?

1.3 - Objetivos

1.3.1 - Objetivo geral

Otimizar o balanceamento dos rotores principal e de cauda da aeronave AS 365 K (Douphin) utilizando técnicas específicas e demonstrar a utilização de espectro de vibração como ferramenta de identificação de desgastes e possíveis falhas em componentes do helicóptero.

1.3.2 - Objetivos específicos

- Demonstrar o processo de regulagem dos comandos de voo do rotor principal;
- Demonstrar o método padrão e o desenvolvido para otimizar o balanceamento do rotor de cauda;
- Descrever os passos que precedem e otimizam o balanceamento do rotor principal;
- Apresentar a rotina do balanceamento do rotor de cauda;
- Apresentar a rotina do balanceamento do rotor principal;
- Demonstrar a utilização do espectro de vibração, reconhecer um padrão em voo e apresentar um estudo de caso.

1.4 - Objeto de pesquisa

Elevar o conhecimento e os conceitos sobre vibrações e sua relação com o helicóptero para aumentar a segurança de operação, em paralelo com o desenvolvimento de novas práticas de balanceamento e reconhecimento de padrões de espectros de vibração para aplicação dos processos visando otimizar o tempo e os custos de manutenção da aeronave específica.

1.5 - Delimitação

Para falar deste assunto, é preciso limitar a um certo modelo específico de aeronave, pois para cada tipo de modelo, existe um projeto diferente, que emitem frequências e reações diferentes para serem analisadas. As generalidades foram abordadas na revisão bibliográfica para nivelamento de conhecimento.

Neste trabalho focou-se em apresentar praticas que otimizam o balanceamento da aeronave e a utilização do espectro de vibração como ferramenta de manutenção preditiva em um helicóptero modelo AIRBUS AS365 K (Doughin).

1.6 - Limitações da pesquisa

Esta pesquisa limitou-se em colher referências bibliográficas de artigos publicados nas áreas que envolvem ou interferem em análise de vibração, incluindo reconhecimento de padrões e na análise de espectros de vibração. Além de uma pesquisa documental dos manuais de formação básica para mecânicos aeronáuticos (THM) e manuais de manutenção (MET), ambos com procedimentos e informações específicas do modelo da aeronave AIRBUS AS365 K (Doughin).

1.7 - Hipóteses

Utilizando-se de análises quantitativas e qualitativas, observou-se dados práticos obtidos em procedimentos de manutenção a direta influência da regulagem (rigagem) dos comandos de voo no processo de alinhamento do *tracking* (trajetória) das pás, a otimização gerada pelo pré-balanceamento do rotor principal e traseiro para alcançar o balanceamento da aeronave, o desenvolvimento de métodos de análises e correções de desbalanceamento e, por

fim, obter uma melhor coleta de dados afim de conhecer e monitorar o espectro de vibração da aeronave.

1.8 - Justificativa

Este trabalho visa facilitar o acesso a informações obtidas por intermédio de experiência e estudos na área de análise de vibração. Compartilhando e demonstrando técnicas e métodos desenvolvidos que otimizam o balanceamento do helicóptero e a identificação de anomalias em seu sistema.

1.9 - Estrutura do trabalho

O capítulo 1 deste trabalho trata da fase de planejamento da pesquisa, estabelecendo o contexto, a pergunta de pesquisa, os objetivos, a delimitação, as hipóteses que podem ser colocadas diante do problema de pesquisa e as justificativas para esta pesquisa.

No capítulo 2 se encontra uma revisão da literatura acerca do conceito principal sobre vibração e espectro, um breve conhecimento sobre helicóptero e suas possibilidades, alguns efeitos aerodinâmicos que envolvem o voo do helicóptero e a explicação de alguns componentes encontrados nas cadeias de comando do rotor principal, equipamentos utilizados para obtenção de dados e rotinas de diagnósticos.

O capítulo 3 trata da metodologia empregada neste trabalho, iniciando pela abordagem combinada, ou seja, integrando aspectos quantitativos e qualitativos, e continuando com os métodos de pesquisa-ação que se pretende empregar para o cumprimento de cada uma das metas estipulada nos objetivos específicos.

O capítulo 4 demonstrará cada passo da manutenção para chegar ao balanceamento dos rotores e uma análise do padrão de espectro para se utilizar como referência em voo.

No capítulo 5 é apresentada a conclusão apresentando como o somatório de técnicas apresentadas neste trabalho possui resultados práticos na otimização do balanceamento completo da aeronave, juntamente com a análise de espectro de vibração como ferramenta de manutenção preditiva.

2. REVISÃO DA LITERATURA

2.1 – Helicóptero

A palavra helicóptero vem de uma palavra grega, que tem o significado de asa rotativa. Uma das diferenças entre um helicóptero e uma aeronave de asas fixas é a principal fonte de sustentação. A aeronave de asa fixa deduz sua sustentação da superfície de um aerofólio fixo, enquanto um helicóptero deriva sustentação de um aerofólio rotativo, denominado rotor (IAC, 2002).

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

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

1 - O voo pairado demandava uma quantidade muito grande de potência. Os motores do início do século XX que dispunham dessa potência eram grandes e pesados;

2 - As superfícies de controle e estabilidade eram ineficazes na realização do voo pairado;

3 - O rotor principal girando num sentido criava na fuselagem um torque remanescente, que fazia a mesma girar em sentido contrário (lei da ação e reação) e havia a necessidade de se equilibrar esse torque.

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

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

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

O helicóptero possui a seguinte configuração convencional: fuselagem, empenagem e trem de pouso que desempenham funções similares à aeronave de asa fixa. Possui ainda um rotor principal, impulsionado pelo conjunto motopropulsor e responsável por controlar:

- Longitudinalmente a aeronave (*pitch*);
- Lateralmente a aeronave (*roll*);
- Verticalmente (subida e descida).

Na traseira da empenagem existe um rotor de cauda, que controla direcionalmente a fuselagem (*yaw*), permitindo por intermédio de sua tração gerar um momento que, controlado, permite ao piloto fazer o movimento de giro ou guinada, manter sua rota ou mesmo a condição de voo pairado.

Pode-se destacar dois aspectos que diferenciam o helicóptero das demais aeronaves: o primeiro deles é o conjunto formado pelo rotor principal e mastro (suporte do rotor principal); o segundo é que, na condição normal de operação, o escoamento é soprado para baixo por meio do rotor, proporcionando a máquina, pousos e decolagens verticais.

Os helicópteros tipo convencional é a configuração mais utilizada. Tem como vantagem a simplicidade, pois utiliza um rotor principal e um rotor de cauda (funções distintas). Pode ser combinado com um ou mais motores por meio de uma única transmissão principal. Uma variação do convencional é o rotor de cauda carenado, também chamado de FENESTRON. Uma vantagem do FENESTRON é consumir pouca potência do motor quando em voo translacional à frente.

2.1.1 – Descrição do helicóptero modelo AIRBUS AS 365 K - DOUPHIN

O AS 365 K é um helicóptero bimotor projetado para o transporte de passageiros, missões "*off-shore*", salvamento e trabalho aéreo, a aeronave e os principais sistemas e conjuntos são ilustrados na Figura 1.



FIGURA 1: Aeronave AS 365 K (Douphin) em voo

Fonte: Adaptado de Fórum Defesa Brasil, 2019.

A caixa de transmissão principal (CTP) transmite a potência dos motores aos rotores, após redução da velocidade de rotação. Por outro lado, aciona diversos equipamentos como: bombas hidráulicas, ventilador, etc.

O rotor principal assegura a sustentação e a translação da aeronave, sendo constituído pelo mastro rotor, a cabeça e quatro pás.

O mastro rotor, fixado na CTP, aciona a cabeça e transmite à estrutura a sustentação do rotor.

A cabeça, fixada na árvore do mastro rotor, suporta as pás. Ela é a sede da sustentação proveniente das pás e absorve os esforços inerentes à rotação do rotor (forças centrífugas, esforços de batimento e arrasto).

As pás transformam a energia mecânica do motor em forças aerodinâmicas (sustentação).

A cabeça do rotor principal (CRP) possui uma estrela (*STAR*), onde os quatro braços são flexíveis em batimento (*FLEX*), e é o elemento básico da cabeça do rotor.

O princípio da cabeça *STARFLEX* (Figura 2) consiste em ligar as pás do rotor aos braços da estrela por intermédio de um punho rígido que assegura, sem rolamentos, as seguintes funções: batimento - arrasto - variação de passo. A aeronave AS 365 K (Douphin)

possui quatro punhos, nomeados por quatro cores (preto, azul, amarelo, vermelho) que referenciam suas posições de instalação no conjunto do mastro/ cabeça.

Para tanto, há entre o punho e o braço da estrela as seguintes ligações flexíveis:

- Um mancal esférico laminado (sanduiche de conchas fixas de aço e intercaladas de elastômero).
- Duas solas em elastômero ou adaptador de frequência (AEROSPATIALE, 1989).

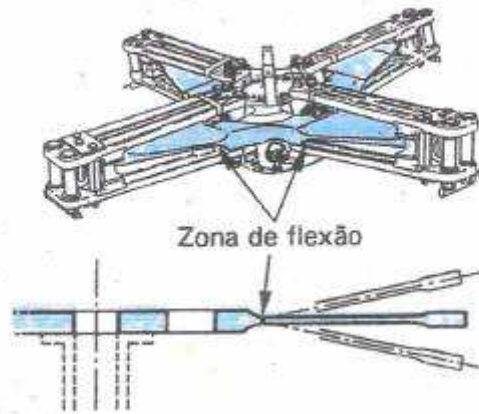


FIGURA 2: Cabeça com a STARFLEX

Fonte: AEROSPATIALE, 1989.

A partir da CTP, o rotor traseiro é acionado pela transmissão traseira e pela caixa de transmissão traseira. A transmissão traseira compreende três árvores: uma árvore dianteira, uma árvore central e uma árvore traseira. As árvores central e traseira são suportadas por cinco mancais-rolamento de esfera girando dentro de um amortecedor visco-elástico em elastômero. As ligações, terminais estriados ou flanges da extremidade dos tubos são colados e aparafusados após a instalação dos anéis em elastômero e rolamentos. A árvore dianteira é acoplada à árvore central por meio de uma fixação flexível (flector). As árvores central e traseira são fixadas por parafusos. Os rolamentos são lubrificados periodicamente. As extremidades estriadas das árvores dianteira e traseira se acoplam à flange de acoplamento da CTP e da CTT.

A caixa de transmissão traseira (CTT) é uma caixa de redução e de mudança de ângulo, lubrificada por salpico, cujo eixo do pinhão de saída aciona o rotor traseiro.

O rotor traseiro fornece o empuxo que equilibra o torque de reação do rotor principal e permite controlar a aeronave em torno de seu eixo de guinada (*yaw*).

Trata-se de um rotor do tipo “*FENESTRON AEROSPATIALE*” integrado na deriva da aeronave (AEROSPATIALE, 1989).

2.2 - Comandos e movimentos de voo

Os comandos de voo, que atuam sobre o ângulo de passo do rotor principal e do rotor traseiro, permitem ao piloto controlar o voo da aeronave: variação de altitude, velocidade e direção. A alavanca de passo coletivo (1) controla a "sustentação" (FN) do rotor principal (variação coletiva do passo), conforme apresentado na Figura 3. Observa-se que FN se decompõe em um vetor S (sustentação) e em um vetor V (velocidade) cujo sentido e intensidade são controlados pelo manche cíclico (2), que comanda a inclinação do disco do rotor (variação cíclica do passo). O "bloco de pedais" (3) controla o empuxo T_y do rotor traseiro, isto é, a proa da aeronave (AEROSPATIALE, 1989).

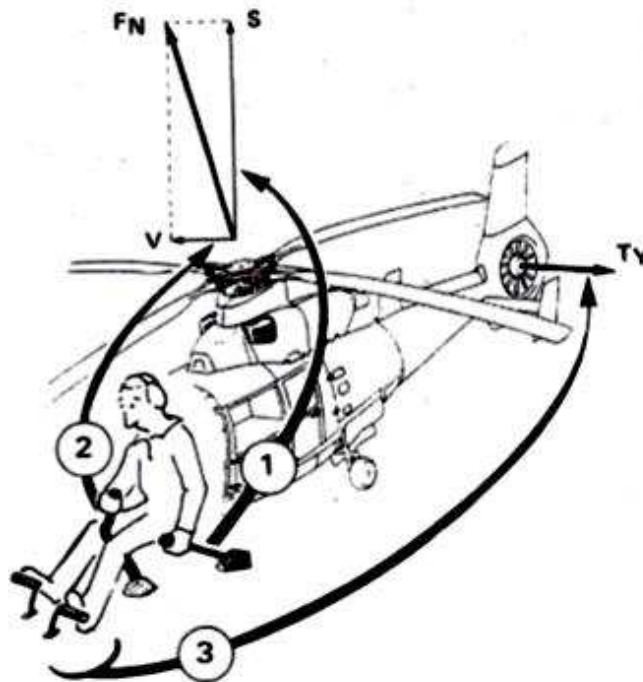


FIGURA 3 - Comandos de Voo: (1) Coletivo, (2) Cíclico, (3) Bloco de pedais.

Fonte: AEROSPATIALE, 1989.

2.2.1 - Ação dos comandos do rotor principal

Na Figura 4 são apresentados os eixos do helicóptero onde os pontos A, B e C são os pontos que atuarão para a mudança de atitude do platô cíclico, que são os servo comandos

hidráulicos. O ponto A é o servo comando de rolagem direito, o ponto B é o servo comando de arfagem e o ponto C é o servo comando de rolagem esquerdo.

Os deslocamentos longitudinais do manche cíclico, comandam uma cadeia de arfagem que, controlando a aeronave em seu eixo de arfagem, atua em B no platô cíclico. Por exemplo, manche à frente, o ponto B desce. Os pontos A e C permanecem fixos. A variação cíclica resultante inclina o rotor para frente (AEROSPATIALE, 1989).

Os deslocamentos laterais do manche cíclico comandam duas cadeias de rolagem que, controlando a aeronave em seu eixo de rolagem, atuam no platô cíclico em A e C. Manche à direita, por exemplo, o ponto A desce e o ponto C sobe em um valor igual. O ponto B permanece fixo. A variação cíclica do passo resultante inclina o rotor para a direita.

Os deslocamentos da alavanca de passo coletivo agem simultaneamente e com o mesmo valor nos três pontos A B e C, que, por exemplo, se deslocam para cima quando se puxa a alavanca de passo (aumento do ângulo de passo ou ângulo de ataque).

As cadeias de comando que ligam o manchem ao cíclico. A alavanca de passo coletivo e o platô cíclico são formadas por hastes rígidas ligadas funcionalmente entre si por meio de guinóis e unidades misturadoras (AEROSPATIALE, 1989).

Em cada uma das cadeias de comando que acionam o platô cíclico, um servo comando hidráulico desenvolve os esforços necessários à pilotagem.

As hastes de rolagem direita e esquerda e a haste de arfagem são equipadas com atuadores elétricos necessários para a atuação do piloto automático.

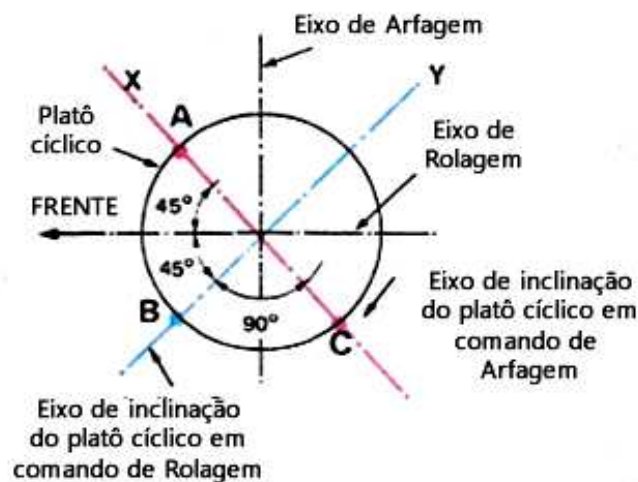


FIGURA 4 - Eixos do helicóptero

Fonte: AEROSPATIALE, 1989.

Deslocamento longitudinal do manche: o platô cíclico acionado em B inclina-se em torno do eixo X.

Deslocamento lateral: o platô cíclico acionado simetricamente em A e C inclina-se em torno do eixo Y, passo máximo.

Deslocamento da alavanca de passo: o platô cíclico é acionado em A, B e C. Ele se desloca paralelo a si mesmo sem alterar a variação cíclica (AEROSPATIALE, 1989).

2.2.1.1 - Unidades misturadoras

As unidades misturadoras são componentes onde se conjugam o comando de passo cíclico e passo coletivo, possibilitando a esses comandos funcionarem independentes um do outro e sem interações entre si. Portanto, uma variação do passo coletivo não modifica a inclinação do platô cíclico (variação cíclica não mudada) e um deslocamento do manche cíclico não modifica o valor do passo coletivo (o platô cíclico se inclina, mas seu centro permanece na mesma altura).

A partir das unidades misturadoras o comando de coletivo utiliza as cadeias de rolagem e arfagem, ou seja, deslocamento igual das três cadeias no deslocamento da alavanca de passo coletivo (AEROSPATIALE, 1989).

2.2.2 - Ação do comando do rotor traseiro

É mais simplificado: quando o pedal direito é empurrado para frente, o ângulo de passo do rotor traseiro aumenta, aumentando assim o empuxo T_y . Pedal esquerdo à frente, ocorre o contrário.

Os pedais de direção são ligados ao servo comando traseiro por uma cadeia de comando rígida constituída por hastes e guinhóis (AEROSPATIALE, 1989).

2.2.3 – Rigagem dos comandos de voo

No AMT HANDBOOK (2012), diz que a rigagem do helicóptero, ou seja, a regulagem das cadeias de comando de voo, coordena os movimentos e controles de voo estabelecendo uma relação entre o rotor principal e seus controles, e entre o rotor de cauda e seus controles. A Rigagem não é um trabalho difícil, mas requer precisão e atenção aos detalhes. Fidelidade estrita aos procedimentos de rigagem descritos nas instruções de manutenção dos manuais de instruções e de serviço é uma obrigação. Ajustes, folgas e tolerâncias devem ser exatas. A rigagem dos vários sistemas de controle de vôo pode ser resumida em três etapas principais:

1. Colocar o sistema de controle numa posição específica, segurando-o na posição com pinos, grampos ou gabaritos, e então ajustando as várias articulações para ajustar os comandos.

2. Colocar as superfícies de controle numa referência específica usando um gabarito, uma bolha de precisão, transferidor, ou um nível de bolha para verificar a diferença entre a superfície de controle e algumas superfícies da aeronave.

3. Definir o alcance máximo de deslocamento dos vários componentes, este ajuste limita os movimentos do sistema de controle.

2.3 - Reações aerodinâmicas do voo de asa rotativa

2.3.1 - Aerodinâmica

A aerodinâmica é a parte da física que estuda as leis de movimento do ar. É no aproveitamento da força do ar em movimento que se baseia o voo das aeronaves.

O fundamental em aerodinâmica é que: a toda e qualquer variação de velocidades das partículas de ar (ou seja, da média das velocidades moleculares) provocada por um corpo, corresponderá sempre uma força exercida pelo ar sobre este corpo na direção e sentido opostos a esta variação e vice e versa. Isto é simplesmente outra maneira de se enunciar um dos princípios básicos da física, de que a toda ação corresponde uma reação igual e contrária.

Durante a decolagem, o helicóptero é influenciado por quatro forças aerodinâmicas: tração, arrasto, sustentação e peso, demonstradas na Figura 5 (PARRA, 2014).



FIGURA 5 - Forças aerodinâmicas

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017.

A força de empuxo (tração) é gerada pelo sistema de rotação do rotor principal, e pode ser para frente, para trás, lateralmente, ou na vertical. A resultante da sustentação e empuxo determina a direção do movimento do helicóptero. O arrasto é gerado por toda a estrutura do helicóptero, sempre em oposição ao seu deslocamento. Pode ser para frente quando o ele se desloca para trás, para trás quando se desloca para frente, para os lados em deslocamento lateral e na vertical, quando em subida ou descida. A sustentação é gerada quando o helicóptero muda a direção do fluxo de ar ao redor do rotor, forçando-o a passar por intermédio de suas pás. Quando o movimento do rotor transforma este fluxo de ar numa direção perpendicular a esse movimento, a força necessária para fazer este trabalho cria uma força igual e oposta que é chamada sustentação. A força peso tem seu limite definido como sendo o peso máximo de decolagem, valor fixo composto de peso do helicóptero vazio mais o combustível, carga e ocupantes. Para que o helicóptero decole verticalmente, o sistema de rotor deve gerar sustentação suficiente para superar ou compensar o peso total. A resultante dessas forças determina a direção do movimento do helicóptero (PARRA, 2014).

Assim como os aviões, o helicóptero é uma aeronave de asas rotativas que necessita de uma reação aerodinâmica entre a massa de ar e seus aerofólios de sustentação para voar. Essa reação é obtida pela rotação de seus rotores, que são compostos por um número definido de pás, de acordo com o projeto de cada modelo (GALDINO; REZENDE, 2014). Conforme identificado pelo princípio de Bernoulli (Daniel Bernoulli – 1700) em Shevell (1989) apud Galdino; Resende (2014), durante o deslocamento de um fluido de um ponto a outro, se há aumento da velocidade ocorre à diminuição de sua pressão exercida em um corpo (Figura 6). Este princípio pode ser expresso na Equação 1.

$$p_1 + \frac{\rho V_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho V_2^2}{2} \quad (1)$$

Onde: p = pressão; V = velocidade; ρ = densidade do ar.

Levando-se em conta a conservação da massa de ar durante o giro dos rotores, o ar que impacta os bordos de ataque das pás escoam com maior velocidade por seu extradorso (parte superior) e com menor velocidade em seu intradorso (parte inferior), devido ao perfil aerodinâmico desta superfície, exemplificado na Figura 6, causando um diferencial de pressão (maior no intradorso e menor no extradorso) que, assim como nas aeronaves de asa fixa, resulta em sustentação. (SHEVELL, 1989 apud GALDINO; REZENDE, 2014).



