

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

MARIANA FERNANDES PINHEIRO SILVA

Balanceamento Dinâmico e Aerodinâmico de Rotores em Helicópteros: Estudo de Caso Aplicado
a Aeronave Real

São João da Boa Vista
2024

MARIANA FERNANDES PINHEIRO SILVA

**Balanceamento Dinâmico e Aerodinâmico de Rotores em Helicópteros: Estudo de Caso Aplicado
a Aeronave Real**

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho
de Curso de Graduação em ENGENHARIA AE-
RONÁUTICA do Campus de São João da Boa Vista,
Universidade Estadual Paulista, como parte dos re-
quisitos para obtenção do diploma de Graduação
em ENGENHARIA AERONÁUTICA.

Orientador: Profº Dr. ÉDER LUIZ OLIVEIRA
Coorientador: Eng. M.Sc. DANTE RICARDO
AMBROSIO

São João da Boa Vista

2024

S586b

Silva, Mariana Fernandes Pinheiro

Balanceamento dinâmico e aerodinâmico de rotores em helicópteros : estudo de caso aplicado a aeronave real / Mariana Fernandes Pinheiro Silva. -- São João da Boa Vista, 2024

61 p.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (UNESP), Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista

Orientador: Éder Luiz Oliveira

Coorientador: Dante Ricardo Ambrósio

1. Helicópteros militares. 2. Helicopters. 3. Rotors Dynamics. 4. Rotores. I. Título.

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**BALANCEAMENTO DINÂMICO E AERODINÂMICO DE ROTORES EM
HELICÓPTEROS: ESTUDO DE CASO APLICADO A AERONAVE REAL**

Aluna: Mariana Fernandes Pinheiro Silva
Orientador: Prof. Dr. Éder Luiz Oliveira

BANCA EXAMINADORA:

Profº Dr. ÉDER LUIZ OLIVEIRA
Orientador/UNESP-SJBV

Profº Dr. CARLOS DO CARMO PAGANI JÚNIOR
Examinador/UNESP-SJBV

Profº Dr. LUIZ CARLOS FACUNDO SANCHES
Examinador/UNESP-SJBV

OS FORMULÁRIOS DE AVALIAÇÃO E A ATA DA DEFESA, NA QUAL CONSTA A APROVAÇÃO DO TRABALHO, DEVIDAMENTE ASSINADOS PELA BANCA, ENCONTRAM-SE NO PRONTUÁRIO ELETRÔNICO DO ALUNO.

Dezembro, 2024

DADOS CURRICULARES

MARIANA FERNANDES PINHEIRO SILVA

NASCIMENTO 03/08/2001 - Campo Belo / MG

FILIAÇÃO Alessandro Domiciano Silva
Luciene Aparecida Augusta Pinheiro de
Paula

2020 / 2024 Graduação (Engenharia Aeronáutica)
Universidade Estadual Paulista Júlio de
Mesquita Filho

2017 / 2019 Ensino Médio
Escola Estadual Professor José Monteiro

2013 / 2016 Ensino Fundamental
Escola Estadual Professor José Monteiro

Dedico este trabalho aos meus pais, Luciene e Alessandro, por todo o amor, apoio e por serem o alicerce de todas as minhas conquistas. Às minhas irmãs, Isadora e Gabriela, e ao meu companheiro Bruno, por estarem ao meu lado com carinho e apoio incondicional. À minha avó Augusta, que deixou um legado de amor e dedicação, e que sempre acreditou em mim. Aos meus padrinhos Lizia e Jorge, e todos os meus familiares e amigos que, de alguma forma, fizeram parte desta caminhada.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus, pela força, sabedoria, proteção e por iluminar meu caminho, mesmo nas etapas mais difíceis desta jornada. À Nossa Senhora, por seu manto protetor e por interceder por mim em todos os momentos.

Aos meus pais, Luciene e Alessandro, por todo o amor, apoio incondicional e exemplos de dedicação e perseverança que me ensinaram desde sempre. Sem vocês, nada disso seria possível. Às minhas irmãs, Isadora e Gabriela, por serem companheiras de todas as horas, compartilhando alegrias e desafios.

Ao meu companheiro de vida, Bruno, cuja paciência, compreensão e apoio foram fundamentais nesta jornada. Seu amor me fortalece, e sua confiança em meu potencial me motiva a superar obstáculos.