FIGURA 6 - Princípio de Bernoulli para sustentação de perfis aerodinâmicos

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017.

2.3.2 - O efeito de precessão giroscópica

O efeito de precessão giroscópica é uma propriedade inerente de todo corpo em rotação, segundo a qual, se aplicar um torque para mudar o plano de rotação, os efeitos se fazem sentir como se esse momento tivesse girado 90 graus no sentido da rotação, conforme apresentado na Figura 7. Em outras palavras, para girar o plano de rotação de um giroscópio em determinado sentido, é necessário aplicar um torque noventa graus antes do ponto que esse torque seria aplicado se quisesse girar um disco parado (LANARI; MIRANDA, 2004).

Para entender melhor esse efeito, imagine um corpo preso por uma corda a um ponto fixo. Esse corpo é posto em movimento circular com raio R e velocidade tangencial V . Surge, portanto, um momento angular inicial L , perpendicular ao plano de rotação β . Em determinado momento, aplica-se a este corpo uma força F , para cima, por um período infinitesimal de tempo (dt). Esta força causa uma variação de velocidade dV . A velocidade final do corpo (V') será dada pela soma vetorial: $V' = V + dV$. Note que a nova velocidade tangencial é inclinada em relação ao plano de rotação inicial. O corpo modificará sua trajetória e tem-se um novo plano de rotação (β'), que será inclinado em relação ao plano inicial. Tem-se também um novo momento angular (L') com direção diferente. Um observador que olha para o plano de rotação como se ele fosse um disco, tem a impressão de que a força se manifestou 90° à frente, no sentido da rotação (LANARI; MIRANDA, 2004).

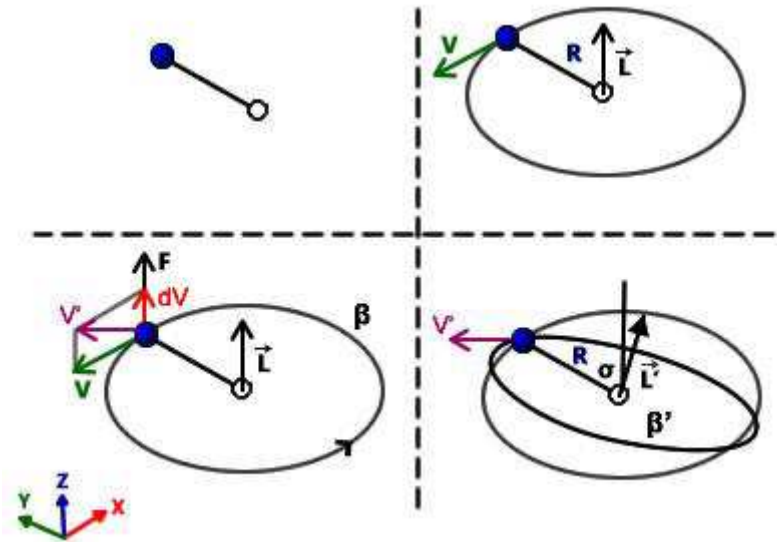


FIGURA 7 - Efeito da precessão giroscópica.

Fonte: adaptado de LANARI; MIRANDA, 2004.

2.3.3 - Dissimetria de sustentação

Ao pensar em uma asa rotativa, deve-se lembrar que, diferentemente de uma aeronave de asa fixa, a velocidade angular é crescente a cada seção da pá entre sua raiz (conexão com punhos e mastro da cabeça) e sua ponta, onde a velocidade é subsônica (CRUZ, 2008).

Para que essa diferença de velocidade ao longo da pá não produza uma sustentação excessiva na ponta, a pá é fabricada de modo que o ângulo de incidência da raiz seja maior que o da ponta da pá, colaborando para uma equalização de sustentação entre as seções.

Quando se pensa em voo pairado, a pura mudança no ângulo de ataque da pá com o coletivo proporciona um maior fluxo induzido à massa de ar pelo rotor principal, proporcionando uma sustentação equalizada em todo o rotor. Mas quando se pensa no deslocamento à frente, outro fator passa a caracterizar a complexidade, que é a componente do vento relativo do deslocamento. Conforme se observa na Figura 8, em voo de translação, durante uma rotação do rotor (Ω) as pás sofrem reações diferentes em relação ao vento relativo V_0 . A pá que avança (posição 2) tem sua velocidade de rotação ΩR adicionada ao vento relativo V_0 ($V = \Omega R + V_0$). Em contrapartida, a pá que recua tem sua velocidade de rotação ΩR diminuída do vento relativo V_0 ($V = \Omega R - V_0$) (CRUZ, 2004).

$$F_z = V^2 \cdot S \cdot C_L \quad (2)$$

Onde: F_z = força de sustentação; V = velocidade; S = área da pá; C_L = coeficiente de sustentação.

Como observado na Equação 2, a velocidade ao quadrado é uma função da pressão dinâmica e o coeficiente de sustentação é uma função do ângulo de ataque da pá, e se há mais velocidade na região avançante que na retardante, portanto, há mais sustentação produzida pela pá que avança em relação à pá que recua. Isso causa um efeito chamado “dissimetria de sustentação”, um efeito comprometedor na controlabilidade do helicóptero (GALDINO; REZENDE, 2014). Uma forma de compensar este efeito é diminuir o ângulo de ataque da pá que avança e aumentar o da pá que recua inclinando-se o plano de rotação para frente por meio da variação cíclica de passo (comando longitudinal de cíclico). Isso acarreta uma diminuição do coeficiente de sustentação da pá que avança e aumento da sustentação da pá que recua, evitando-se que o helicóptero entre em uma atitude de giro em relação ao seu eixo longitudinal (GALDINO; REZENDE, 2014). Conforme aponta Cruz (2008), historicamente, a dissimetria de sustentação foi corrigida em duas etapas da história. Juan de La Cierva, em 1928, criou um rotor articulado para outro modelo de aeronave de asa rotativa, o girocóptero. Esse rotor possuía articulações de batimento (movimento vertical para cima e para baixo) e arrasto (movimento longitudinal de avanço e recuo das pás durante o giro). Essas articulações permitiram mais graus de liberdade ao conjunto, *estabilizando* o movimento.

Na década de 1930, Henrich Karl Johann Focke, baseado nos estudos de Juan de La Cierva, desenvolveu a variação cíclica de passo que, complementando a articulação do rotor criada por Cierva, veio a eliminar a dissimetria de sustentação sendo, até hoje, o recurso mais utilizado para o problema.

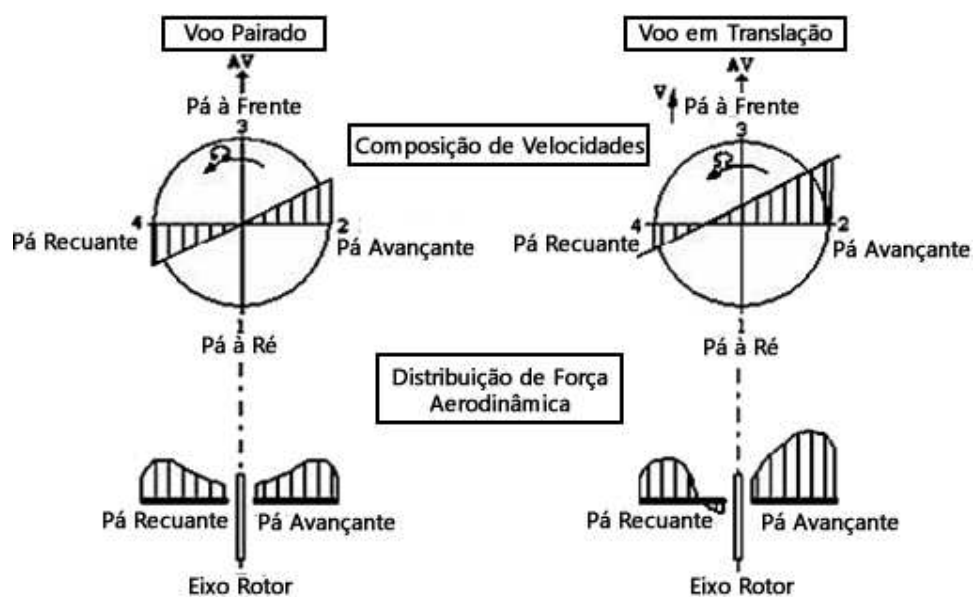


FIGURA 8 - Distribuição das velocidades e forças aerodinâmicas de uma pá no pairado e em translação.

Fonte: CRUZ, 2004

2.4 – *Tracking* (Trajetória)

Tracking ou trajetória é o termo que indica a relação de equilíbrio dinâmico das pás entre si. Esta relação existirá sempre que as pontas das pás girarem no mesmo plano. O termo *tracking* representa, na prática, o procedimento do mecânico para colocar as pás nas condições satisfatórias de voo, ou seja, alinhadas.

A trajetória das pás do rotor quando desalinhadas, em referência ao plano de rotação, sofrem interferência em seu ângulo de passo e uma diferença de sustentação, originando as vibrações verticais. Para essa trajetória dá-se o nome de *tracking*, e por intermédio de uma leitura, visualiza-se a diferença de altura das pás, em relação à pá referência. A correção dessa trajetória se dá com a regulagem em comprimento das hastes de mudança de passo (*links*), e/ou modificando o ângulo dos compensadores das pás (*tabs*).

Ao iniciar a análise de vibração do rotor principal as correções são realizadas nos regimes: solo, pairado, voo e curva 45°. Em cada regime, os parâmetros estipulados pelo manual de manutenção devem ser respeitados, e por meio das intervenções fazer com que os níveis de vibração fiquem o mais baixo possível. O *tracking* é o primeiro parâmetro que deve ser ajustado, a tolerância deste desalinhamento é de 6 mm, para giro no solo ou em voo pairado e 20 mm para voo em potência máxima contínua, seja para baixo ou para cima. (BARROS; VARGAS; DOS REIS, 2014)

2.5 - Manutenção preditiva

Uma tendência é que a área de manutenção nas empresas passa a ser considerada estratégica para os resultados dos negócios das mesmas, pois por meio da manutenção sistemática é possível antecipar-se e evitar falhas que poderiam ocasionar paradas imprevistas dos equipamentos produtivos. Da mesma forma, é possível detectar uma situação onde haja expectativa de falha e programar-se para uma intervenção em oportunidade mais apropriada, sem prejudicar os compromissos de produção assumidos (DE SOUZA; GOMES; FERNANDES, 2014).

Por vezes, existe confusão quanto à nomenclatura utilizada para definir os tipos de manutenção, mas os conceitos devem estar bem compreendidos.

Segundo Xavier (2015), considera-se adequada a seguinte classificação em função dos tipos de manutenção e das tendências atuais:

- Manutenção Corretiva
- Manutenção Preventiva
- Manutenção Preditiva
- Manutenção Detectiva
- Engenharia De Manutenção

Para realização deste trabalho, serão utilizados os conhecimentos sobre manutenção preditiva.

O objetivo deste tipo de manutenção é permitir a operação contínua do equipamento pelo maior tempo possível e a intervenção ocorra com base em dados e não em suposições.

A manutenção preditiva é aquela que é realizada a qualquer tempo, visando corrigir uma fragilidade percebida antecipadamente à ocorrência de um problema. Uma vez que se perceba uma tendência, indica as condições reais de funcionamento das máquinas com base em dados que informam o seu desgaste ou processo de degradação, e assim prediz o tempo de vida útil dos componentes das máquinas e equipamentos e as condições para que esse tempo de vida seja bem aproveitado.

Com base no conhecimento e análise dos fenômenos, torna-se possível indicar, com antecedência, eventuais defeitos ou falhas nas máquinas e equipamentos. Após a análise dos fenômenos, adota dois procedimentos para atacar os problemas detectados: *Estabelece um diagnóstico e efetua uma análise de tendências.*

Detectada a irregularidade, o responsável terá o encargo de *estabelecer*, na medida do possível, um diagnóstico referente à origem e à gravidade do defeito constatado. Este diagnóstico deve ser feito antes de se programar o reparo.

A análise de tendência de falha consiste em prever com antecedência a avaria ou a quebra, por meio de aparelhos que exercem vigilância constante predizendo a necessidade do reparo.

Com base no conhecimento e análise dos fenômenos são adotados vários métodos de investigação para poder intervir nas máquinas e equipamentos. Entre os vários métodos destacam-se o estudo das vibrações; análise dos óleos; análise do estado das superfícies e análises estruturais de peças (BANDEIRA; DE ABREU; GIANELLI, 2010).

Os objetivos da manutenção preditiva são:

- Determinar, antecipadamente, a necessidade de serviços de manutenção numa peça específica de um equipamento;
- Eliminar desmontagens desnecessárias para inspeção;
- Aumentar o tempo de disponibilidade dos equipamentos;
- Reduzir o trabalho de emergência não planejado;
- Impedir o aumento dos danos;
- Aproveitar a vida útil total dos componentes e de um equipamento;
- Aumentar o grau de confiança no desempenho de um equipamento ou linha de produção;

O objetivo da preditividade está relacionado a finalidades maiores e mais importantes: A redução de custos de manutenção, aumento da produtividade, e quando se fala em atividade aérea, a segurança de voo.

2.5.1 - Estudo das vibrações na manutenção preditiva

Todas as máquinas em funcionamento produzem vibrações que, aos poucos, levam-nas a um processo de deterioração. Essa deterioração é caracterizada por uma modificação da distribuição de energia vibratória pelo conjunto dos elementos que constituem a máquina. Observando a evolução do nível de tais vibrações, é possível obter informações sobre o estado da máquina.

A manutenção preditiva baseada na monitoração da vibração tem sido empregada com sucesso em indústrias de processamento contínuo desde o início dos anos 70. Esta técnica gerou economia considerável com o aumento de disponibilidade de equipamento produtivo e correspondente aumento de produtividade. Desde então, a monitoração da condição tem sido implantada com sucesso em indústrias que empregam máquinas rotativas em geral.

Pesquisas demonstram economia de até 75% nos custos de manutenção nas empresas que adotaram esse procedimento, o que indica um rápido retorno no investimento com a instrumentação para a monitoração de vibração, durante a implantação do programa (BANDEIRA; DE ABREU; GIANELLI, 2010).

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

No início dos anos noventa, o sistema de acompanhamento de vibrações (*Vibration Health Monitoring* - VHM) foi introduzido em quase todos os grandes helicópteros que voam no Mar do Norte no apoio a indústria de petróleo (PEGADO, 2009).

2.6 - Vibração

Os primeiros estudiosos da área de vibração concentraram seus esforços no entendimento dos fenômenos naturais e no desenvolvimento de teorias matemáticas para descrever a vibração de sistemas físicos. Atualmente, investigações foram motivadas para aplicações no campo da engenharia, como projetos de máquinas, fundações, estruturas, motores, turbinas e sistema de controle.

Vibração ou oscilação é qualquer movimento que se repete, regular ou irregularmente, depois de um determinado intervalo de tempo. Os conceitos de vibração baseiam-se nos movimentos oscilatórios de um corpo em torno de uma posição de equilíbrio, bem como das forças e/ou momentos associados.

Os sistemas oscilatórios podem ser divididos em duas classes: lineares e não lineares. Sistemas lineares possuem métodos matemáticos desenvolvidos para seu estudo que, ao contrário dos não lineares, são conhecidos pela fácil aplicação.

Há também, duas classes de vibração: livres ou auto excitadas e forçadas ou comuns. A livre é gerada pelas forças do próprio sistema, sem uma excitação intencional e possui sua frequência de vibração natural. A forçada é gerada por forças externas, uma excitação intencional que geralmente resume-se em movimentos repetitivos e possui sua frequência de vibração conforme gerado pela excitação. Se essas frequências coincidirem, ocorre a condição de ressonância e o sistema sofre oscilações muito perigosas que podem levar a falhas estruturais praticamente em toda aeronave.

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

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

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

A vibração é preocupante, pois é uma energia desperdiçada, é uma das principais causas de falhas prematuras em componentes de aeronaves e é o causador de ruído no helicóptero contribuindo para o desconforto da tripulação e dos passageiros (RAO, 2009).

2.6.1 - Classificação das vibrações

No caso de uma excitação oscilatória, o sistema será forçado a vibrar na frequência de excitação. Se esta frequência coincidir com uma das frequências naturais do sistema, forma-se um estado de ressonância, resultando em amplas e perigosas oscilações, podendo causar a autodestruição de estruturas como as dos aviões ou dos helicópteros. No caso dos helicópteros, serão estudadas as vibrações forçadas, também chamadas de comuns, e as vibrações auto excitadas, também chamadas de livres (GOMES, 1999).

2.6.1.1 - Vibrações comuns ou forçadas

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

- Forças aerodinâmicas provenientes do rotor principal, do rotor de cauda, da fuselagem, da calagem da deriva e do estabilizador horizontal;
- As causadas pelo sistema de transmissão (caixas e eixos); e
- As oriundas do grupo motor.

Todas estas fontes excitam a célula do aparelho que reage em flexão e torção de acordo com as suas frequências próprias, desencadeando um modo vibratório que será sentido pelos tripulantes, pela estrutura e pelos diferentes equipamentos montados sobre o helicóptero.

As vibrações comuns se dividem em corrigíveis e não corrigíveis. As vibrações corrigíveis são aquelas causadas por conjuntos dinâmicos desbalanceados (rotores principal e de cauda), pelo sistema de transmissão e pelo motor, ou pela diferença de trajetória das pás. As vibrações não corrigíveis são aquelas provenientes das forças aerodinâmicas que excitam

naturalmente as pás e a fuselagem (por exemplo, as harmônicas no eixo vertical) e as forças da natureza, tais como ventos, tempestades, etc (GOMES, 1999).

2.6.1.2 - Vibrações auto-excitadas ou livres

A vibração livre acontece quando um sistema oscila sem a ação de qualquer força externa, ou seja, apenas com forças que lhe são inerentes. Neste caso, o sistema poderá vibrar com uma ou mais das suas frequências naturais, também chamadas de frequências próprias, que são peculiares ao sistema dinâmico estabelecido pela distribuição de massa e de rigidez. Quando a excitação for oscilatória, o sistema será obrigado a vibrar na frequência de excitação. Se esta frequência coincidir com uma das frequências naturais do sistema, forma-se um estado de ressonância. A ressonância no solo, caracterizado pelo acoplamento da frequência fundamental das pás no plano de arrasto, com as frequências próprias da estrutura, incluindo o trem de pouso (GOMES, 1999).

2.7 - Movimentos oscilatórios

O movimento oscilatório pode repetir-se regularmente, como no rotor de um helicóptero ou apresentar irregularidade considerável, como em terremotos.

Um corpo oscila sua trajetória a intervalos de tempos (T) iguais, quando isso ocorre é denominado movimento periódico.

O tempo de repetição T é definido como período da oscilação e sua recíproca $f = 1/T$ é denominada frequência. Se o movimento for designado pela função de tempo $z(t)$, em consequência, qualquer movimento periódico deverá satisfazer a relação $z(t) = z(t + T)$, ou seja, o movimento repete-se após o intervalo de tempo T.

A forma mais simples de movimento periódico é o movimento harmônico, que pode ser expresso pela equação 3.

$$z = A \text{ sen } (2 \pi t/T) = A \text{ sen } (2 \pi f t) = A \text{ sen } (\omega t), \quad (3)$$

Onde A é a amplitude da oscilação, medida a partir da posição de equilíbrio da massa, f é a frequência (Hertz), T é o período (segundos) e ω é a frequência angular (rd/s).

O movimento harmônico pode ser representado como sendo a projeção de um ponto que se move numa circunferência a velocidade angular constante (DAMY, 2006).

O movimento harmônico pode ser demonstrado por meio de uma massa suspensa por uma pequena mola.

Se a massa for levantada da sua posição de repouso e solta, ela oscilará para cima e para baixo, registrando o seu movimento graficamente conforme mostrado na Figura 9.

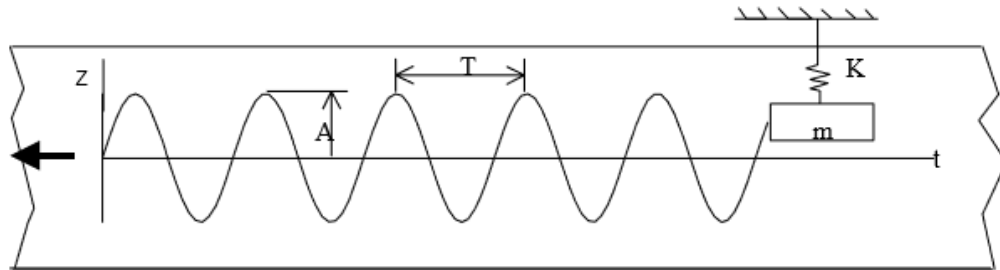


FIGURA 9 - Registro de um movimento harmônico simples

Fonte: GOMES, 1999

2.8 – Espectro de Fourier

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

Considere inicialmente, como na equação 4, o movimento cujo deslocamento é descrito por dois movimentos harmônicos simples:

$$x = A \operatorname{sen}(\Omega t) + B \operatorname{sen}(2 \Omega t), \quad (4)$$

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

Tem-se, nesse caso, uma superposição de dois movimentos harmônicos simples de frequências angulares Ω e 2Ω , ou períodos T e $T/2$.

Se forem adicionados à equação do movimento x anterior, termos da forma: $\operatorname{sen}(3 \Omega t)$, $\operatorname{sen}(4 \Omega t)$, ..., $\operatorname{sen}(n \Omega t)$, ..., ou adicionando funções co-senoidais de mesmas frequências, obtém-se ainda um deslocamento x que é periódico, de período T .

Vê-se assim que, adicionando movimentos harmônicos simples, cujas frequências são múltiplas de uma frequência fundamental e cujas amplitudes são apropriadamente escolhidas, pode-se obter qualquer função periódica arbitrária.

Isto constitui o teorema de Fourier, conforme apresentado na Figura 10. Este teorema assegura que uma função periódica $F(t)$, de período $T = 2\pi/\Omega$, pode ser expressa como uma soma de senos e co-senos. Esta soma é conhecida como série de Fourier. A frequência angular Ω é chamada de fundamental e as frequências $2\Omega, 3\Omega, \dots, n\Omega$ de harmônicas (GOMES, 1999).

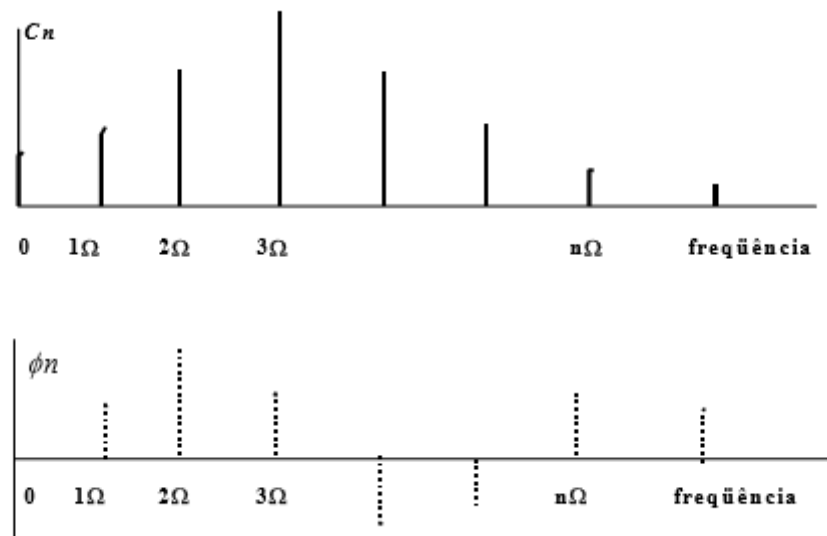


FIGURA 10 - Espectro de Fourier para uma função periódica

Fonte: GOMES, 1999

2.9 - Características das vibrações em helicópteros

A principal fonte de vibração de um helicóptero é o rotor principal, que é constituído pela cabeça do rotor e pelas pás.

Os esforços aerodinâmicos (forças e momentos) e as forças de inércia das pás se interferem no nível da cabeça do rotor, somando e subtraindo-se, permitindo identificar três principais características das vibrações de um helicóptero, ou seja:

1ª- As vibrações forçadas das pás são frequências múltiplas da frequência fundamental Ω : A ação da força centrífuga sobre a pá, considerada no plano vertical em batimento e no plano horizontal em arrasto, determina frequências próprias e suas variações em função do regime de rotação (Ω). Observa-se que a amplitude dos esforços aerodinâmicos decresce à medida que se aumenta as frequências harmônicas.

2ª- A estrutura é solicitada ao longo do eixo vertical, com uma frequência $n \cdot b \cdot \Omega$, principalmente $b \cdot \Omega$: As únicas harmônicas que permanecem na direção vertical são aquelas múltiplas do número de pás. Tomando-se, por exemplo, um rotor de 4 pás, somente as harmônicas de frequência 4Ω , 8Ω , ..., etc., contribuem para a força vertical resultante. Estas harmônicas vibrarão em torno do termo constante $b U_0$. Isto acontece, evidentemente, se todas as pás forem perfeitamente construídas e se estiverem balanceadas e traqueadas. Se as pás não estiverem perfeitamente iguais aerodinamicamente e em inércia, outras frequências harmônicas Ω , 2Ω , ..., etc., aparecerão.

3ª- A estrutura é solicitada ao longo dos eixos longitudinal e lateral com frequências $(n + 1) \Omega$ e $(n - 1) \Omega$: uma força de reação qualquer na cabeça do rotor, no plano XY, de frequência angular $n \cdot \Omega = \dot{\psi}$, pode ser decomposta em componentes longitudinais (F_x) e laterais (F_y) atuando no helicóptero com frequências $(n + 1) \Omega$ e $(n - 1) \Omega$. Isto é, para um rotor de duas pás ($b = 2$), uma força no plano XY de frequência 3Ω ($n = 3$) transmitirá para a estrutura esforços a 2Ω ($m = 1$) e a 4Ω ($m = 2$). Se o rotor for tripá, "m" não será inteiro e, portanto, uma força de frequência 3Ω no plano XY não transmitirá esforços para a estrutura (GOMES, 1999).

2.9.1 - Cabeça do rotor

Podemos dizer que a cabeça do rotor é o coração do helicóptero, para onde convergem todos os problemas iniciais de adaptação e regulação. Por ela passam os esforços aerodinâmicos vindos das pás para a estrutura e todos os efeitos dinâmicos geradores de vibração, ou mesmo de instabilidade.

Foi Juan de la Cierva, em torno de 1928, que construiu o primeiro rotor articulado para os seus autogiros, resolvendo assim os problemas fundamentais de instabilidade, que tinham levado ao abandono a maior parte das tentativas de construção de helicópteros, no início deste século.

A função principal do rotor articulado é assegurar a cada pá três graus de liberdade, conforme apresentado na Figura 11:

- Grau de liberdade em passo (ângulo da pá), para permitir as modificações de ângulo de ataque da pá, necessárias à pilotagem;
- Grau de liberdade em batimento (movimento perpendicular ao plano de rotação), para eliminar o problema de tensão mecânica no engastamento da pá (numa

articulação o momento de flexão é nulo) e assegurar um comportamento aerodinâmico e dinâmico satisfatório; e

- Grau de liberdade em arrasto (movimento no plano de rotação), para evitar tensões de engastamento excessivas, devidas essencialmente à existência da articulação de batimento. (GOMES, 1999)

Um rotor de helicóptero possui normalmente de duas a seis pás, de acordo com o tamanho e a concepção do aparelho. Os esforços transmitidos pelas pás são concentrados na cabeça do rotor. Os esforços dinâmicos resultantes são constituídos por harmônicos, cujas frequências são múltiplas do produto $n.b.\Omega$, onde:

n = número inteiro variando de 1 a ∞ ;

b = número de pás; e

Ω = rotação do rotor principal

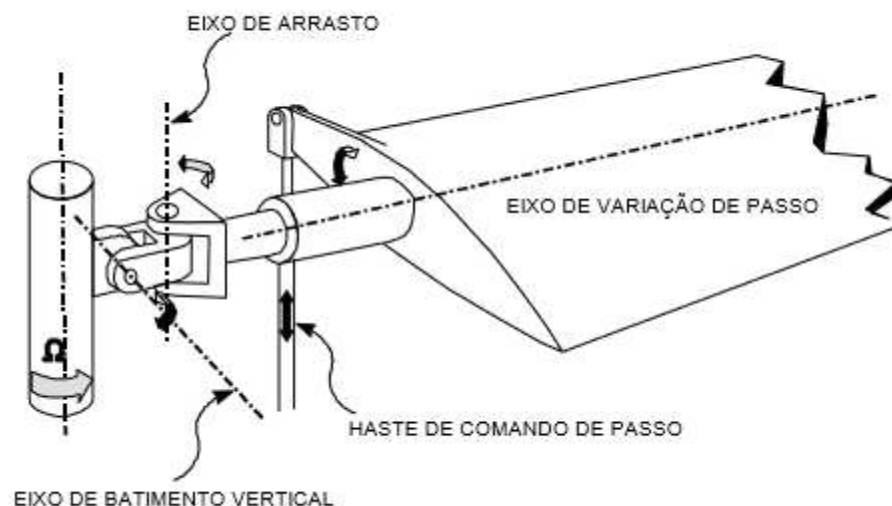


FIGURA 11 - As três articulações da pá de um helicóptero

Fonte: GOMES, 1999

2.9.2 - Elemento de pá

As forças aerodinâmicas que aparecem nas pás são cíclicas, devido às variações periódicas encontradas no voo à frente.

O voo pairado é uma condição onde o escoamento é uniformemente simétrico, mas as perturbações cíclicas são devidas aos efeitos secundários, tais como o impulso sentido pelas pás ao passar próximo ao cone de cauda, as imperfeições de construção associadas a cada pá, às assimetrias aerodinâmicas e de inércia, etc.

Os esforços aerodinâmicos aplicados à pá do rotor de um helicóptero possuem termos periódicos, cujas frequências são múltiplas da velocidade de rotação do rotor (1Ω , 2Ω , 3Ω , ...).

Na Figura 12 são apresentadas as principais solicitações que a pá possui, grande número de modos próprios de batimento, de arrasto e de torção, cuja posição das frequências próprias em relação às harmônicas de excitação determina o aumento ou a atenuação dos esforços aplicados sobre a pá (GOMES, 1999).

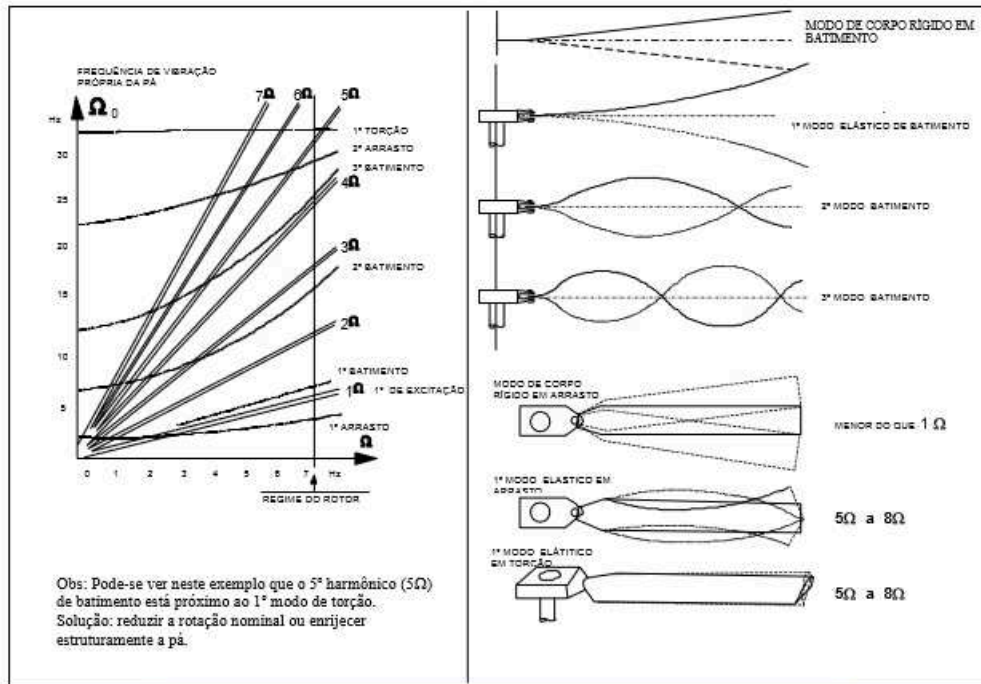


FIGURA 12 - Principais modos e frequências próprias em batimento, arrasto e torção

Fonte: GOMES, 1999

Em resumo, na Figura 13 pode-se ver que os esforços oscilatórios produzidos na cabeça do rotor, com frequências múltiplas da frequência fundamental Ω , serão:

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

FIGURA 13 - Esforços oscilatórios provenientes do rotor principal transmitidos à fuselagem

Fonte: GOMES, 1999

2.10 – Captação dos dados de vibração

A vibração em um determinado equipamento é codificada em sinal elétrico pelo sensor, que por sua vez transmite por intermédio de cabos condutores até o coletor/analizador. A partir daí o mesmo sinal elétrico é interpretado por um software que por meio de um programa passa a apresentá-lo na forma de sinal no tempo ou espectro de frequência, tornando a análise das condições do equipamento bem mais fácil, que esquematiza a instrumentação para coleta e análise de dados (COELHO; HANSEN, 1993 apud VIEIRA, 2006).

2.10.1 - Sensores de vibração

Os sensores de vibração são dispositivos que fazem a codificação de um sinal mecânico em um sinal elétrico representativo. Existem basicamente três tipos de sensores no mercado: de deslocamento, de velocidade e por fim o acelerômetro.

Pelo fato de ser utilizado o acelerômetro na coleta de dados deste trabalho, apenas será abordado suas características.

2.10.1.1 - Sensor de aceleração (acelerômetro)

O acelerômetro, quando fixo a uma superfície vibrante, produz em seus terminais de saída uma tensão ou descarga que é proporcional à aceleração na qual está submetido, ou seja, seu princípio de funcionamento está na utilização de discos cerâmicos piezoelétricos, que por sua vez possuem a propriedade física de gerarem descargas elétricas quando solicitados a esforços. No projeto deste sensor, os elementos piezoelétricos são arranjados de tal forma que sejam submetidos a uma carga na forma de massa em uma mola pré-tensionada, onde todo este conjunto é montado assentado em uma base, sendo que o sistema massa-mola fica preso no topo e protegido por um invólucro resistente, conforme apresentado pelas Figuras 14 e 15.

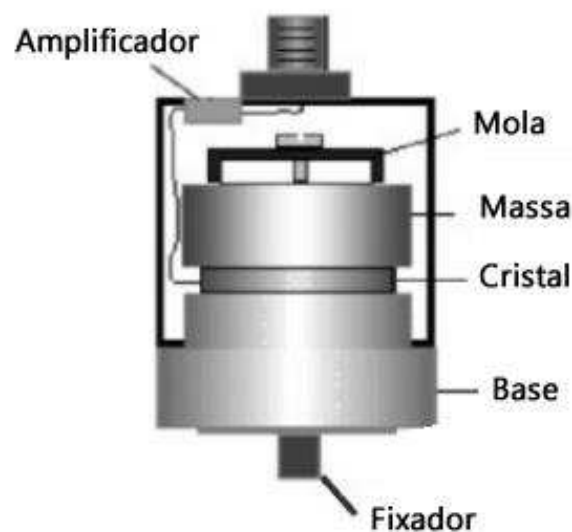


FIGURA 14 - Esquema de acelerômetro piezoelétrico.

Fonte: ERLER, 2015



FIGURA 15 - Acelerômetro ACES 991D1

Fonte: NICOLINI; QUINTELLA-DA-SILVA; ALVES, 2016

2.10.2 – Analisadores de vibração

Conforme DSI-HUMS (2019), no início dos anos 1960, a Chadwick Helmuth respondeu à necessidade da Hughes Helicopters, desenvolvendo e produzindo um sistema de análise de vibração em campo chamado Vibrex, que passou a ser utilizado pelos fabricantes de aeronaves da época. Na década de 1970 a Chadwick Helmuth desenvolveu o analisador de espectro modelo 192, de tecnologia analógica. Já entre as décadas de 1980 e 2000, muitos sistemas foram desenvolvidos e outros aperfeiçoados.

Com a evolução dos computadores, foram introduzidos no mercado sistemas como o Balancer/Analiser 8500 e o Vibrex 2000, todos utilizando sistemas de cartas de balanceamento polares inteligentes.

Atualmente, a maior parte dos novos helicópteros da Airbus Helicopters já possui um sistema embarcado chamado M'ARMS - *Modular Aircraft Recording Monitoring System* - sistema de monitoramento e gravação de dados de todos os componentes e sistemas mais importantes do helicóptero, reduzindo assim a necessidade de montagem de equipamento e a realização de voo para a verificação funcional do sistema. O M'ARMS tem como sistema básico o HUMS - *Health & Usage Monitoring Systems*, que possui vários sensores (acelerômetros) instalados em diversos componentes e seções do helicóptero, que necessitam ser monitorados, extraindo assim o espectro de vibração que permitirá a identificação de qualquer degradação (GALDINO; REZENDE, 2014).

Os coletores são instrumentos básicos de uso simplificado que devem fazer parte de qualquer programa de acompanhamento de vibrações. Um coletor típico possui baterias recarregáveis e/ou substituíveis, e ainda pode receber dados de vibrações do tipo deslocamento, velocidade e aceleração. Os coletores podem também possuir um software instalado, que permite uma pré-análise nos espectros obtidos quando não se pode dispor de um computador. Basicamente são executados o máximo possível de medições dos equipamentos na área de trabalho, e armazenados todos estes dados na memória do coletor, para que posteriormente sejam extraídas as informações em um computador e analisados com maior comodidade em um ambiente mais favorável através de um software com mais recursos (COELHO; HANSEN, 1993 apud VIEIRA, 2006).

2.10.3 - Cabos e Fios

Os cabos e fios servem para trasladar a informação desde os sensores até o processador central. Os dados são conformados por cabos de comprimento significativo para poder ser utilizado em aeronaves. Todos os fios e cabos são ligados ao processador central por meio de conectores de pinos tipo macho e fêmea (PERDOMO, 2004).

2.10.4 - Captador magnético

O captor magnético é um elemento fixo que sente a presença de um corpo magnético e transforma sua presença em sinal elétrico, conforme apresentado na Figura 16. Trata-se de um transdutor sensível a materiais ferromagnéticos. Um interruptor ferromagnético colocado no platô móvel passa próximo ao captador induzindo nele um sinal elétrico - um sinal por rotação. Serve para sincronizar a luz do estroboscópio na visualização da posição das pás.



FIGURA 16 - Captor Magnético

Fonte: NICOLINI; QUINTELLA-DA-SILVA; ALVES, 2016

2.10.5 - Fotocélula

A fotocélula utilizada (PN: 10-100-1773) é um sensor óptico de curto alcance, é um instrumento de medição do número de rotações de uma fonte rotativa, como por exemplo, um motor, geralmente em rotações por minuto (RPM), conforme apresentado na Figura 17. Utiliza-se de uma mira *laser* e uma fotocélula como emissor e receptor, respectivamente. Usado na aquisição de dados de velocidade e ângulo de fase. Seu alcance ideal é de 304,8 a 457,2 mm (12 a 18 polegadas) do alvo (fita reflexiva). É fornecido com uma base de 76,2 x 76,2 mm (3 x 3 polegadas). Um suporte giratório opcional do tipo de câmera está disponível no conjunto do equipamento ACES Systems. O hardware para montagem do suporte

fornecido está contido na caixa de conexões, que também é fornecida com o analisador. O conector MS de três pinos se conecta diretamente ao cabo da fotocélula. Outros sensores de velocidade / fase que podem ser usados com o analisador pode ser comprado separadamente (ACES Systems, 2012).



FIGURA 17 - Foto célula (10-100-1773)

Fonte: AUTOR, 2019

2.10.6 - Estroboscópio

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

Para usar o estroboscópio, pequenos componentes refletivos, chamados de cibla são instalados na ponta das pás. Cada vez que a cibla passa pelo ponto 12 horas determinado pelo sensor, o estroboscópio emite um flash de luz que faz com que se visualizem as cibles. Cada cibla é identificada com desenhos próprios, e ao receber luz, reflete seu desenho, identificando e distinguindo assim, qual é a pá que está sendo visualizada (PERDOMO, 2004).

2.11 - Balanceamento

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

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

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

O princípio do desbalanceamento é mostrado na Figura 18, onde se pode entender que o rotor está instalado em um eixo rotativo do helicóptero que está apoiado em um sistema de rigidez e flexão que são as molas. Antes da adição dos pesos de correção ao desbalanceamento, o sistema é forçado a se deslocar para cima e para baixo conforme a rotação do conjunto. Após a adição da massa necessária, indicada no *Analyzer* com os dados de amplitude e fase horária (aplicado a uma carta polar gráfica elaborada pelo fabricante da aeronave), as forças se anulam, retornando o sistema à condição estável e a uma rotação sem vibração excessiva (GALDINO; REZENDE, 2014).

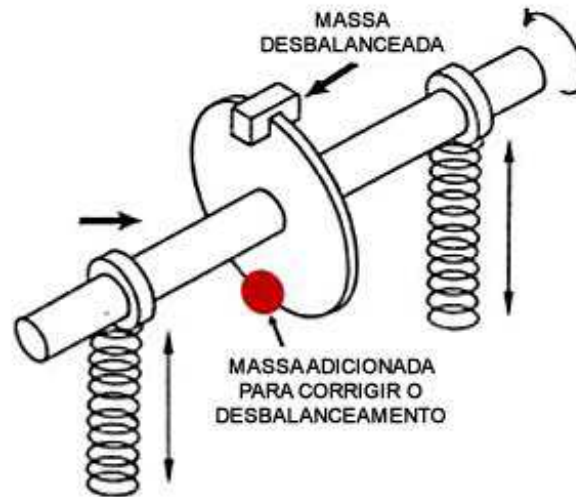


FIGURA 18 - Sistema rotativo balanceado

Fonte: GALDINO; REZENDE, 2014.

2.12 – Corretor de fase para gráficos de balanceamento

Nem sempre ao aplicar uma correção indicada pelo gráfico de balanceamento, encontra-se o resultado esperado. Isto acontece, pois, cada rotor reage de uma forma as forças aerodinâmicas, somando isto aos desgastes naturais de cada um dos componentes do conjunto e intervenções diferentes aplicadas em cada um deles, ao longo de sua vida operacional denomina-se “ERRO DE FASE”.

Pode-se identificar e corrigir o erro de fase horária no exemplo a seguir.

Na Figura 19, o equipamento de medição indica uma vibração de cerca de 1,2 IPS às 07:30h, que é plotada como o ponto **A**. O equipamento de medição está dando a leitura da fase atrasada em 45° (ou 1:30h) em relação a real (**R**). A vibração real é de cerca de 1,2 IPS, mas às 09:00h.