Aos meus padrinhos, Lizia e Jorge, pelo incentivo constante e pelos conselhos valiosos, que sempre me motivaram a seguir em frente.

À minha querida avó Augusta, que, mesmo não estando mais entre nós, permanece viva em minhas memórias e em meu coração. Sua presença ao longo de minha trajetória e durante minha vida acadêmica foi essencial, me apoiando, aconselhando e cuidando de mim de forma única.

Aos meus avós Antônio e Aparecida, por todo o amor e ensinamentos que sempre me ofereceram, e aos meus tios e tias, por serem uma base de apoio e inspiração ao longo da minha vida.

Aos professores que tive ao longo de toda minha trajetória, que compartilharam seus conhecimentos e me desafiaram a ir além, sempre me estimulando a buscar o melhor em mim. E ao meu orientador Éder, pelo apoio, paciência e orientação indispensáveis para que este trabalho pudesse ser realizado.

Por fim, a todos os familiares e amigos que, de alguma forma, contribuíram para que este momento se tornasse realidade, meus sinceros agradecimentos. Cada um de vocês foi fundamental para que eu pudesse trilhar e conquistar essa etapa tão significativa. Obrigada por estarem ao meu lado em cada conquista e por tornar cada momento mais especial.

Este trabalho contou com o apoio da seguinte entidade:

BtlMntSupAvEx - Batalhão de Manutenção e Suprimento de Aviação do Exército

“Viva como se fosse morrer amanhã. Aprenda como se fosse viver pra sempre.”
Mahatma Gandhi

RESUMO

Os níveis de vibração em helicópteros são consideravelmente mais altos do que em aeronaves de asa fixa, principalmente devido à natureza da sustentação gerada. Em aeronaves de asa fixa, a sustentação é gerada pelo fluxo de ar contínuo sobre as asas, enquanto em helicópteros, as forças de sustentação são geradas pelo rotor principal, cujas pás passam por variações de velocidade e ângulo durante o movimento rotacional. Este trabalho tem como objetivo analisar o balanceamento dinâmico e aerodinâmico do rotor principal do helicóptero *Airbus H225M*, visando reduzir vibrações e garantir a segurança e a eficiência operacional da aeronave. O método utilizado envolveu medições de vibração tanto em solo quanto em voo, utilizando o sistema *M'ARMS (Modular Aircraft Recording Monitoring System)*, que monitora e coleta dados dos componentes do helicóptero em tempo real. As medições foram realizadas nas condições de voo pairado, nivelado a 100 Kts e na potência máxima contínua, aplicando-se ajustes nos pesos, nos *pitch links* e nos *tabs* das pás do rotor. Os resultados indicaram uma redução significativa dos níveis de vibração em todas as fases de voo, alcançando valores abaixo dos limites aceitáveis de 0,2 IPS, demonstrando a eficácia dos ajustes realizados. Conclui-se que o balanceamento adequado dos rotores contribui para a redução de vibrações, melhorando o conforto dos tripulantes, aumentando a segurança operacional e prolongando a vida útil da aeronave. O uso do sistema *M'ARMS* mostrou-se essencial para monitoramento e ajustes precisos, assegurando a conformidade com as normas de manutenção.

PALAVRAS-CHAVE: Balanceamento Dinâmico. Balanceamento Aerodinâmico. Helicópteros. Vibrações. H225M. M'ARMS. Segurança operacional.

ABSTRACT

The vibration levels in helicopters are considerably higher than in fixed-wing aircraft, mainly due to the nature of the lift generation. In fixed-wing aircraft, lift is generated by the continuous airflow over the wings, whereas in helicopters, the lift forces are generated by the main rotor, whose blades undergo variations in speed and angle during rotational motion. This study aims to analyze the dynamic and aerodynamic balancing of the H225M helicopter's main rotor, aiming to reduce vibrations and ensure the aircraft's operational safety and efficiency. The method involved vibration measurements both on the ground and in-flight, using the M'ARMS (*Modular Aircraft Recording Monitoring System*), which monitors and collects real-time data from the helicopter's components. Measurements were conducted under hovering, level flight at 100 knots, and maximum continuous power conditions, applying adjustments to weights, pitch links, and tabs. The results indicated a significant reduction in vibration levels in all flight phases, achieving values below the acceptable limits of 0.2 IPS, demonstrating the effectiveness of the adjustments. It is concluded that proper rotor balancing contributes to vibration reduction, improves crew comfort, enhances operational safety, and extends the aircraft's service life. The use of the M'ARMS system proved essential for accurate monitoring and adjustments, ensuring compliance with maintenance standards.