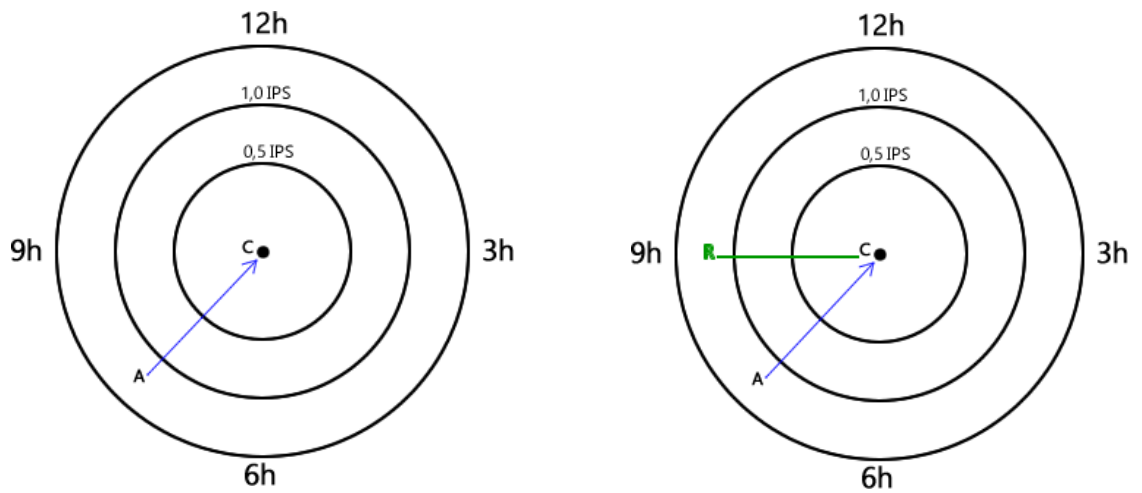


FIGURA 19 - Gráficos de balanceamento

Fonte: FIGUEIRA, 2012

Na Figura 20, o gráfico indica as correções em vermelho, que objetivam levar o ponto A para o centro do círculo. As correções propostas pelo gráfico são aplicadas ao rotor, mas têm o efeito real de levar o ponto R para S.

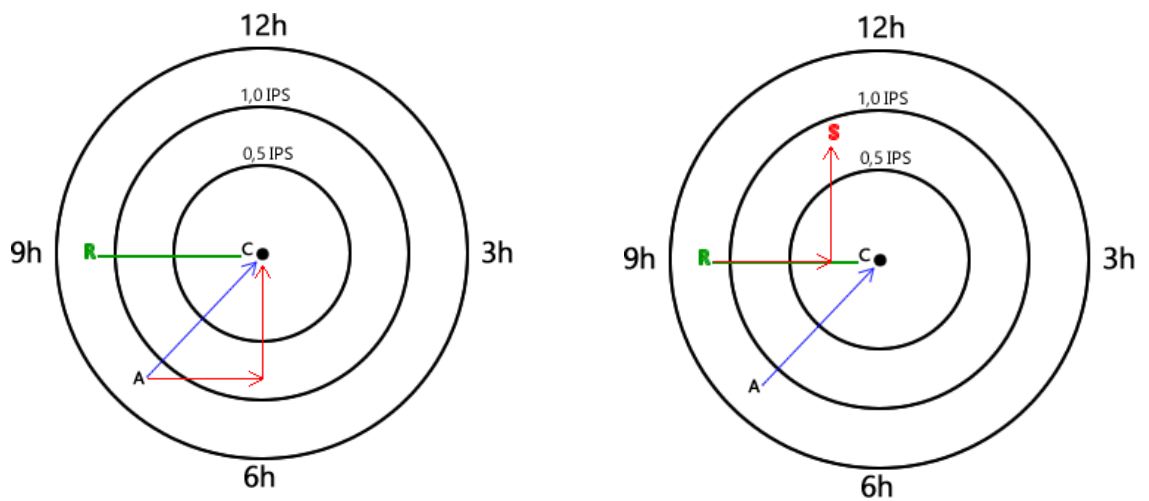


FIGURA 20 - Gráficos de balanceamento

Fonte: FIGUEIRA, 2012

Na Figura 21, é mostrado um novo ponto da vibração S (que diminuiu para cerca de 0,8 IPS às 11:15h) em B (09:45h), ou seja, atrasada 45° (ou 1:30h) em relação à real.

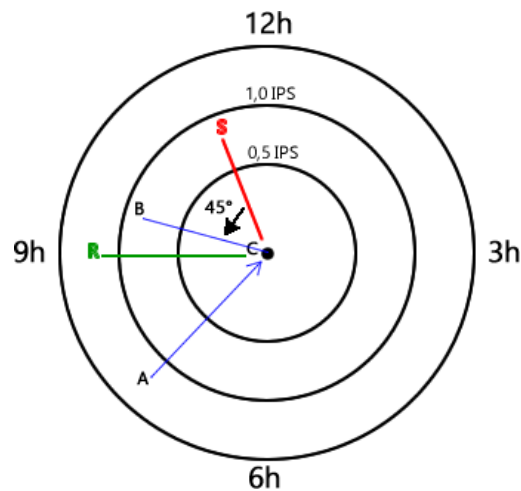


FIGURA 21 - Gráfico de balanceamento

Fonte: FIGUEIRA, 2012

Na Figura 22, serão realizadas as correções de fase descoberta nos passos anteriores. Ligando-se o ponto **B** ao ponto **A** e o ponto **A** ao centro do círculo, o mecânico mede o ângulo formado entre **CA** e **AB**. Este ângulo é a correção de fase a ser aplicada ao gráfico.

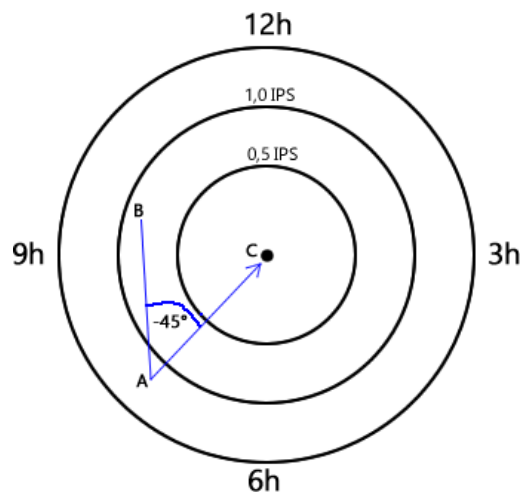


FIGURA 22 - Gráfico de balanceamento

Fonte: FIGUEIRA, 2012

O mecânico corrige o relógio do gráfico subtraindo 1:30h das marcações. Replota-se o ponto **A** com os dados iniciais (1,2 IPS às 07:30h) no gráfico corrigido, obtendo-se o ponto **P**, que é coincidente com o ponto **R**. O gráfico agora propõe as correções em vermelho, que objetivam levar o ponto **P** (**R**) para o centro do círculo. O mecânico deve desfazer as correções aplicadas anteriormente e aplicar estas novas correções, que são definitivas, conforme apresentado na Figura 23.

Esta técnica reduz o tempo do balanceamento da aeronave, realizando ajustes mais precisos e eficazes.

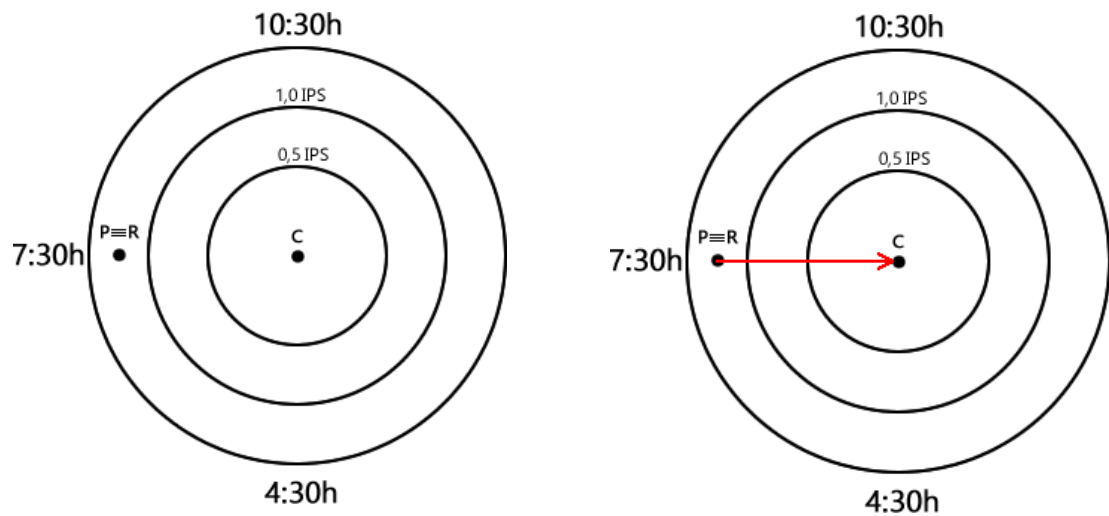


FIGURA 23 - Gráficos de balanceamento

Fonte: FIGUEIRA, 2012

2.13 – Rotina de diagnóstico

O fabricante da aeronave elaborou um cartão de manutenção para permitir a localização rápida dos defeitos na origem de suas vibrações excessivas.

A interpretação dos resultados é feita comparando as leituras previamente obtidas quando o nível de vibração da aeronave era aceitável (isto é, leitura realizada após a liberação da aeronave depois de uma grande intervenção). Esta leitura deve servir de dados de base.

Recomenda-se registrar após a última leitura, informações específicas relevantes: peso da aeronave, altura da leitura, velocidade da aeronave, ponto de ensaio, eixo de ensaio, data e número de série da aeronave.

O diagnóstico da vibração pode ser dado por análise de gráficos e por análise de uma *tabela* de fontes e harmônicos, que identificam os possíveis locais e ações corretivas para solucionar o excesso de vibração.

No Quadro 1 tem-se um extrato traduzido do cartão de trabalho “05.53.00.232” do Manual de Manutenção da aeronave AIRBUS AS 365K, contendo a frequência e em qual envelope de voo a aeronave se encontra, as possíveis causas, as ações a serem tomadas e as referências dos manuais que devem ser utilizados para execução dos procedimentos corretivos.

QUADRO 1 - Causas e ações de discrepâncias em frequências (AIRBUS, 2013)

FREQUENCIA Envelope de Voo	Causas Possíveis	Verificações e Ações	Documentos de Referência
1 Ω Z 350 RPM (5.83 Hz) A.F.E. (All Flight Envelope)	Mastro do Rotor	Verificar o Mastro	62.30.00.601
	Trajectoria das Pás	Corrigir os <i>Links</i>	62.10.00.602 Ou 62.10.00.605
	Folga da rótula da Haste de mudança de passo (<i>Link</i>)	Substituir o item com defeito	67.10.00.601 62.30.00.601 62.20.00.402
	Folga no prato oscilante (swash plate)	Substituir o item com defeito	62.30.00.601
	Folga na bucha da estrela (descolamento)	Substituir o item com defeito	62.20.00.601
	Folga na tesoura fixa	Verificar	62.20.00.601
	Folga na rótula da swash plate	Verificar folgas	62.20.00.601
1 Ω Z 350 RPM (5.83 Hz) A.F.E.	Condição dos <i>Tabs</i>	Verificar as condições dos <i>Tabs</i>	62.10.00.601
1 Ω Z 350 RPM (5.83 Hz) A.F.E.	<i>Tab</i> nº5 e nº6 com ajuste incorreto	Ajustar corretamente	62.10.00.602 Ou 62.10.00.605
	Mancal esférico laminado (MEL): as correções no <i>Link</i> não dão o resultado desejado	Verificar uma troca de pás entre os punhos; se o defeito persistir no mesmo punho, substituir o Mancal esférico laminado (MEL)	62.20.00.401 62.20.00.402
	Jogo na rótula ou jogo na bucha do braço da estrela (descolamento)	Substituir Substituir	62.20.00.601
1 Ω Z 350 RPM (5.83 Hz) PMC e curva	Ajuste inapropriado no <i>Tab</i> das pás	Verificar o nível vibratório entre a PMC e a Curva. Se o nível for muito alto, troque a pá e verifique as condições da mesma.	62.10.00.601 62.10.00.602
1 Ω Y 350 RPM (5.83 Hz) Giro no Solo	Trem de pouso	Verifique os trens de pouso, incluindo os amortecedores	32.12.00.601 32.22.00.601 32.22.00.602

Continua

FREQUENCIA Envelope de Voo	Causas Possíveis	Verificações e Ações	Documentos de Referência
1 Ω Y 350 RPM (5.83 Hz) A.F.E.	Mastro do Rotor	Verificar o Mastro	62.30.00.601
	Peso desbalanceado	Balancear a CRP	62.20.00.601 Ou 62.10.00.605
	Desbalanceamento geométrico	Verificar as pás e os adaptadores de frequência	62.10.00.601 62.20.00.402
1 Ω 350 RPM (5.83 Hz) A.F.E.	Punho	Verificar os flanges	62.20.00.601
	Adaptadores de Frequência	Verificar	62.20.00.402
	MEL (no caso da mesma trajetória de pá na evolução da velocidade)	Verificar	62.20.00.402
	Pás do rotor principal	Verificar as condições das pás	62.10.00.601
2 Ω Y 700 RPM (11.66 Hz) A.F.E.	Comandos de voo desajustados	Verifique e ajuste os comandos	67.10.00.507 67.10.00.501
	Adaptador de frequência	Substitua se necessário	62.20.00.402
	Jogo na rótula ou na bucha da estrela (descolamento)	Substitua	62.20.00.601 Ou 62.10.00.605
4 Ω Z 1400 RPM (23.33 Hz) A.F.E.	Barras de suspensão da CTP	Verificar folga	63.30.00.601
	Ajuste do Número de Rotações (NR)	Reajuste	
4 Ω Z 1400 RPM (23.33 Hz) De 80 kts para 105 kts	Estabilizador Horizontal	Verificar a fixação	55.10.00.401
	Estabilizador vertical	Verificar a fixação dos componentes do topo do estabilizador	53.10.00.405
	Terminais rotulados do servo comando	Verificar folga	67.30.00.601
	Bateria	Verificar a correta instalação da bateria	24.30.02.401
4 Ω 1400 RPM (23.33 Hz) A.F.E.	Mancais laminados	Verificar folga e condições dos mancais. Verificar o torque dos parafusos.	63.30.00.601
8 Ω 2800 RPM (44.66 Hz) A.F.E.	Servo Comandos	Verificar os pontos de fixação e as condições dos Servo comandos	67.30.00.601

Continua

FREQUENCIA Envelope de Voo	Causas Possíveis	Verificações e Ações	Documentos de Referência
Ômega (Ω) de cauda 11 pás 3664 RPM (61.07 Hz) A.F.E.	Desbalanceado	Verificar o conjunto do sistema mecânico. Balanceie se necessário	64.21.00.601 64.21.01.601 64.21.00.603 64.21.01.603
	Condições das pás do fenestron	Verificar as condições	64.21.00.601 64.21.01.601
	Fixação da caixa de transmissão traseira (CTT)	Verificar o torque aplicado e as condições de fixação	65.20.00.601
Ômega (Ω) de cauda 11 pás 3664 RPM (61.07 Hz)	Fenestron	Verificar as condições do fenestron. Verificar o balanceamento	64.21.00.402 64.21.00.603 64.21.01.603
Ômega (Ω) da Transmissão 4009.3 RPM (66.82 Hz) A.F.E.	Eixo de acionamento do rotor de cauda	Verificar as condições dos rolamentos, buchas de elastômero e flectores. Procure melhores resultados deslocando os flectores dianteiros e traseiros até duas vezes de 120°.	65.11.00.601
Ômega (Ω) do Motor 51800 RPM (863.33 Hz)	Motor	Verificar as condições do montante traseiro (berço) do motor.	Documentação dos motores
1 Ω Z 350 RPM (5.83 Hz) (0.1 IPS) Giro no Solo	Engrenagem Planetária da CTP	Substitua a Caixa de Transmissão Principal (CTP)	63.20.00.401 63.20.01.401

3. METODOLOGIA

3.1 - Metodologia de pesquisa

A metodologia abordada é de natureza aplicada com objetivos normativos e abordagem combinada, ou seja, integrando aspectos qualitativos e quantitativos. O presente trabalho foi realizado baseado em pesquisas, aplicação e vivência profissional na área de manutenção aeronáutica, visando melhorar o processo de manutenção, tornando-o mais eficiente e prático, melhorando o acesso a informações. Toda ação de manutenção na aeronave deve ser realizada de acordo com os requisitos prescritos pelo fabricante específico da aeronave e/ ou do componente da aeronave. Seguir corretamente os procedimentos prevê o funcionamento adequado dos componentes em relação à sua função mecânica, aerodinâmica e garante a integridade estrutural e operacional da aeronave, isolando qualquer característica indicativa de um mau funcionamento ou deterioração prematura.

3.2 - Materiais e métodos

Os passos descritos neste trabalho são resultados de experiências adquiridas com a prática dos procedimentos previstos e orientados pelo Manual de Manutenção (MET), que deve ser seguido e consultado para executar qualquer procedimento na aeronave. A prática de balanceamento dinâmico da aeronave e por seguinte, análise do espectro de vibração, é uma atividade que requer profissionais experientes para sua melhor execução e interpretação das informações obtidas.

Os estudos práticos foram realizados na aeronave AS 365 K (Douphin) durante e após a inspeção A/T (600 h/ 24 meses). Para a regulagem dos comandos de voo (rigagem) da aeronave foi utilizado um conjunto de ferramentas de regulagem de comandos de voo (Figura 24), estas ferramentas estipuladas e os procedimentos descritos são previstos pelo fabricante do helicóptero.



FIGURA 24 - Conjunto de ferramentas para Rigagem dos comandos de voo

Fonte: BARROS; VARGAS; DOS REIS, 2014

Os dados obtidos sobre vibração neste trabalho, foram obtidos com o modelo 2020HR *ProBalancer Analyzer* (código do produto: 75-900-2020) que fornece passo-a-passo as instruções na tela para executar o balanceamento de hélice, track do rotor e medições de balanceamento e pesquisas de vibração, conforme apresentado na Figura 25. Além disso, o usuário pode estender as capacidades básicas, definindo e salvando “informações de configuração” para os procedimentos comuns. Estas configurações salvas podem ser recuperadas mais tarde para fornecer informações de configuração na tela, procedimentos consistentes e soluções de balanceamento sem a dificuldade de configurar os dados da unidade e reinserir cada vez que você usá-lo. (ACES SYSTEMS, 2012).

Recebem informações dos acelerômetros, estroboscópio, captor magnético ou sensor de fase ou fotocélula, por intermédio de cabos e fios.



FIGURA 25 - Analyzer Aces 2020

Fonte: ACES Systems, 2012

O Software *AvTrend Silver* (Version: 1.11.135) para análise e interpretação dos dados obtidos pelo *Analyzer Aces 2020*.

3.2.1 - Rigagem dos comandos de voo

A rigagem é um procedimento que consiste em uma pré-equalização das cadeias de comando. Barros, Vargas & dos Reis (2014) citam a importância da rigagem para o início de giros no solo após grandes inspeções, ou seja, diversos componentes são desmontados, inspecionados, reparados substituídos e instalados novamente, o conjunto do rotor principal requer a execução desta verificação utilizando um conjunto de ferramentas especiais, os comandos são travados e ajustados em posições e medidas determinadas em manual, para garantir um início seguro e com uma maior regularidade da trajetória (*tracking*) das pás, e dentro dos limites de vibração da fase de giro em solo.

A verificação do alinhamento dos comandos de voo do rotor principal da aeronave AS 365 K (Douphin) é dividida em duas fases principais: Regulagem sem pressão hidráulica e Regulagem com pressão hidráulica.

3.2.1.1- Regulagem sem pressão hidráulica

Para facilitar futuras correções em componentes da cadeia de comando, inicia-se com uma pré-regulagem sem pressão hidráulica. Para isto, divide-se a cadeia em dois estágios:

- Cadeias de comando entre o manche cíclico e a unidade misturadora;
- Cadeias de comando entre a unidade misturadora e o rotor.

3.2.1.1.1- Regulagem das cadeias de comando entre o manche cíclico e a unidade misturadora (cadeia inferior)

Para que seja possível a manipulação da cadeia de comando e instalação das ferramentas necessárias para travá-la, as hastes de comando (Figura 26) devem ser desconectadas das seletoras dos servos comandos.

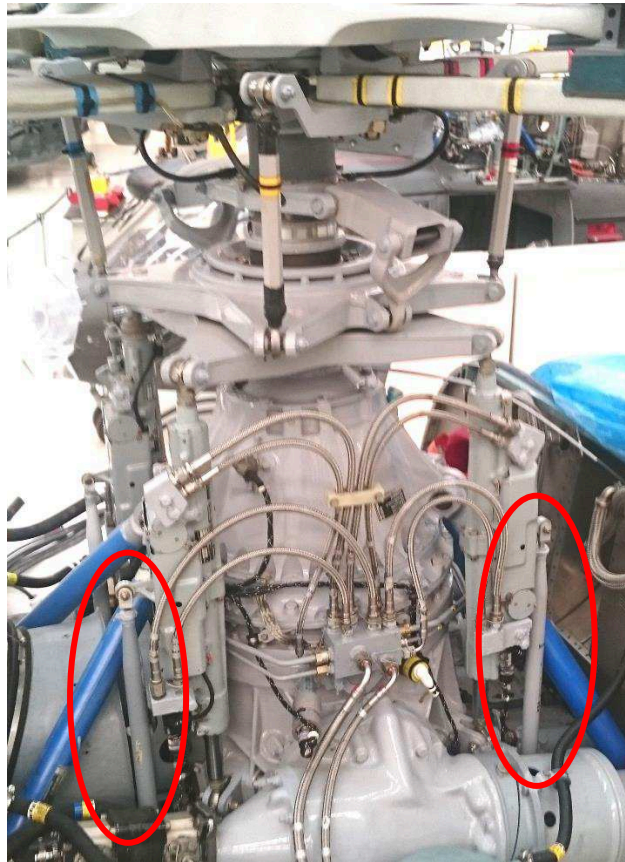


FIGURA 26 - Hastes de comando de entrada no servo comando

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

Utilizando de ferramentas especiais contidas nos kits citados anteriormente, imobiliza-se a cadeia dos comandos de rolagem com o calço “U” (Figura 27) e a cadeia dos comandos de arfagem e coletivo com o calço “V” (Figura 28) na unidade misturadora esquerda, que está localizada abaixo da caverna 9° (Figura 29).