KEYWORDS: Dynamic Balancing. Aerodynamic Balancing. Helicopters. Vibrations. H225M. M'ARMS. Operational Safety.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Aeronave H225M - EB 5004.	23
Figura 2	Principais módulos do H225M.	24
Figura 3	Dimensões da aeronave H225M.	24
Figura 4	Comparação entre a distribuição de velocidades em asas fixas e rotores de helicópteros.	27
Figura 5	Distribuição de velocidades no disco rotor durante o voo para frente e pairado. .	28
Figura 6	Flapeamento das pás para equilibrar a sustentação no disco rotor.	30
Figura 7	Detalhamento da Instrumentação do Sistema M'ARMS.	32
Figura 8	CVFDR integrado ao H225M.	33
Figura 9	IHM integrado ao H225M.	34
Figura 10	PCMCIA.	36
Figura 11	EMU.	36
Figura 12	Equalização dos Momentos de Força Peso.	38
Figura 13	Momento de torção.	39
Figura 14	Posição dos acelerômetros do rotor principal.	43
Figura 15	Elementos relacionados ao procedimento de balanceamento dinâmico.	45
Figura 16	Configuração dos <i>Tabs</i>	46
Figura 17	<i>Pitch link</i> do H225M.	47
Figura 18	Distribuição das pás no rotor principal.	48
Figura 19	Primeira tomada de medições de Vibração em Solo (FPOG).	49
Figura 20	Segunda tomada de medições de Vibração em Solo (FPOG), em Voo Pairado (HOVER), em Voo Nivelado e Estabilizado (100 Kts).	51
Figura 21	Terceira tomada de medições de Vibração em Solo (FPOG), em Voo Pairado (HOVER), em Voo Nivelado e Estabilizado (100 Kts) e em Voo na Potência Máxima Contínua (MCP).	53
Figura 22	Medições Finais de Vibração em Solo (FPOG), em Voo Pairado (HOVER), em Voo Nivelado e Estabilizado (100 Kts) e em Voo na Potência Máxima Contínua (MCP).	55

LISTA DE TABELAS

Tabela 1	– Principais características do helicóptero H225M.	25
Tabela 2	– Descrição das funções dos botões e tela do IHM.	34
Tabela 3	– Valores de Δi	48
Tabela 4	– Ajuste do <i>pitch link</i> com base nos valores de Δi	49
Tabela 5	– Peso (gramas).	50
Tabela 6	– Peso (gramas).	52
Tabela 7	– <i>Pitch Link</i> (1/4 de volta).	52
Tabela 8	– Peso (gramas).	54
Tabela 9	– <i>Pitch Link</i> (1/4 de volta).	54
Tabela 10	– <i>Tabs</i> ($^{\circ}$) abaixo).	54
Tabela 11	– Comparação dos níveis de vibração antes e depois do balanceamento na fase FPOG.	56
Tabela 12	– Comparação dos níveis de vibração antes e depois do balanceamento na fase <i>Hover</i>	56
Tabela 13	– Comparação dos níveis de vibração antes e depois do balanceamento na fase 100 Kts.	56
Tabela 14	– Comparação dos níveis de vibração antes e depois do balanceamento na fase MCP.	57

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CRP	Cabeça do Rotor Principal
CVFDR	<i>Combined Voice and Flight Data Recorder</i> (Gravador Combinado de Voz e Dados de Voo)
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> (Gravador de Voz de Cockpit)
DTU	<i>Data Transfer Unit</i> (Unidade de Transferência de Dados)
EB	Exército Brasileiro
EMU	<i>Eurocopter Maintenance Unit</i> (Unidade de Manutenção da Eurocopter)
FAB	Força Aérea Brasileira
FDR	<i>Flight Data Recorder</i> (Gravador de Dados de Voo)
FPOG	<i>First Point of Ground</i> (Primeiro Ponto de Solo)
GSC	<i>Ground Station Computer</i> (Computador de Suporte em Terra)
H225M	Helicóptero Airbus H225M
HUMS	<i>Health and Usage Monitoring Systems</i> (Sistemas de Monitoramento de Saúde e Uso)
IGE	<i>In Ground Effect</i> (Em Efeito Solo)
IGB	<i>Intermediate Gearbox</i> (Caixa Intermediária de Engrenagens)
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> (Regras de Voo por Instrumentos)
IHM	<i>Interface Helicopter Monitoring</i> (Interface de Monitoramento de Helicóptero)
IPS	<i>Inches Per Second</i> (Polegadas por Segundo)
ISA	<i>International Standard Atmosphere</i> (Atmosfera Padrão Internacional)
KTS	<i>Knots</i> (Nós)
MB	Marinha do Brasil
M'ARMS	<i>Modular Aircraft Recording Monitoring System</i> (Sistema de Monitoramento e Registro Modular da Aeronave)
MCP	<i>Maximum Continuous Power</i> (Potência Máxima Contínua)
MGB	<i>Main Gearbox</i> (Caixa de Engrenagens Principal)

MMA	Manual de Manutenção da Aeronave
MR	<i>Main Rotor</i> (Rotor Principal)
MTOW	<i>Maximum Takeoff Weight</i> (Peso Máximo de Decolagem)
OGE	<i>Out Ground Effect</i> (Fora do Efeito Solo)
PCMCIA	<i>Personal Computer Memory Card International Association</i>
SB	<i>Service Bulletins</i> (Boletins de Serviço)
TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
TDS	<i>Tail Drive System</i> (Transmissões da Cauda)
TGB	<i>Tail Gearbox</i> (Caixa de Engrenagens da Cauda)
TOP	<i>Takeoff Power</i> (Potência de Decolagem)
TR	<i>Tail Rotor</i> (Rotor de Cauda)
UMS	<i>Usage Monitoring System</i> (Sistema de Monitoramento de Uso)
UNESP	Universidade Estadual Paulista
VIBREX	<i>VIBRation EXterminator</i> (Exterminador de Vibração)
VNE	<i>Velocity Never Exceed</i> (Velocidade a Nunca Exceder)
VPU	<i>Vibration Processing Unit</i> (Unidade de Processamento de Vibração)

LISTA DE SÍMBOLOS

ρ	Densidade do ar (kg/m ³)
g	Aceleração devido à gravidade (m/s ²)
R	Raio total do rotor (m)
r	Distância do centro de gravidade ao eixo de rotação (m)
d	Distância do ponto de aplicação da força ao eixo de rotação (m)
S	Área afetada pelo <i>tab</i> (m ²)
ψ	Ângulo azimutal da pá (°)
$i_{\text{pá}}$	Ângulo de incidência da pá (°)
i_{ref}	Ângulo de incidência de referência (°)
Δi	Diferença angular da pá em relação à pá de referência (°)
β	Ângulo de ataque (°)
V_{∞}	Velocidade do escoamento livre (m/s)
Ω	Velocidade angular do rotor (rad/s)
v_1, v_2	Velocidade do ar nas superfícies superior e inferior (m/s)
V	Velocidade relativa do ar sobre a pá (m/s)
P_1, P_2	Pressão nas superfícies superior e inferior, respectivamente (Pa)
q	Pressão dinâmica (Pa)
m	Massa da pá (kg)
W	Peso da pá (N)
F_c	Força centrífuga (N)
F_n	Força aerodinâmica normal (N)
M_t	Momento de torção (N·m)
y	Distância radial do ponto ao eixo de rotação (m)
C_L	Coeficiente de sustentação (adimensional)

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	18
1.1	O Desafio do Balanceamento de Rotores	18
1.2	O Estudo de Caso: Aplicação na Aeronave H225M	19
1.3	Impactos e Relevância do Balanceamento em Helicópteros	19
2	ESTRUTURA DO TRABALHO	20
3	OBJETIVOS	21
4	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	22
4.1	Surgimento do Airbus Helicopters H225M	22
4.2	Características da Aeronave H225M	22
4.3	O Funcionamento dos Rotores de Helicópteros	25
4.3.1	Distribuição de Velocidade	26
4.3.2	Assimetria de Sustentação	27
4.3.3	Flapeamento das Pás para Mitigar a Assimetria de Sustentação	29
4.4	Vibrações em Helicópteros: Causas e Efeitos	31
4.4.0.1	Histórico dos Sistemas de Análise de Vibração	31
4.4.1	M'ARMS (<i>Modular Aircraft Recording Monitoring System</i>)	32
4.4.1.1	Segmento Aéreo	33
4.4.1.1.1	CVFDR (<i>Combined Voice and Flight Data Recorder</i>)	33
4.4.1.1.2	UMS (<i>Usage Monitoring System</i>)	33
4.4.1.1.3	HUMS (<i>Health and Usage Monitoring System</i>)	35
4.4.1.1.4	PCMCIA (<i>Personal Computer Memory Card International Association</i>)	35
4.4.1.2	Segmento de Solo	36
4.5	Etapas do Balanceamento	37
4.5.1	Balanceamento Estático	37
4.5.2	Balanceamento Dinâmico	37
4.5.3	Balanceamento Aerodinâmico	38
4.5.3.1	Balanceamento Aerodinâmico das Pás	38
4.5.3.2	Balanceamento Aerodinâmico do Rotor	40
5	METODOLOGIA	41
5.1	Pré-ajuste do Rotor Principal	41
5.2	Medições de Vibração	42
5.3	Medições de Vibração em Solo e em Voo	43
5.3.1	Medições em Solo (<i>First Point Of Ground</i> - FPOG)	43
5.3.2	Medições em Voo	44