FIGURA 27 - Calço “U”

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017



FIGURA 28 - Calço “V”

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017



FIGURA 29 - Unidade misturadora esquerda com calços instalados

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

Após isto, instala-se os pinos “A” (Figura 30) na cadeia de arfagem, introduzido em um orifício do piso da cabine ao lado do cíclico do copiloto e pino “B” (Figura 31) na cadeia de rolagem, próximo ao manômetro de pressão hidráulica auxiliar.



FIGURA 30 - Local de inserção do pino “A”

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017



FIGURA 31 - Local de inserção do pino “B”

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

A regulagem da cadeia inferior será satisfatória se os pinos “A” e “B” forem instalados sem esforço com os calços de imobilização “U” e “V” instalados. Esta prática assegura que a cadeia de comando inferior (antes da unidade misturadora) está regulada para que o coletivo esteja posição 3’15° no indicador de passo (Figura 32).



FIGURA 32 - Indicador de passo do coletivo

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

Se o resultado não estiver condizente com o esperado, deve-se fazer regulagens nas hastes semi-fixas “4”, “5” e “6” (Figura 33) para alcançar a regulagem satisfatória. A prática e limites de ajustes permitidos nas hastes de comando são citados no manual de manutenção.

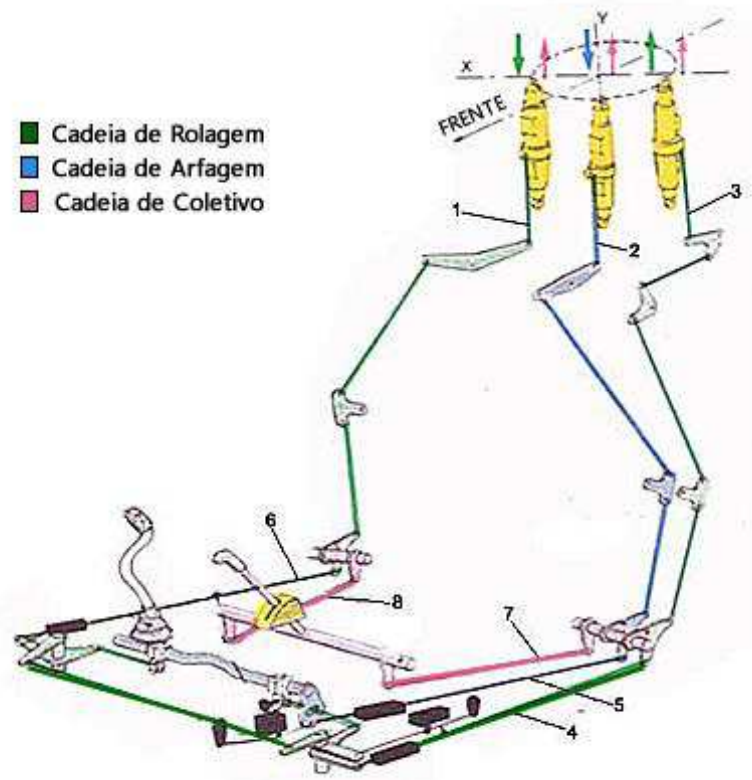


FIGURA 33 - Cadeia de comando da aeronave AS365 K

Fonte: Adaptado AEROSPATIALE, 1989

3.2.1.1.2 - Regulagem das cadeias de comando entre a unidade misturadora e o rotor principal (cadeia superior)

Com as hastes de entrada de comando dos servos ainda desconectadas, instalar os pinos “r” (Figura 34) nos 3 servos comandos principais, a fim de neutralizar a posição das seletoras, e as mesmas não interferirem na regulagem da cadeia superior.



FIGURA 34 - Pinos “r”

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

Após isto, imobilizar os platôs e o rotor principal com as ferramentas especiais especificadas pelo fabricante (Figuras 35 e 36), a fim de garantir que os mesmos $3'15^\circ$ lidos no indicador de passo, estejam refletidos efetivamente na cabeça do rotor.

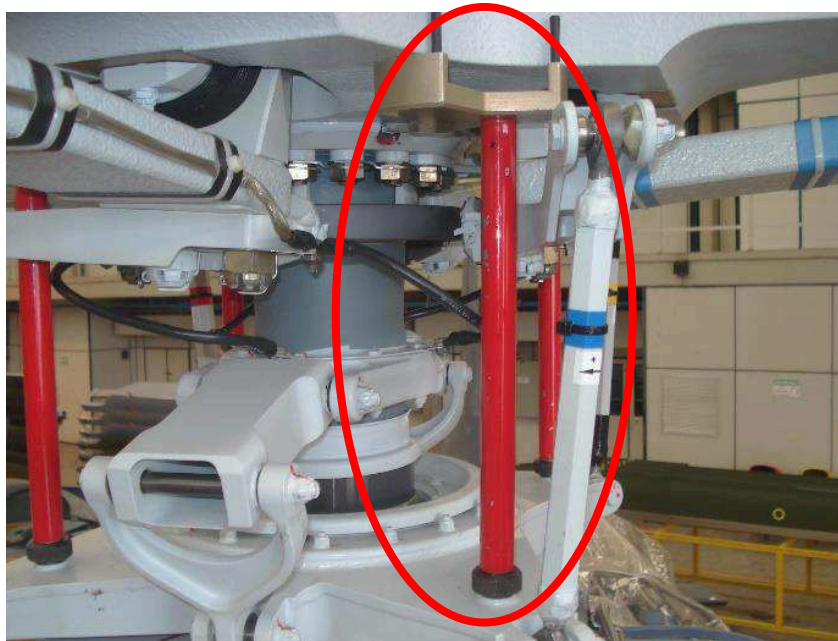


FIGURA 35 - Calços batentes de altura

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017



FIGURA 36 - Calços para elevação da swash plate

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

Com a cadeia corretamente imobilizada, utiliza-se o calço/régua de regulagem $3'15''$ (Figura 37) para a verificação da angulação encontrada no “punho amarelo” nas posições de 0° (haste de mudança de passo amarela alinhada sobre o terminal superior do servo direito) e na posição de 180° (haste de mudança de passo preta alinhada sobre o terminal superior do servo direito). Nesta verificação, o calço/régua de $3'15''$ deve encaixar entre o punho superior e a face superior da estrela (Figura 38). Se alguma discrepância for encontrada nesta etapa as hastes de comando de passo (*Link*) devem ser reguladas para o tamanho padrão prevista em manual, inclusive o *link* amarelo, que não é permitido nenhum ajuste, deve ser verificado quanto ao seu comprimento. Se os ajustes ainda não surtirem efeito, componentes da cabeça do rotor como alavanca de passo, terminais rotulados, mancal esférico laminado e adaptadores de frequência devem ser verificados quanto a suas condições.



FIGURA 37 - Régua de regulagem de $3'15''$

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017



FIGURA 38 - Local de verificação da régua no punho

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

Após as duas partes da cadeia de comando estarem pré-ajustadas, e devidamente imobilizada pelas ferramentas especiais citadas nos passos anteriores, junta-se as duas cadeias, instalando as três hastes de entrada dos servos comando. As mesmas devem ter seus terminais alinhados aos terminais das seletoras dos servos, e o parafuso de fixação deve ser instalado sem esforço, garantindo o correto alinhamento da cadeia inferior com a cadeia superior. Se este alinhamento não for possível, deve-se agir individualmente nos terminais de cada haste para seu melhor ajuste.

3.2.1.2 - Regulagem com pressão hidráulica

Antes de pressurizar o sistema, deve-se certificar que nenhuma ferramenta de imobilização da cadeia de comando está instalada, e esta verificação deverá ser feita toda vez que o sistema for ser pressurizado ou despressurizado.

Para a verificação com pressão hidráulica, instala-se duas ferramentas onde deverá ser mantido até o final das regulagens.

A primeira delas é uma régua graduada (Figura 39) instalada entre a cabeça do rotor e o platô cíclico para mensurar a distância entre eles em cada posição em que o punho amarelo se encontrar no plano do rotor.

A outra ferramenta imobiliza o compensador de esforços (Figura 40), presente no servo comando direito, com a finalidade de eliminar as variações de medidas geradas por este compensador.

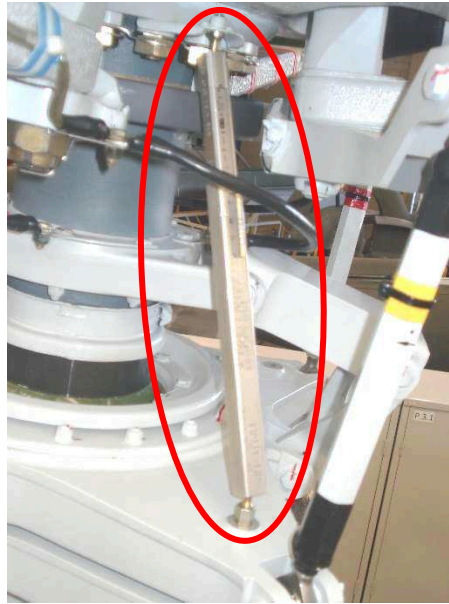


FIGURA 39 - Régua graduada

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

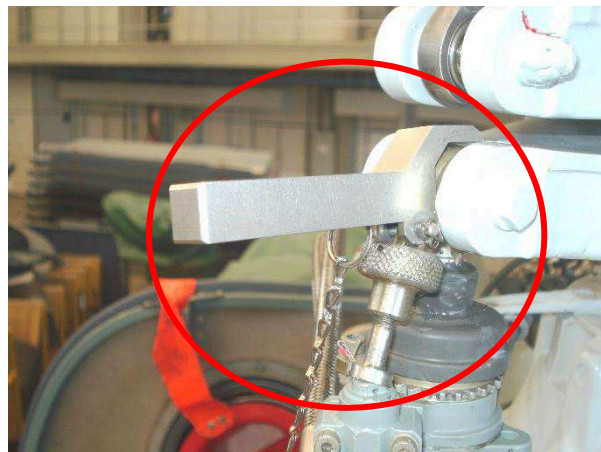


FIGURA 40 - Ferramenta de imobilização do compensador de esforços

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; CAMARGO, 2017

Para esta fase do procedimento, deve-se utilizar uma fonte externa elétrica e uma fonte externa hidráulica, para garantir ao helicóptero uma fonte confiável de energia elétrica e de pressão hidráulica sem sobrecarregar seus sistemas embarcados, como no caso a bateria e a bomba hidráulica elétrica. A fonte externa hidráulica deve ser capaz de garantir em torno de 60 bar de pressão durante toda a verificação.

Após pressurizar a aeronave com aproximadamente 60 bar e imobilizar a unidade misturadora esquerda, usando os calços “U” e “V” (Figuras 27 e 28) com a cadeia de comando na posição de 3°15' de coletivo, deve-se realizar a leitura na régua graduada do

platô para obter as medidas do punho amarelo nas 4 posições: 0°, 90°, 180° e 270°. Iniciando na posição de 0° com o *link* amarelo alinhado sobre o terminal superior do servo comando direito, e assim por diante a cada 90°.

A medida da posição de 0° é a medida de referência, e para considerar satisfatório a verificação, não pode haver uma variação maior que $\pm 0,5$ mm em relação a medida de referência.

Em caso de não conformidade dos dados lidos com os parâmetros exigidos por manual, as três hastes de entrada dos servos comando devem ser ajustadas afim de alcançar as cotas previstas.

Com este procedimento concluído, checam-se os batentes de comando como indica o manual de manutenção da aeronave e então, pode-se iniciar um pré-balanceamento nos rotores de cauda e principal do helicóptero.

3.2.2 - Pré-Balanceamento do rotor de cauda

O rotor traseiro fornece o empuxo que equilibra o torque de reação do roto principal e permite controlar a aeronave em torno de seu eixo de guinada. Trata-se de um rotor de 11 pás do tipo "FENESTRON AEROSPATIALE" integrado na deriva da aeronave.

Desta forma, uma instalação aleatória das 11 pás do rotor seria prejudicial para o balanceamento da CRT (cabeça do rotor traseiro) pois cada pá possui um peso diferente, oriundo da fabricação e das inspeções sofridas por cada uma delas ao longo do tempo.

Por esta razão, desenvolveu-se um modelo que, na média, consegue deixar o rotor traseiro pré-balanceado. Para que seja balanceado dinamicamente com a menor quantidade de peso adicionado e em menor tempo gasto.

Partindo do princípio que se tem os componentes da cabeça do rotor de cauda com padrões mínimos de estado e pintura aceitáveis pelo manual de manutenção do modelo e com a configuração padrão dos pesos de balanceamento (sem arruela peso em nenhum dos 3 pontos de compensação), chega-se a um gabarito genérico para montar uma CRT com pás de pesos diferentes e chegar o mais próximo de um rotor balanceado.

Distribui-se as pás e calcula-se o momento de cada uma delas utilizando-se de seno e cosseno, para encontrar um equilíbrio lateral (Equação 5) e vertical (Equação 6) do rotor, conforme Figuras 41 e 42.

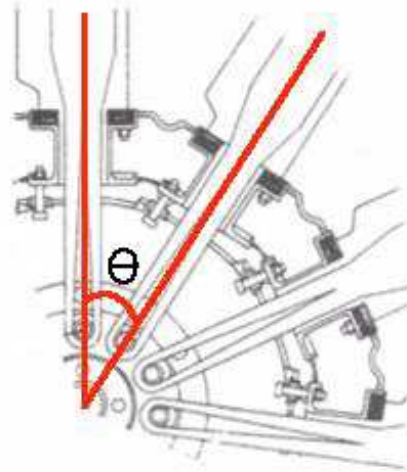


FIGURA 41 - Cálculo de distribuição de pás

Fonte: AUTOR, 2019

Equilíbrio Lateral:

$$\cos\theta \times (\text{peso da pá}) \times 1 \quad (5)$$

Equilíbrio Vertical:

$$\sin\theta \times (\text{peso da pá}) \times 1 \quad (6)$$

Obs.: Foi considerado a distância igual a 1 para todas as pás, partindo do princípio que todas as pás possuem a mesma distância em relação ao centro do rotor.

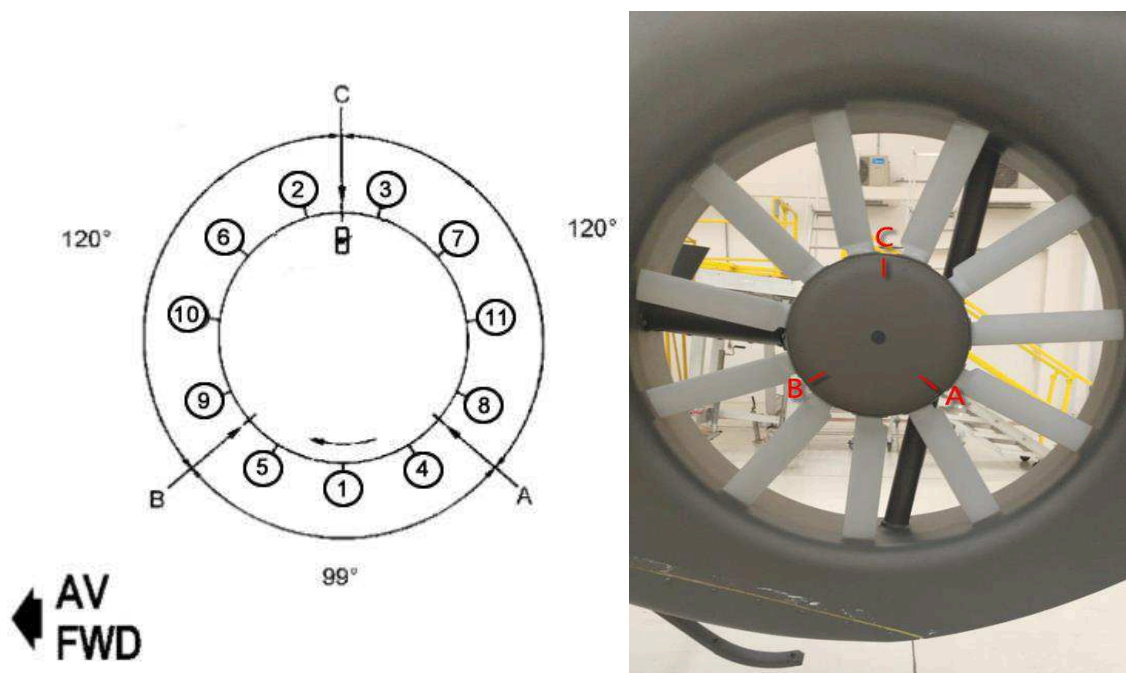


FIGURA 42 - Distribuição de pás na montagem da CRT

Fonte: AUTOR, 2019

O rotor de cauda possui 3 pontos de balanceamento, nomeados pelas primeiras letras do alfabeto, sendo que o ponto “C” é o ponto de referência do rotor, o ponto no qual é marcado pela fita reflexiva. O ponto “C” divide o rotor por igual em dois ângulos (de acordo com o manual do fabricante, esta informação será alterada para a modelagem do novo gráfico de balanceamento do rotor de cauda) em 120° e o ângulo entre o ponto “A” e o “B” é de 99° como indica a Figura 42. Entre os pontos “CA” e os pontos “CB” possui 4 pás e entre os pontos “AB” possui 3 pás. Dessa forma, utilizando a média de combinações encontradas nos cálculos realizados no rotor, coloca-se a pá mais pesada do conjunto (nomeada de pá “1”) na posição oposta ao ponto “C”, a 2ª e 3ª pá mais pesada em oposto da pá nº 1, e assim respectivamente conforme a Figura 42.

3.2.2.1 - Preparação para o balanceamento do rotor de cauda

Para iniciar o trabalho na pista de ensaios, instala-se dois elementos sensíveis na caixa de transmissão traseira (CTT) como mostra na Figura 44 para que sejam captados os dados necessários para efetuar o balanceamento do rotor de cauda.

O acelerômetro ACES 991D1 dará informações da amplitude de vibração, mensurada em IPS. Enquanto isso, a fotocélula captará por meio de leitura da fita reflexiva instalada no ponto de balanceamento “C” da CRT, o número de rotações do rotor e a fase horária que se encontra o desbalanceamento deste rotor. Estas informações serão compiladas e visualizadas no Analyzer ACES 2020.

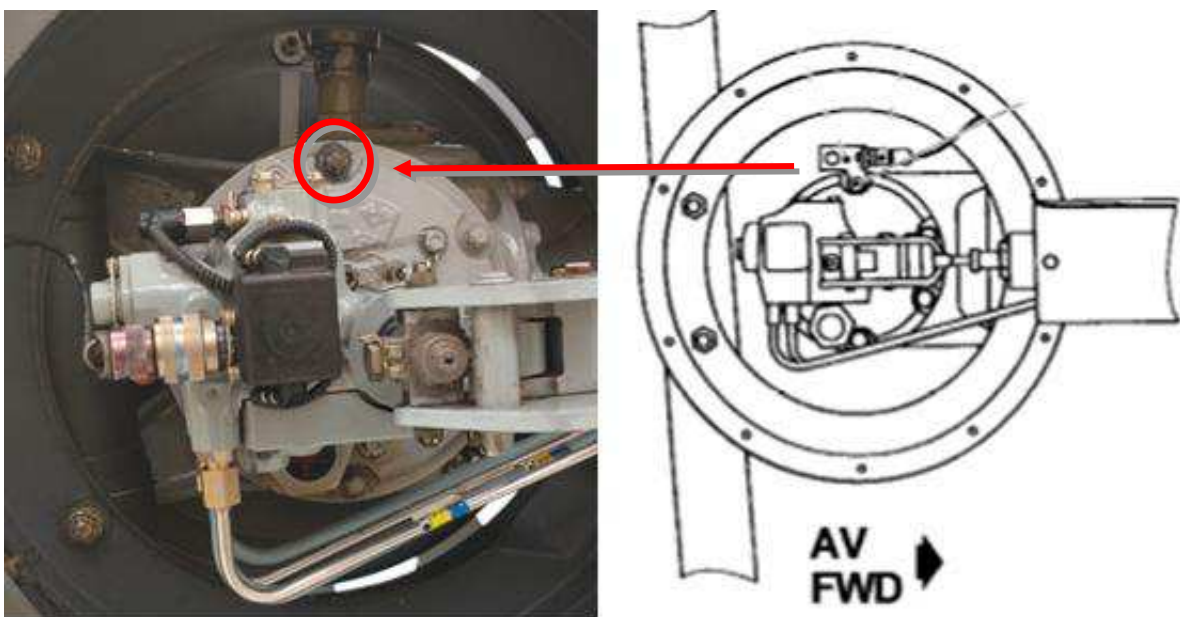


FIGURA 43 - Ponto de instalação do suporte da fotocélula e do acelerômetro na CTT

Fonte: AUTOR, 2019

De acordo com o manual de manutenção do helicóptero, a correção do desbalanceamento do rotor traseiro deve ser efetuada na condição de giro no solo e o valor máximo de vibração permitido é 0,20 IPS (*Inch Per Second*). Para se alcançar este valor, o operador pode aplicar massas em forma de arruelas em no máximo 2 dos 3 pontos de balanceamento e em cada ponto, podendo adicionar no máximo 12 gramas. Caso as limitações forem alcançadas antes da vibração estar em um nível aceitável, o rotor deve ser desmontado e uma nova distribuição das pás deve ser realizada ou mesmo a substituição de alguma delas.

3.2.3 - Pré-Balanceamento do rotor principal

Para iniciar um pré-balanceamento, deve-se realizar a montagem da cabeça do rotor principal (CRP), para isso, alguns conceitos sobre as pás do rotor principal devem ser esclarecidos.

Não é possível fabricar pás rigorosamente idênticas, o que se traduz em uma leve dispersão das características aerodinâmicas e, evidentemente, da sustentação. A correção da incidência permite compensar estes desvios da sustentação em relação à sustentação de referência de uma pá padrão. Esta variação do ângulo de incidência deve-se chamar de Δi , onde a pá padrão possuirá o $\Delta i = 0$.

A partir disto, todas as pás que equipam o modelo AS 365 K trazem a informação de seu Δi gravados no seu documento de registro para informar ao operador qual a tendência que aquela pá saiu de fábrica em relação à pá padrão. A pá que se levanta mais do que a pá de referência possui uma sustentação superior, sendo necessário diminuir o passo da pá, sendo assim, seu Δi será negativo. Por conseguinte, a pá que possui menos sustentação que a pá padrão será necessário que se aumente o passo dela e seu Δi será positivo.

Para melhor assimilação, deve-se dizer que o Δi positivo é uma pá com tendência de ser mais “pesada” e uma pá com Δi negativo é uma pá com tendência de ser mais “leve” quando se trata de um conjunto de pás instalado no rotor.

De posse desse conhecimento, realiza-se a distribuição do conjunto de pás na cabeça do rotor principal. Um passo importante para o pré-balanceamento é interpretar que o punho amarelo e o punho preto, possuem abaixo deles tesouras rotativas fixadas no mastro que tornam estas posições mais “pesadas”. Para compensar isto, e tentar deixar o rotor o mais balanceado possível, coloca-se as pás mais “leves”, ou seja, Δi negativo, nos punhos amarelo e preto.

Uma característica da CRP do AS 365 K é não permitir que o *link* amarelo seja alterado em nenhuma fase do balanceamento para ajuste do *tracking*. Considerando esta informação, concluí-se que a pá selecionada para a posição do punho amarelo deverá ser a que possui o Δi mais próximo da pá padrão, pois esta pá não poderá ter seu *tracking* ajustado por meio do *link*.

Considerando um conjunto de pás da Quadro 2, observa-se algumas informações importantes que se deve considerar para o posicionamento de cada pá no rotor. Além do Δi , os 6 *tabs* que compõem este modelo de pá, são superfícies compensadoras que exercem efeito aerodinâmico sobre a pá. Na prática, os *Tabs* têm a função de corrigir a diferença da incidência em relação da pá padrão. Por exemplo, se a pá 2010 da Quadro 2 possui um Δi positivo, isto indica que esta pá possui a tendência de ter menos sustentação que a pá padrão, ou seja, os *tabs* serão negativos para que corrijam esta tendência e a pá tenha mais sustentação.

QUADRO 2 - Informações contidas nos registros de cada pá do rotor principal.

Número de Série	Δi	Configuração do <i>tab</i> N°	1	2	3	4	5	6
1010	-8		+2°	+2°	+2°	+3	0°	0°
1020	-3		+1°	+1°	+1°	0°	0°	0°
2010	+7		-2°	-2°	-2°	-2°	0°	0°
2020	+11		-2°	-2°	-3°	-3°	0°	0°

Para adaptação aerodinâmica da pá à cabeça do rotor, ou seja, correção da trajetória da pá é autorizado a modificação da regulagem do 5° e 6° *tab* (originalmente calado em 0°). Os outros não devem ser alterados, porém deverão ser sempre conferidos após a instalação das pás, pois os mesmos podem ter sido modificados anteriormente por acidente de um manuseio errado ou por alguma imperícia em balanceamentos anteriores.

Independente dos graus encontrados nos 5° e 6° *tab*, é essencial que os mesmos sejam zerados para o início do balanceamento em um novo conjunto dinâmico.

Utilizando as pás exemplificadas na Quadro 2, e os conceitos sobre Δi e posicionamentos do conjunto da cabeça do rotor principal mencionados anteriormente, pode-se distribuí-las, conforme Quadro 3.

Considerando que os componentes da cabeça estão dentro das condições aceitáveis pelo manual, divide-se as posições AMARELO e PRETO, como mencionado anteriormente, as pás com Δi negativo e na posição AMARELO a pá mais próxima da pá padrão.

QUADRO 3 - Distribuição das pás no rotor principal

PÁ	POSIÇÃO	CIBLAS
1010	PRETO	1
2010	AZUL	2
1020	AMARELO	3
2020	VERMELHO	4

Nas posições AZUL e VERMELHO tem-se mais liberdade pela escolha das pás que serão instaladas pela disponibilidade de ajustes em *links* e *tabs*, sempre observando a tendência de correção de incidência dos *tabs* de 1 ao 4 que foi ajustado em fábrica. Os *tabs* são numerados da ponta da pá para a raiz da pá, assim os *tabs* que são permitidos alteração tem menor influência aerodinâmica na pá por estarem mais próximos da raiz (Figura 43)

Após selecionar e instalar as pás em suas devidas posições, instala-se uma cibla na ponta de cada pá para poder captar as informações de *tracking* (trajetória) das pás em funcionamento utilizando um estrobo. Sempre seguindo a ordem da Quadro 3.

**FIGURA 44 - Tabs das pás da CRP do AS 365 K**

Fonte: AUTOR, 2019

4. ANÁLISES E RESULTADOS

4.1 - Balanceamento do rotor de cauda

Inicia-se o giro de manutenção certificando que a NR (número de rotações) do rotor traseiro está em torno de 3664 RPM (rotações por minuto), após isto, executa a leitura dos dados apresentados pelo *Analyzer*, conforme apresentado na Figura 45.

Na Figura 45 é apresentada a imagem da tela do equipamento *Analyzer* (analisador) com informação de nível vibratório na barra vertical a esquerda da imagem. As informações de vibração detalhada são divididas em *Current* (leitura atual) e *Average* (leitura média). No balanceamento toma-se como referência os dados médios da leitura quando o “Err” (Erro) estiver próximo a “0.00” para que o resultado não sofra outras influências.

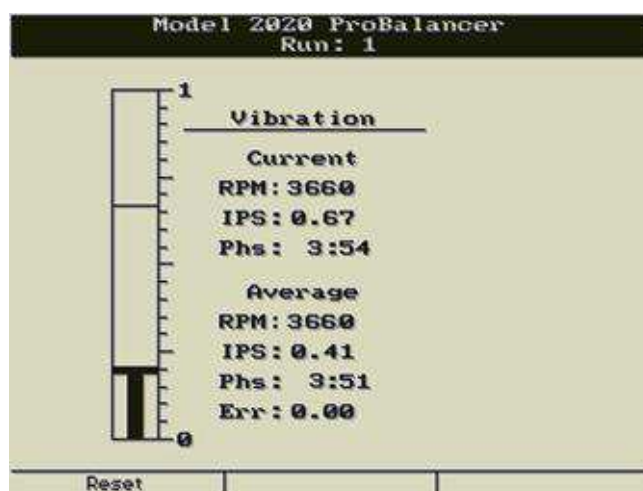


FIGURA 45 - Imagem da tela do equipamento Analyzer Access 2020

Fonte: AUTOR, 2019

Aplicam-se os resultados do primeiro giro no gráfico de balanceamento da Figura 46 contido no manual de manutenção da aeronave.

Os gráficos de correção têm a finalidade de sugerir reparações para determinados pontos de desbalanceamento, afim de auxiliar o operador na execução da tarefa. O gráfico de correção do rotor de cauda da aeronave AS 365 K é plotado inicialmente para identificar o ponto de desbalanceamento, dividindo o plano do rotor em 12 partes como horas de um relógio (fase horária – PHS) e com círculos igualmente espaçados, do centro para a extremidade, sinalizando a amplitude de vibração (*Inch Per Second*) com valor de 0,10 IPS cada círculo. Em conjunto, para correção do desbalanceamento, três eixos representam os três pontos de correção do rotor (A, B e C). A partir destes eixos, retas paralelas, igualmente

espaçadas, sugerem correções de massa nos pontos de balanceamento. Cada reta a partir dos eixos de referência, equivalem a 2 gramas a mais para se corrigir o desbalanceamento.

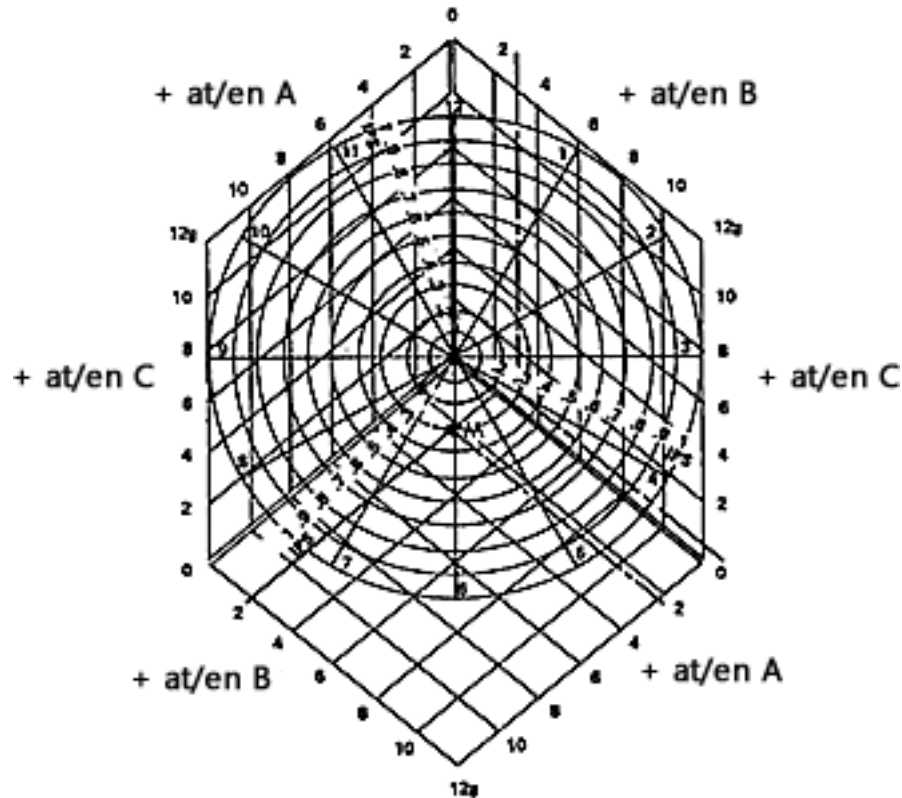


FIGURA 46 - Gráfico de correção de balanceamento do RC do AS 365 K.

Fonte: AIRBUS, 2014.

Na Figura 47 é apresentada um gráfico corrigido para ajuste do balanceamento que, ao longo de vários balanceamentos realizados, apresentou respostas mais eficazes na correção dos desbalanceamentos, desde que, utilizando-se da configuração de elementos sensíveis citados anteriormente.

Após diversos testes e aplicações, foi constatado que o gráfico de balanceamento contido no manual de manutenção do fabricante (Figura 46), possui algumas imprecisões de fase e posicionamento de eixos dos pontos de correção, que por vezes, sugere ajustes ineficientes, tornando o processo de balanceamento mais complexo e dispendioso. Assim sendo, desenvolveu-se o gráfico da Figura 47, baseado nos vetores que correspondem os ajustes aplicados no rotor encontrados ao longo de vários testes. Podendo assim, corrigir a angulação entre os pontos de correção do balanceamento informada pelo fabricante. O gráfico corrigido já possui a configuração necessária para as leituras realizadas utilizando fotocélula e o posicionamento dos pontos de correção com otimização de tempo de trabalho, como observado na Tabela 1.

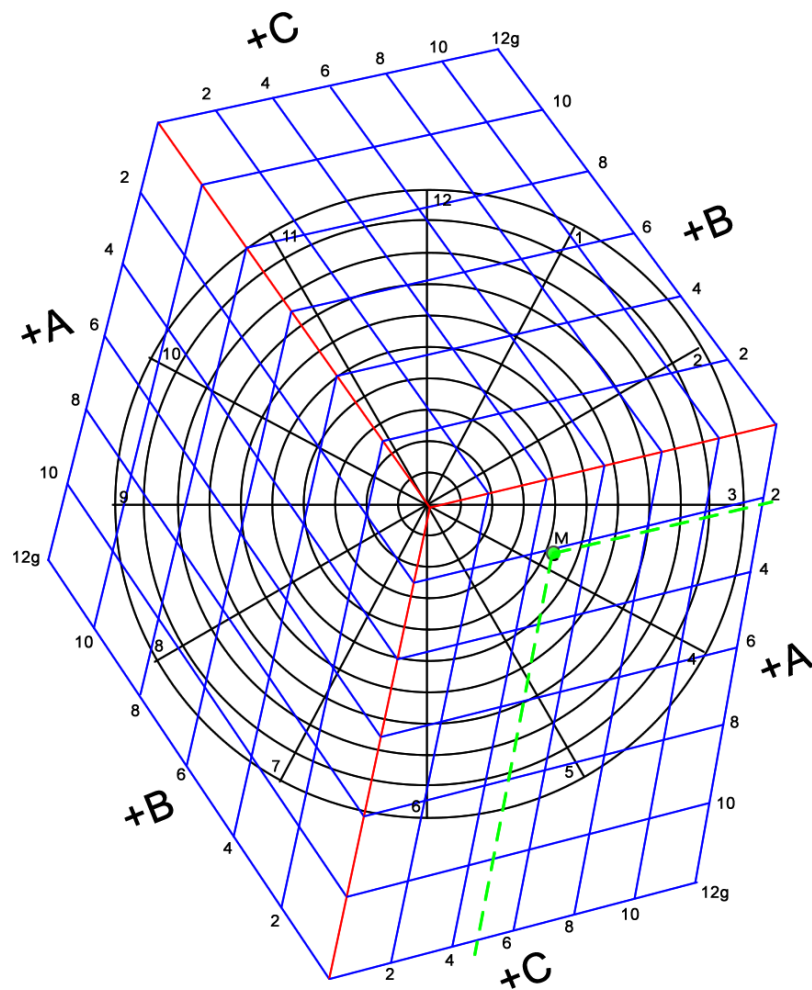


FIGURA 47 - Gráfico corrigido para ajuste do balanceamento do rotor de cauda

Fonte: AUTOR, 2019

O gráfico corrigido sugere uma correção de adição de aproximadamente 5 gramas no ponto “C” e 2 gramas no ponto “A” (ponto “M” na Figura 47), porém, para identificar a sensibilidade do rotor em questão (que pode se alterar de rotor para rotor), aplicou-se 2g no ponto “C” e 2g no ponto “A”. No segundo giro, foi observado que o ponto de desbalanceamento respondeu como o esperado, porém sendo necessário mais um ajuste de massa no ponto “C”, trazendo a vibração para uma condição de 0,06 IPS que se encontra dentro dos limites estipulados pelo manual de manutenção.

TABELA 1- Balanceamento CRT

Giro	PHS	IPS	CORREÇÃO
1°	3:51	0,41	A +2g / C +2g
2°	2:30	0,23	C +2g
3°	3:25	0,06	-----

4.2 - Balanceamento do rotor principal

Para captação dos dados do rotor principal instala-se um sensor magnético ou uma fotocélula para fornecer a frequência (número de rotações) para a referência de fase (Figura 48), e esta expressa em horas de um relógio, como sendo a melhor forma de indicar um ponto de desbalanceamento em um plano de 360°. O operador deve certificar que o captor magnético possui uma folga de $1,25 \text{ mm} \pm 0,25 \text{ mm}$ do ferrolho excitador. (AIRBUS, 2014)

Dois acelerômetros na cabine, um na tampa lateral esquerda do console central para captação da vibração na posição vertical Z (Figura 49) e um próximo à coluna 9° na direita do helicóptero para captação da vibração na posição lateral Y (Figura 50).



FIGURA 48 - Captor magnético instalado no mastro do rotor principal e o ferrolho de excitação do captor.

Fonte: AUTOR, 2018



FIGURA 49 - Acelerômetro 991D1 na posição vertical (Z)

Fonte: AUTOR, 2018

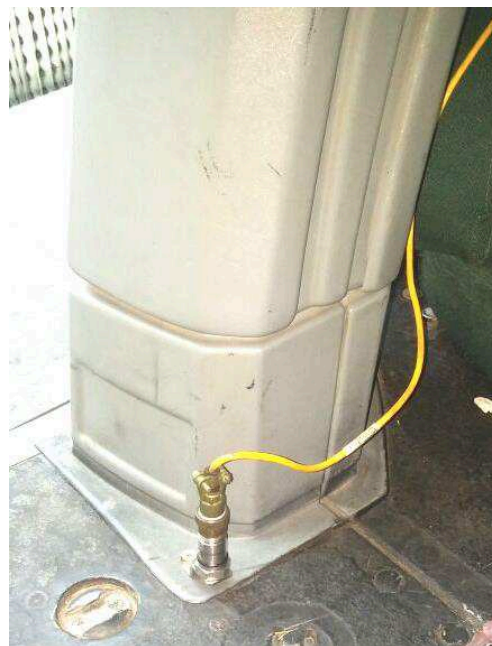


FIGURA 50 - Acelerômetro 991D1 na posição lateral (Y)

Fonte: AUTOR, 2018

O balanceamento dinâmico do rotor principal é dividido em 4 fases de captação: Solo, pairado, voo em PMC (Potência Máxima Contínua) e voo em curva de 45°. Estas fases são obrigatórias e sequenciais, ou seja, o operador apenas poderá avançar para a próxima fase de balanceamento caso o nível vibratório da fase atual e anterior estiverem dentro do permitido pelo manual de manutenção.

O manual de manutenção do AS 365 K atenta para condições mínimas para realizar as leituras de vibrações, e são elas:

- A aeronave deve estar aprouada com o vento relativo, em um piso plano e com o freio de estacionamento puxado quando em giro no solo;
- A velocidade do vento no local não deve exceder 27,78 km/h (15 nós);
- O peso da aeronave deve estar maior que 3800 kg.
- Quando em voo, as leituras devem ser realizadas com altura 1640 ft ou 500 m.

No Quadro 4 encontram-se os critérios de nível de vibração permitida pelo manual de manutenção e o limite de ajuste em cada fase de captação.

QUADRO 4 - Limites de cada fase de captação.

ENVELOPE DE OPERAÇÃO	VIBRAÇÃO MÁXIMA PERMITIDA	AJUSTE MÁXIMO PERMITIDO	TRACKING PERMITIDO
SOLO	0,2 IPS (Y)	Máximo de 12 placas de balanceamento por punho.	6 mm
PAIRADO	0,2 IPS (Y)	Máximo de 12 placas de balanceamento por punho.	6 mm
PMC	0,2 IPS (Z)	Máximo de $\pm 8^\circ$ por <i>TAB.</i>	20 mm
CURVA 45°	0,35 IPS (Z)	Máximo de $\pm 8^\circ$ por <i>TAB.</i>	===

Em giro no solo e em voo pairado dentro do efeito solo o ajuste máximo permitido é 12 placas de balanceamento (Figura 51) em cada punho, em no máximo 2 punhos adjacentes, ou seja, 2 punhos da cabeça sempre permanecerão sem pesos de balanceamento.

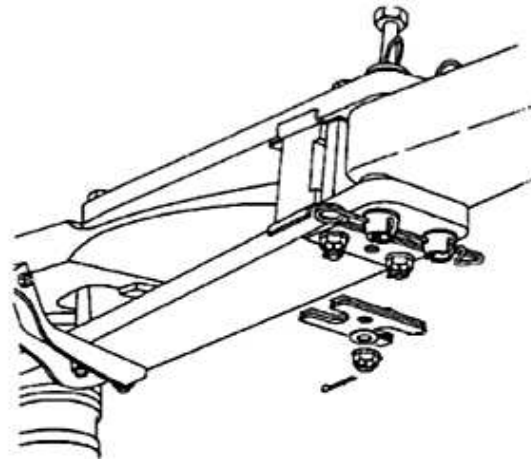


FIGURA 51 - Placa de balanceamento adicionada ao punho

Fonte: AIRBUS, 2014.

Nestas fases a informação levada em consideração para o ajuste é a de vibração lateral (Y) que é obtida do acelerômetro próximo à coluna 9°.

Quando algum ajuste é necessário em voo de PMC ou em curva 45° o manual de manutenção permite ajustes de no máximo 8° positivo ou 8° negativo em cada um dos *tabs* que são permitidos ajuste, ou seja, no *tab* 5 e 6. Como referência, o manual de manutenção informa que cada grau no *tab* representa aproximadamente 5 mm de diferença de altura na ponta da pá, para cima ou para baixo, conforme apresentado na Figura 52.

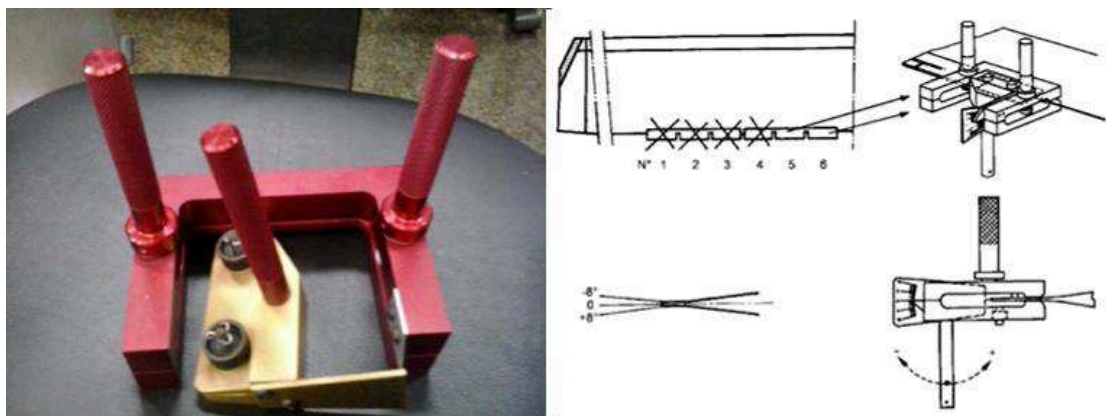


FIGURA 52 - Ferramenta de correção do TAB

Fonte: BARROS; VARGAS; DOS REIS, 2014

Nestas fases de voo toma-se como referência para ajustes a vibração vertical (Z) que será captada pelo acelerômetro instalado na lateral esquerda do console central.

Mesmo as informações de vibração vertical (Z), para giro no solo e pairado, e vibração lateral (Y), para voo em PMC e curva 45° não sendo utilizadas para a correção do

desbalanceamento, é importante que se tome dados destas em todas as fases. Isto dará informações sobre as condições da aeronave e em futuras pesquisas de *panes*, caso haja.

Em qualquer fase de ajuste, os *links* podem ser utilizados para o ajuste do *tracking* das pás, menos o *link* amarelo como já mencionado anteriormente.

As hastes de comando, de formato sextavado, que atuam na posição do punho para alterar o ângulo da pá é chamada de *Link*. Como referência, o manual de manutenção informa que cada *flat* (1/6 de volta) no *link* representa aproximadamente 6 mm de diferença de altura na ponta da pá, para cima ou para baixo. O ajuste no *link* deve ser cuidadosamente estudado para corrigir desbalanceamentos em voo, por ter mais efetividade no conjunto da cabeça do rotor.

O *tracking* permitido do Quadro 4 informa o limite máximo de distância que pode existir entre as pás em relação a pá referência (pá amarela). Para uma referência visual, a medida de uma cibra padrão é de aproximadamente 6 mm.








4.2.1 - Balanceamento do rotor principal no solo

Na prática de balanceamento, o primeiro ajuste deve ser do *tracking* (trajetória) das pás. Uma mudança de trajetória de uma pá causa vibrações, pois altera o faseamento das pás ou avanço-e-recuo (a pá alta atrasa e a pá baixa avança), que pode ser sentido como desbalanceamento e levar o operador a um ajuste incorreto. No 1º giro o *tracking* e as vibrações foram captadas, porém apenas o *tracking* sofrerá ajustes. Partindo do princípio que as hastes de comando de passo são sextavadas, cada uma possui 6 flats. Assim, ajustaremos 2 flats de *link* subindo a pá azul e 1 flat descendo a pá preta, conforme apresentado na Tabela 2.

No 2º giro percebe-se que a vibração (Y) diminuiu, porém, as pás já estão com o *tracking* dentro dos limites aceitáveis. A partir disto, pode-se iniciar o ajuste com placas de balanceamento. Em seguida, aplicam-se os dados de fase horária (PHS) e amplitude de vibração (IPS) no gráfico K da Figura 53, disponibilizado pelo manual de manutenção para encontrar o ajuste necessário para a correção do balanceamento. O ajuste sugerido pelo gráfico seria adicionar aproximadamente 7 placas de balanceamento no punho vermelho. Por experiência nesta prática, faz-se aproximadamente a metade do ajuste indicado para conhecer a tendência do rotor (erro de fase e sensibilidade). No 3º giro, foi constatado com o resultado do ajuste, que o rotor possui um erro de fase de “-1 h”, a partir desta informação, um segundo ajuste deve ser realizado, adicionando 2 placas no punho preto. Com isso, no 4º giro o rotor principal já se encontrava balanceado no solo, habilitado para o primeiro voo pairado.

Partindo do princípio de que em cada ajuste de desbalanceamento que for executado, independente de qual envelope de operação, todos os outros envelopes devem ser conferidos para verificar se o ajuste alterou a amplitude de vibração ou tracking. Por este motivo, realizou-se os giros número 5, 6 e 7, a fim de verificar se as leituras ainda se encontram dentro dos limites satisfatórios.

TABELA 2 - Balanceamento do rotor principal no solo

Giro	PHS	IPS	TRACKING	CORREÇÃO
1	1:58	0.47		2↑ AZ / 1↓ PR
2	1:45	0.33		+4 VR
3	12:00	0.19		+2 PR
4	11:19	0.08		===
5	10:57	0.11		===
6	11:24	0.09		===
7	11:18	0.08		===

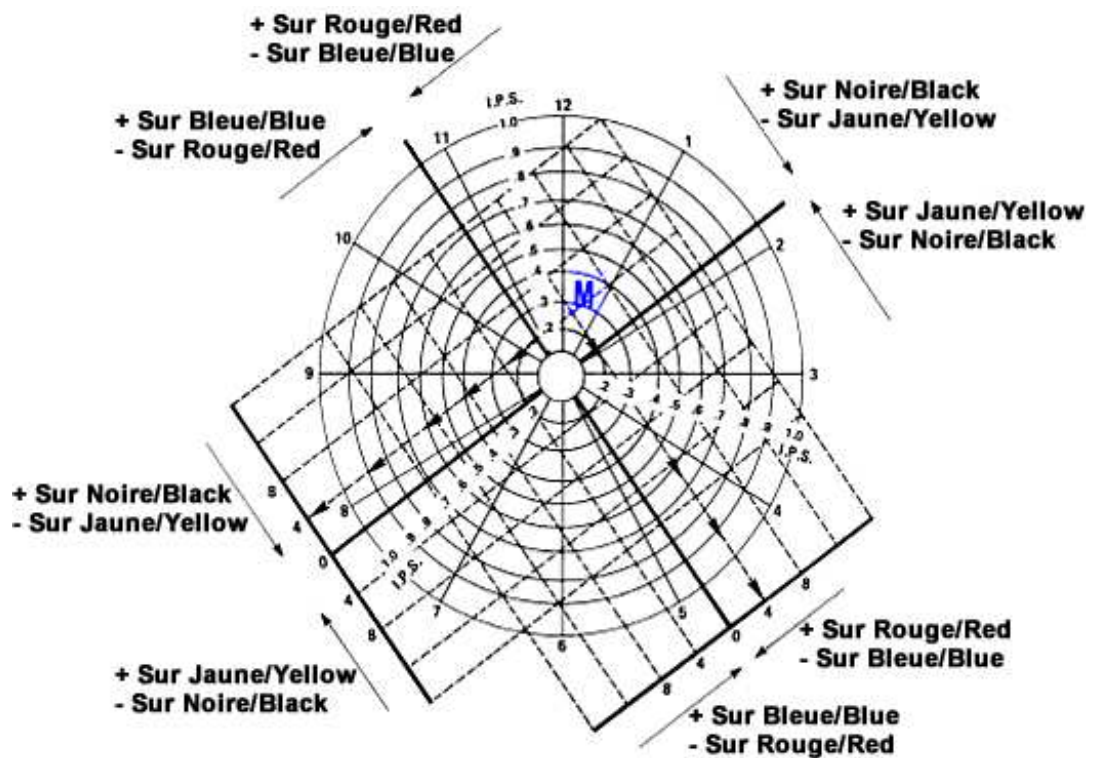


FIGURA 53 - Gráfico de correção da vibração lateral (Y)

Fonte: AIRBUS, 2014.





4.2.2 - Balanceamento do rotor principal do voo no pairado

A partir do 4º giro o primeiro voo pairado dentro do efeito solo foi realizado encontrando um nível vibratório dentro dos limites aceitáveis pelo manual, porém o *tracking* encontrava-se com a pá preta desalinhada, conforme apresentado na Tabela 3. Para correção, foi aplicado 1/2 flat, ou seja, 1/12 de volta na haste de comando de passo, subindo a pá preta. Na Tabela 3 pode-se observar que a correção do desalinhamento das pás no pairado influenciou no nível vibratório e no *tracking* das pás no solo, porém, nenhum ajuste foi necessário por ainda se encontrar dentro dos critérios permitidos. Em voo pairado a aeronave encontrava-se com 0.13 IPS, também dentro dos critérios permitidos, e assim, estando habilitada para o voo em PMC.

É recomendado que, desbalanceamentos em voo pairado sejam corrigidos atuando nos *links*, pois o mesmo tem melhor efetividade nesta condição de operação.

Assim como em giro no solo, os giros número 6 e 7 foram realizados para observar se os ajustes executados em outros envelopes de operação tiveram interferência no envelope de voo no pairado.

TABELA 3 - Balanceamento do rotor principal em voo no pairado

GIRO	PHS	IPS	TRACKING	CORREÇÃO
4	4:28	0.17		½ ↑ PR
5	4:56	0.13		===
6	4:48	0.14		===
7	4:42	0.13		===

4.2.3 - Balanceamento do rotor principal no voo em PMC

Como a aeronave está saindo de manutenção e em voo de análise de vibração é aconselhável que a velocidade da aeronave seja evoluída gradativamente para poder-se observar a evolução do nível vibratório. Por isto, após o helicóptero habilitar-se para a leitura em voo à frente, faz-se uma primeira avaliação dos parâmetros a aproximadamente 80 nós. Neste caso, a aeronave encontrava-se em condições de elevar a velocidade para a PMC (Potência Máxima Continua), conforme apresentado na Tabela 4. No 5º giro, após os dados




do pairado estar satisfatório, o voo em PMC encontrou 0.43 IPS e com o *tracking* das pás desalinhado, conforme apresentado na Tabela 4. No Gráfico de correção em voo da Figura 54 observa-se que a correção do *tracking* é mesmo necessário para a correção do nível vibratório. Aplicando os dados captados em voo o gráfico sugere que seja aplicado 5° graus positivos na pá preta e 3° positivos na pá azul. Os graus positivos tendem a baixar a pá, ou seja, a pá perde altura em relação ao conjunto da cabeça do rotor principal. Parecido com o ajuste no *link*, cada grau aplicado no *Tab*, representa aproximadamente 5 mm na ponta da pá, segundo o manual de manutenção.

Os ajustes sugeridos pelo gráfico de correção podem ser divididos nos *Tabs* 5 e 6. Neste caso, foi aplicado 3° no *TAB* 5 e 2° no *TAB* 6 da pá preta. E 2° no *TAB* 5 e 1° no *TAB* 6 da pá azul. Este ajuste foi para exemplificar que este modelo de aeronave tem baixa efetividade em resposta de ajustes realizado nos *Tabs*, como pode-se constatar no 6° giro, onde houve uma reação do rotor, porém ainda não o suficiente. Dessa forma, dobrou-se os ajustes sugeridos pelo gráfico de correção, aplicando-se mais 4° positivos (divididos nos dois *Tabs*) na pá preta e 4° positivos (divididos nos dois *Tabs*) na pá azul.

O 7° e último giro, constata-se que, os ajustes realizados em voo, ocasionaram pequenas oscilações nas leituras de solo e pairado, conforme apresentado nas Tabelas 2 e 3 sem que as mesmas extrapolassem os critérios permitidos pelo manual. Sendo assim, o balanceamento do voo em PMC é finalizado com nível vibratório de aproximadamente 0.08 IPS.

Após o balanceamento satisfatório em voo, são captados dados do voo em curva de 45° conforme apresentado na Tabela 5, onde a captação do *tracking* não é solicitada pelo manual e nenhum ajuste de correção foi necessário devido ao baixo nível vibratório.

TABELA 4 - Balanceamento do rotor principal em voo de PMC

GIRO	PHS	IPS	TRACKING	CORREÇÃO
5	5:16	0.43		+5° PR / +3° AZ
6	5:58	0.27		+4° PR / +4° AZ
7	7:10	0.08		===

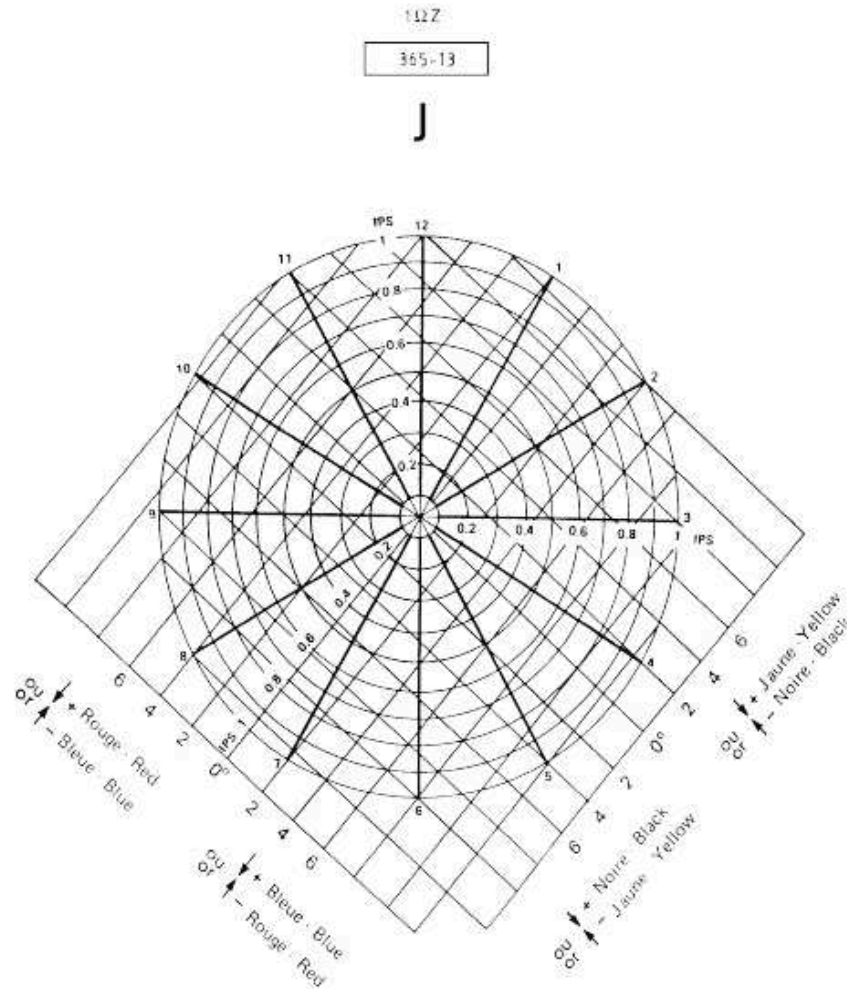


FIGURA 54 - Gráfico de correção da vibração vertical (Z)

Fonte: AIRBUS, 2014.

TABELA 5 - Balanceamento do rotor principal em voo de curva 45°

GIRO	PHS	IPS	TRACKING	CORREÇÃO
7	5:16	0.15	===	===

4.3 - Espectro de vibração

Todas máquinas rotativas são elementos mecânicos complexos e articulados. As peças que sofrem excitação podem oscilar, e essas, transmitir-se pelas articulações aos demais elementos acoplados. O resultado é um complexo de frequências que caracteriza o sistema da aeronave. Cada vez que uma peça altera suas características mecânicas por desgaste ou trinca, um componente de frequência do sistema será alterado. Havendo alteração no acoplamento entre as peças, altera o coeficiente de transmissão do sinal entre as peças e, em consequência,

a forma de frequência global do sistema. Folgas, defeitos ou desalinhamentos refletem-se na alteração de frequências ou no surgimento de novas frequências.

O ensaio não destrutivo por análise de vibração é realizado interpretando e analisando essas frequências, ou seja, as assinaturas espectrais. Esta assinatura deve ser observada depois de realizado o balanceamento da aeronave em todos os envelopes de voo, assim como prevê o fabricante em manual de manutenção.

De posse de uma base de dados iniciais, pode-se identificar futuramente, se existe alguma deterioração acontecendo devido a algum dado se mostrar diferente. O espectro também pode ser utilizado para identificar um problema no caso da dificuldade em deixar os níveis vibratórios dentro dos valores estipulados pelo fabricante da aeronave. Com esta ferramenta, pode-se identificar se o problema de desbalanceamento é oriundo apenas de ajustes padrões de trajetória das pás, balanceamento do rotor ou se o real problema do balanceamento está em algum fator não aparente, como um número de rotação incorreto, um eixo desalinhado, componente da suspensão deteriorado, etc.

Para realizar uma correta leitura de espectro é preciso seguir as instruções do manual de manutenção da aeronave que diz que o acelerômetro ou um velocímetro deve ser preso verticalmente na montagem universal por um produto adesivo específico ou parafusando seu suporte no assoalho da cabine atrás do assento do piloto, posição nomeada pela sigla “1P”. Além deste, instalamos um acelerômetro próximo a caverna 9° da aeronave, posição nomeada por “AFT” (à retaguarda) e um acelerômetro para leituras de informação atrás do banco do copiloto, nomeado de “2P” conforme apresentado na Figura 55. É importante certificar-se de que o equipamento de medição e os cabos de ligação dos acelerômetros e captor magnético estarão livres de interferências durante o voo.

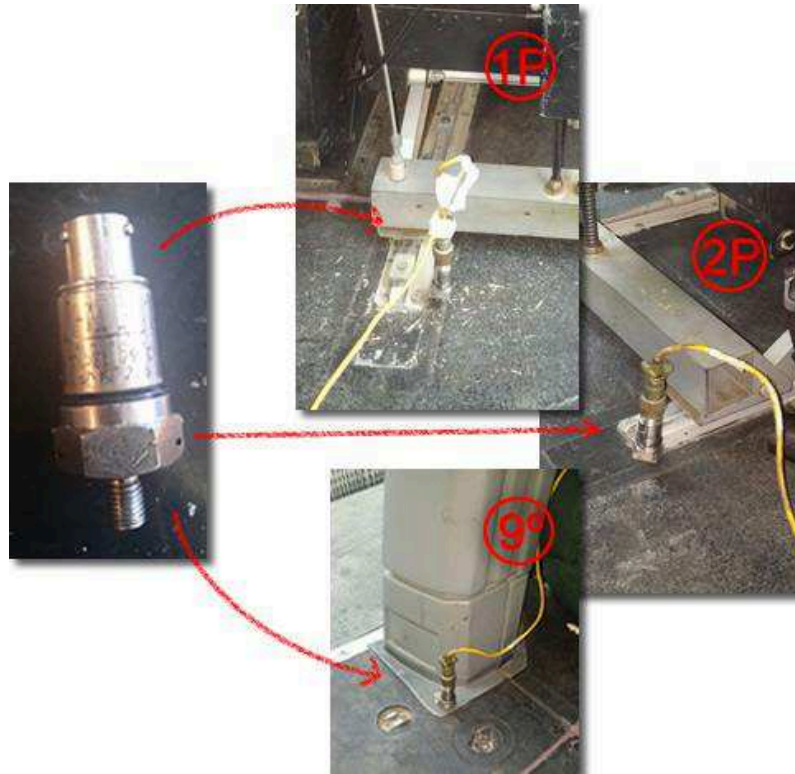


FIGURA 55 - Acelerômetro modelo 991D1 e suas posições de instalação na aeronave

Fonte: AUTOR, 2019.

Um padrão no método de medição do espectro de vibração é regido pelo manual de manutenção, que estipula que a aeronave deve estar nas seguintes condições:

- Peso da aeronave: 3800 kg (8377 lbs) aproximadamente;
- As leituras devem ser feitas nas condições de solo, em voo pairado dentro do efeito solo e em voo nivelado *estabilizado* em PMC (140 Kts ou 260 Km/h aproximadamente, com altura 1640 ft ou 500 m).

Para ler e analisar os gráficos de espectro de vibração é necessário identificar os seus componentes. No eixo vertical do gráfico apresenta a amplitude de vibração em IPS (Inch Per Second) e no eixo horizontal as frequências expressas em RPM ou Hertz. Um quadro no canto superior direito de cada gráfico é destacado a informação dos eixos em que o cursor está localizado. Na Figura 56 observa-se um espectro de frequências plotado pelo Analyzer Aces 2020, realizando a leitura de dois acelerômetros em voo de potência máxima contínua.

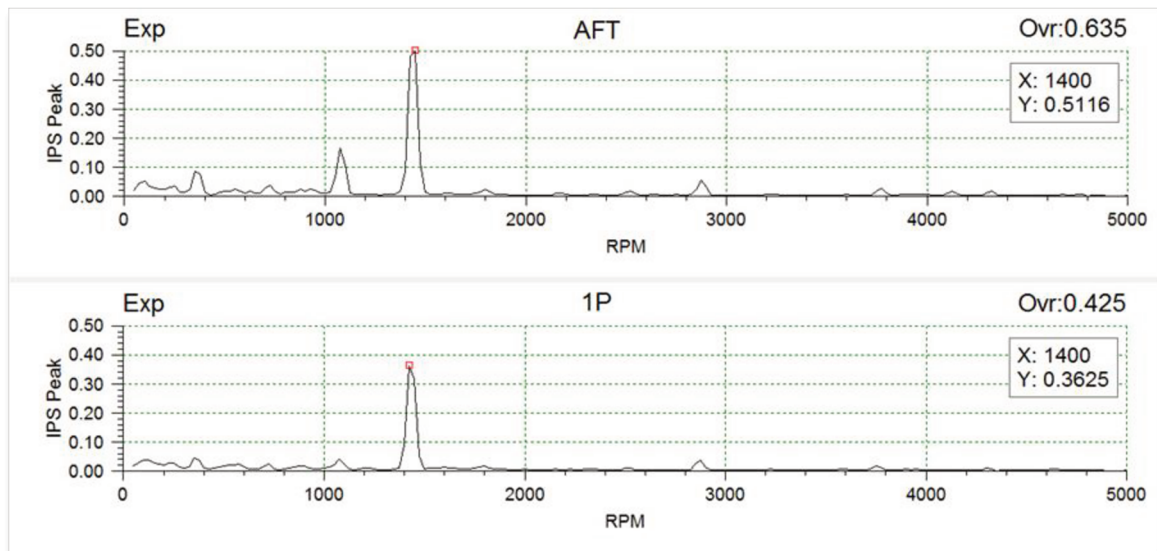


FIGURA 56 - Espectro de frequência de PMC em IPS x RPM

Fonte: NICOLINI; QUINTELLA-DA-SILVA; ALVES, 2016.

Analisando essa “assinatura espectral” fica destacado alguns importantes pontos para diagnósticos de possíveis discrepâncias: a frequência fundamental (350 RPM) encontra-se com seu pico de vibração 1Ω abaixo de 0,10 IPS em *AFT* e 0,05 IPS em *1P*; o maior pico do gráfico está em 4Ω (1400 RPM) que possui valores de 0,51 IPS em *AFT* e 0,36 IPS em *1P* (estas faixas de amplitude de vibração são consideradas normais para operação deste modelo de helicóptero).

O 1Ω e 4Ω citados anteriormente, são os principais indicadores de anormalidades na aeronave, porém, demais harmônicas da frequência fundamental, como: 2Ω , 8Ω e etc., também devem ser observadas, levando em consideração que uma alteração do gráfico de espectro de uma máquina é possivelmente um indicativo de desgastes e/ou falhas em potencial.

4.3.1 - Padrão para espectro de vibração

Em análises de espectro em que não se tenha um histórico da assinatura vibratória daquela respectiva aeronave ou quando o profissional executor não possuir experiência em análise de espectro daquele modelo de aeronave, criou-se um modelo genérico para servir como dado comparativo para se investigar determinada discrepância de amplitude em uma respectiva frequência.

Para este modelo de referência foram analisadas cinco leituras realizadas em aeronaves do mesmo modelo com configurações de balanceamento semelhantes, para que o mesmo não interferisse nos resultados.

Todas as leituras foram realizadas após uma grande inspeção, como anteriormente mencionada, onde as leituras analisadas neste trabalho são apenas na condição de voo em PMC (potência máxima contínua) com a vibração nominal, ou seja, em torno de 350 RPM (1Ω) ajustada para aproximadamente 0,10 IPS (Z) e *tracking* das pás alinhado dentro dos parâmetros do manual de manutenção.

A Figura 57 é o gráfico da aeronave 5 na condição de voo em PMC com o ponto de tomada de dados na posição vertical (Z) analisado pelo software *AvTrend Silver* e editado para destacar as frequências mais relevantes para este modelo específico de aeronave.

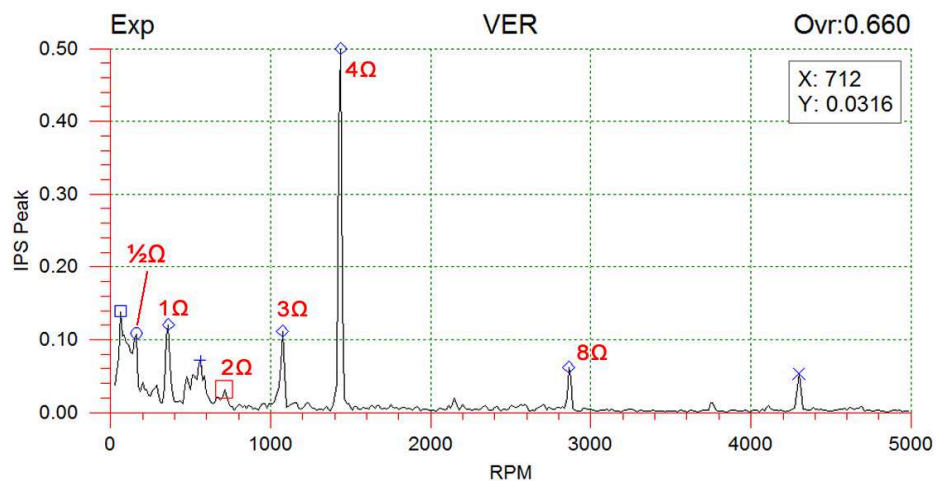


FIGURA 57 - Espectro de vibração da aeronave 5 no software AvTrend Silver.

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; et al, 2018.

Assim como destacado nos parágrafos 2.8 (Espectro de Fourier) e 2.9 (Características das vibrações em helicópteros), na Tabela 6 observa-se as amplitudes em IPS encontradas para a frequência fundamental (1Ω) e suas harmônicas ($\frac{1}{2}\Omega$, 2Ω , 3Ω , 4Ω e 8Ω) destacadas na Figura 57 acompanhadas por dados de amplitudes laterais (Y) e verticais (Z) de mais 4 aeronaves estudadas.

TABELA 6 - Leituras de espectros de vibração em voo de PMC

AERONAVE	RPM	175	350	700	1050	1400	2800
	Eixo	1/2 Ω	1 Ω	2 Ω	3 Ω	4 Ω	8 Ω
1	Y	0,034	0,048	0,008	0,02	0,431	0,093
	Z	0,034	0,061	0,005	0,013	0,481	0,095
2	Y	0,024	0,097	0,043	0,071	0,585	0,056
	Z	0,032	0,058	0,061	0,061	0,67	0,183
3	Y	0,102	0,114	0,023	0,063	0,477	0,028
	Z	0,146	0,109	0,06	0,098	0,466	0,117
4	Y	0,099	0,147	0,01	0,026	0,298	0,07
	Z	0,087	0,153	0,024	0,051	0,521	0,117
5	Y	0,11	0,141	0,037	0,076	0,318	0,053
	Z	0,107	0,139	0,031	0,118	0,535	0,066

Fazendo uma média de cada amplitude nas cinco aeronaves pesquisadas, obtém-se os dados plotados na *Tabela 7*.

TABELA 7 - Média de espectro de vibração em voo de PMC

	RPM	175	350	700	1050	1400	2800
	Eixo	1/2 Ω	1 Ω	2 Ω	3 Ω	4 Ω	8 Ω
MÉDIA	Y	0,07	0,11	0,02	0,05	0,42	0,06
	Z	0,08	0,10	0,04	0,07	0,53	0,12

Em posse desses dados um gráfico genérico foi criado para servir como referência quando não se possui valores anteriores de uma assinatura para comparação, conforme apresentado na Figura 58.



FIGURA 58 - Média de espectro de vibração em voo de PMC

Fonte: QUINTELLA-DA-SILVA; et al, 2018.

Como já mencionado anteriormente, os valores de 4 Ω, apesar de se destacarem por sua alta amplitude de vibração, é normal para este tipo de aeronave, partindo do princípio que as frequências múltiplas dos números das pás (no caso do Douphin são 4 pás) são as que irão transmitir vibração para a estrutura da aeronave no eixo vertical (eixo que transmite vibrações de maior intensidade). Essa informação de média de leitura de espectro de vibração descartará uma suspeita de alteração na frequência de 4 Ω.

4.3.2 - Estudo de caso

Com base em estudos e análises de comportamentos dos espectros de frequências da aeronave AIRBUS AS 365K o fabricante da aeronave elaborou um cartão de manutenção para permitir a localização rápida dos defeitos na origem de suas vibrações excessivas.

A interpretação dos resultados é feita comparando as leituras previamente obtidas quando o nível de vibração da aeronave era aceitável (isto é, leitura realizada após a liberação da aeronave depois de uma grande intervenção). Esta leitura deve servir como base de dados para investigação de desgastes prematuros em componentes da aeronave.

Recomenda-se registrar após a última leitura, informações específicas relevantes: peso da aeronave, altura da leitura, velocidade da aeronave, ponto de ensaio, eixo de ensaio, data e número de série da aeronave.

O diagnóstico da vibração pode ser dado por análise de gráficos ou por análise de uma *tabela* de fontes e harmônicos, que identificam os possíveis locais e ações corretivas para solucionar o excesso de vibração.

Na seção 2.13 do capítulo 2 (Rotina de diagnóstico) encontra-se um extrato traduzido do cartão de trabalho “05.53.00.232” do manual de manutenção da aeronave *AIRBUS AS 365K*, contendo a frequência e em qual envelope de voo a aeronave se encontra, as possíveis causas, as ações a serem tomadas e as referências dos manuais que devem ser utilizados para execução dos procedimentos corretivos.

A seguir, é demonstrado uma aplicação da ferramenta de espectro de vibração na identificação de uma anomalia.

4.3.2.1 - Identificação de descolamento da bucha do braço da estrela

No caso de uma utilização correta e recorrente do espectro de vibração como ferramenta de manutenção preditiva, um hipotético descolamento da bucha do braço da estrela poderia ser descoberto antecipadamente.

Seguindo a rotina de diagnóstico, se for identificado uma alteração na frequência de 350 RPM (1 Ω Z – vertical) na condição AFE (All Flight Envelope), ou seja, uma anomalia com esta configuração deve ser considerada independente do envelope de voo que a aeronave se encontrar. Enquadrando esta discrepância no cartão de trabalho “05.53.00.232” do manual de manutenção, encontra-se algumas regiões da aeronave para serem observadas:

- Condição dos *Tabs*
- *Tab* nº5 e nº6 com ajuste incorreto
- Mancal esférico laminado (MEL): as correções no *Link* não dão o resultado desejado
- Folga na rótula ou folga na **bucha do braço da estrela (descolamento)**

Os itens acima devem ser inspecionados e analisados, no caso em questão, além de uma verificação visual nas rótulas dos adaptadores de frequência e principalmente no cordão de cola e nas buchas dos braços da estrela. Outra forma de constatar alguma alteração desta região é verificar a amplitude de vibração em 700 RPM (2 Ω Y – lateral) na condição AFE, que segundo o cartão de trabalho do manual de manutenção, também é um indicativo de anormalidades nesta região.

Este ensaio pode identificar um grave problema, ou a evolução do mesmo, que é o descolamento da bucha do braço da estrela. Este descolamento pode se iniciar com uma simples trinca no cordão de cola e evoluir para uma perda no cordão de cola da bucha. Com os esforços presentes na cabeça do rotor principal durante o funcionamento do helicóptero, uma falha na bucha da estrela pode resultar em sérios problemas na operacionalidade da máquina e conseqüentemente na segurança de operação. Na Figura 59 é apresentado os três tipos de conjunto da bucha do braço da estrela e rótula do adaptador de frequência; sendo (1) bucha do braço da estrela e (2) cordão de cola da bucha.

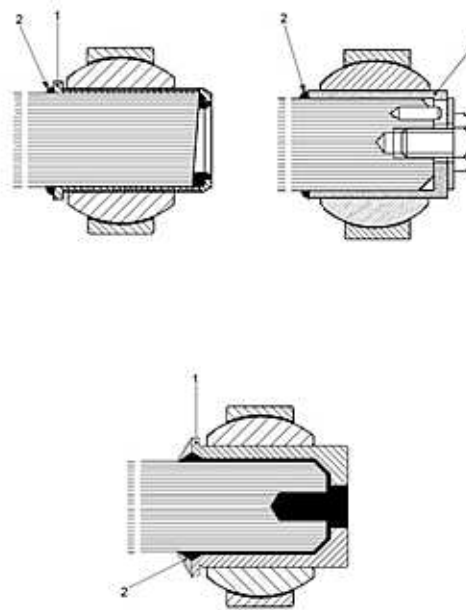


FIGURA 59 - Três tipos de conjunto da bucha do braço da estrela e rótula do adaptador de frequência. (1) Bucha do braço da estrela. (2) Cordão de cola da bucha.

Fonte: AIRBUS, 2014.

A Figura 60 apresenta o início de uma trinca no cordão de cola entre a bucha e o braço da estrela.

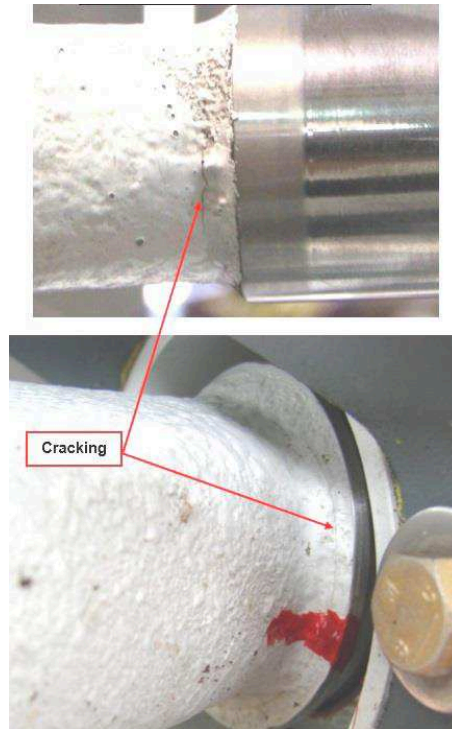


FIGURA 60 - Trinca no cordão de cola da bucha do braço da estrela.

Fonte: AIRBUS, 2014.

Na Figura 61 observa-se com maior detalhe a evolução da trinca do cordão de cola, acarretando no descolamento da bucha.



FIGURA 61 - Descolamento da bucha do braço da estrela.

Fonte: AIRBUS, 2014.

A Figura 62 utilizou-se de uma escala graduada como referência para identificar e confirmar o desalinhamento da bucha do braço da estrela como resultado do descolamento da mesma.

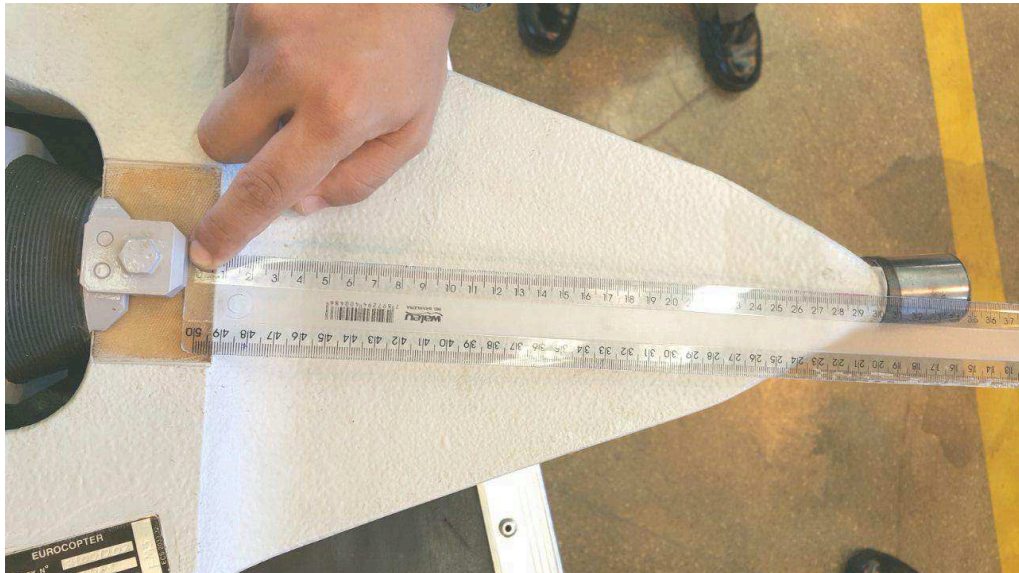


FIGURA 62 - Desalinhamento da bucha do braço da estrela após perda do cordão de cola.

Fonte: AUTOR, 2017.

No caso de alguma anormalidade ou suspeita, o manual de manutenção direciona o profissional para a execução do cartão de trabalho “62.20.00.601” e em complemento a este, pode-se consultar o cartão de trabalho “62.20.04.603” que descreve os procedimentos para inspeção/verificação e critérios de reparo e sucateamento para cada modelo (part number) da estrela.

5. CONCLUSÕES

Neste trabalho foram apresentadas técnicas de balanceamento aplicadas em um helicóptero específico e a importância deste procedimento ser executado com o máximo de excelência e com um mínimo de tempo consumido. Para isto, foi necessário descrever os procedimentos de uma rigagem dos comandos do rotor principal, assegurando que os comandos gerados na cabine de pilotagem sejam transmitidos na mesma proporção para as superfícies de comando, influenciando diretamente no *tracking* das pás da aeronave.

Em seguida foi demonstrado um modelo de distribuição de pás, que visa deixar o rotor de cauda o mais balanceado possível em sua montagem estática, que, somado a aplicação do gráfico desenvolvido para correção do balanceamento e adaptado para utilização de fotocélula, otimiza o processo de balanceamento dinâmico do rotor traseiro, permitindo baixar a vibração para menos de 0,10 IPS em aproximadamente 3 giros.

Uma técnica de distribuição de pás também foi aplicada no rotor principal, utilizando conceitos de variação do ângulo de incidência das pás e a identificação da tendência de cada pá com relação as peculiaridades existentes no conjunto mastro/cabeça da aeronave. Atitude que resultará em um melhor alinhamento da trajetória das pás, contribuindo diretamente para a otimização dos processos de balanceamento em todas as fases de captação. A análise de vibração demonstrada, ainda possibilitou identificar erros de fase horária do rotor e métodos de correção do desbalanceamento que aumentam a eficácia dos ajustes. Aperfeiçoando assim, o processo de balanceamento do rotor principal da aeronave.

Para complementar o processo de análise de vibração foi demonstrada a utilização da análise de espectro de vibração como ferramenta de identificação de desgastes prematuros e falhas latentes em componentes do helicóptero, utilizando-se também, de um padrão médio de assinatura vibratória aplicada em casos de ausência de histórico da aeronave a ser analisada, procurando otimizar a manutenção na busca de diagnósticos eficazes em menos tempo e aumentar a segurança da operação com helicópteros.

O somatório de técnicas apresentadas neste trabalho possui resultados práticos na otimização do balanceamento completo da aeronave, visando demonstrar métodos e rotinas que tornam a manutenção e os ajustes mais eficazes, ou seja, em menos tempo, capaz de prever problemas e programar manutenções pontuais, trazendo segurança e economia na operação com helicópteros.

REFERÊNCIAS

ABRAPHE. Associação Brasileira de Pilotos de Helicóptero. **Estudo Da Abraphe Confirma São Paulo Como Capital Mundial Do Helicóptero**. 2013. Disponível em: <https://www.abraphe.org.br/estudo-da-abraphe-confirma-sao-paulo-como-capital-mundial-do-helicoptero/>. Acesso em: 26 Jan. 2019.

ACES SYSTEMS/TEC Aviation Division. **Model 2020 ProBalancer Analyzer User Manual**. 2ª Edição. 2005.

ACES SYSTEMS. **ProBalancer Analyzer Model 2020**. Disponível em: <https://www.acesystems.com/2020-2/>. Acesso em 21 Jun. 2016.

AEROSPATIALE. **Instruction Manual Basic (THM)**. Main systems AS 365K – DOUPHIN. 1989.

AIRBUS. AS365K Panther Básico. **Manual de Manutenção**. HELIBRAS, v.1/8, 1ª Edição, Revisão 2013.

AIRBUS. AS365K Panther Básico. **Manual de Manutenção**. HELIBRAS, v.6/8, 1ª Edição, Revisão 2014.

AIRBUS. AS365K Panther Básico. **Manual de Manutenção**. HELIBRAS, v.8/8, 1ª Edição, Revisão 2014.

AMT HANDBOOK. FAA - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION - Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe – vol. 1. Chapter 02: **Aerodynamics, Aircraft Assembly, and Rigging**. FAA. 2012.

ANAC. Regulamento Brasileiro de Aviação Civil, RBAC nº 01, Emenda nº 02. **Definições, regras de redação e unidades de medida para uso nos RBAC**. Brasília. 2011.

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

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

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

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

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

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

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

DE SOUZA, A. V.; GOMES, J. C.; FERNANDES, R. S. **Qualidade da mão de obra na manutenção**. 2014. 19f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) – UNESP, Bauru. 2014.

DSI-HUMS. DIAGNOSTICS SOLUTIONS INTERNATIONAL LLC. **Chadwick Helmuth History**. Disponível em: <http://www.dsi-hums.com/chadwick-helmuth-history/>. Acesso em: 31 Jan. 2019.

ERLER, V. **Notas Análise de Vibrações**. 2015. 25f. (Desenvolvimento de material didático ou instrucional – Apostila) – Espírito Santo, IFES.

FIGUEIRA, J. M. P. **Análise de vibrações**. 2ª Edição - Itajubá: HELIBRAS. 2012. 68p.

Fórum Defesa Brasil – Aviação do Exército. **Aeronave AS 365 K**. Disponível em: <https://www.defesabrasil.com/forum/viewtopic.php?t=2695&start=285>. Acesso em: 26 Jan. 2019.

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

GOMES, V. A. **Teoria de vibração para helicópteros**. 5ª Edição – São José dos Campos: Centro Técnico Aeroespacial. 1999. 225p.

IAC. Instituto de Aviação Civil - **Mecânico de Manutenção Aeronáutica** - Matérias Básicas -. Brasília- DF. 2002.

LANARI, A. P.; MIRANDA, H. H. F. **Concepção de uma plataforma experimental para estudo de controle de um modelo reduzido de helicóptero**. 2004. 113f. Monografia (Graduação em Engenharia Mecatrônica) – Brasília, UNB. 2004.

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

PARRA R. B. **Teoria de vôo e aerodinâmica de helicópteros**. 2016. 76f. (Desenvolvimento de material didático ou instrucional – Apostila) - Belo Horizonte, FUMEC. 2016.

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

PERDOMO, R. E. **Análise De Vibrações em uma Aeronave Bell 206 e Correção das mesmas usando a ferramenta Vibrex 2000**. 2004. 82f. Trabalho de Conclusão de Curso (Tecnólogo em Manutenção de Aeronaves) – Tuiuti, UTP. 2004.

QUINTELLA-DA-SILVA, L. G. A.; CAMARGO, J. R.; **Rigagem dos comandos de voo do rotor principal de um helicóptero**. In: CONGRESSO INTERNACIONAL DE CIÊNCIA, TECNOLOGIA E DESENVOLVIMENTO, VI., 2017. Taubaté, UNITAU. VI CICTED, 2017. 19p.

QUINTELLA-DA-SILVA, L. G. A.; NICOLINI, A. L. S.; DAMY, L. F.; CAMARGO, J. R. **Reconhecimento de padrão para referência do espectro de vibração em voo**. In: CONGRESSO INTERNACIONAL DE CIÊNCIA, TECNOLOGIA E DESENVOLVIMENTO, VII., 2018. Taubaté, UNITAU. VII CICTED. 2018. 20p.

RAO, S. S. **Vibrações mecânicas** - 4ª Edição - São Paulo: Pearson Prentice Hall. 2009.

STUPAR, S.; SIMONOVIĆ, A.; JOVANOVIĆ, M. Measurement and analysis of vibrations on the helicopter structure in order to detect defects of operating elements. **Revista Scientific Technical Review**. Berlin, v. 062, n. 1, p. 058-063. Mar. 2011.

VIEIRA, F. **Método e Técnicas de Análise de Vibração**. 2006. 22f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) - S.I. UGB. 2006.

XAVIER, J. N. **Indicadores de manutenção**. 2011. 14f. Artigo (Pós-graduação em Engenharia de Manutenção) - PUC-MG, S.I., 2011. Disponível em: <https://www.trabalhosfeitos.com/ensaios/Indicadores-De-Manutencao/35392.html>. Acesso em: 18 Fev. 2019.