5.3.2.1	Voo Pairado (<i>Hover</i>)	44
5.3.2.2	Voo Nivelado a 100 Kts	44
5.3.2.3	Voo na Potência Máxima Contínua (<i>Maximum Continuous Power</i> - MCP)	44
5.3.3	Análise dos Resultados	44
5.4	Procedimentos de Balanceamento	45
5.4.1	Balanceamento Estático	45
5.4.2	Balanceamento Dinâmico	45
5.4.3	Balanceamento Aerodinâmico	46
5.4.3.1	Balanceamento Aerodinâmico das Pás	46
5.4.3.2	Balanceamento Aerodinâmico do Rotor	47
5.5	Ajustes Finais com Base nas Medições	47
6	RESULTADOS E DISCUSSÃO	48
6.1	Pré-ajuste do Rotor Principal	48
6.2	Medições de Vibração	49
6.2.1	Primeira Tomada	49
6.2.2	Segunda Tomada	50
6.2.3	Terceira Tomada	52
6.2.4	Quarta Tomada - Final	54
6.3	Análise Comparativa	56
7	CONCLUSÃO	58
	REFERÊNCIAS	60

1 INTRODUÇÃO

Os helicópteros são aeronaves de asas rotativas amplamente utilizadas em contextos que demandam versatilidade operacional, como missões militares, resgates em áreas remotas e transporte de cargas e pessoas em ambientes de difícil acesso. Uma de suas principais características, e também um de seus maiores desafios, é a capacidade de realizar decolagens e aterrissagens verticais, além de pairar em um ponto fixo. Essa flexibilidade operacional, no entanto, traz consigo uma complexidade técnica significativa, especialmente no que diz respeito ao balanceamento de seus componentes críticos, como o rotor principal.

O sistema de rotor é o “coração” de um helicóptero, responsável por gerar tanto a sustentação quanto o empuxo necessários para o voo. Como o rotor principal é um sistema rotativo que está constantemente sujeito a forças dinâmicas variáveis, o balanceamento adequado de suas pás é fundamental para evitar vibrações indesejadas, que podem comprometer a segurança e a eficiência da aeronave. Essas vibrações afetam diretamente o desempenho do helicóptero, causando desgaste excessivo nos componentes, aumentando os custos de manutenção e reduzindo a vida útil da aeronave.

Além disso, as vibrações também afetam o conforto dos ocupantes e podem comprometer o controle fino de voo em missões que demandam alta estabilidade, como o resgate de pessoas ou o transporte de carga sensível. O balanceamento do rotor principal torna-se, portanto, uma tarefa de extrema importância tanto para a segurança quanto para o desempenho operacional de helicópteros, principalmente em condições adversas ou em missões críticas, como as desempenhadas pelo H225M, aeronave utilizada no estudo de caso do presente trabalho.

1.1 O DESAFIO DO BALANCEAMENTO DE ROTORES

O balanceamento de rotores de helicóptero pode ser dividido em três tipos principais: o balanceamento estático, o balanceamento dinâmico e o balanceamento aerodinâmico. Cada tipo aborda diferentes aspectos da operação do rotor, garantindo que ele funcione de maneira segura e eficiente, evitando a geração de vibrações excessivas.

O balanceamento estático refere-se à distribuição uniforme do peso das pás em relação ao eixo de rotação. Mesmo pequenas variações no peso podem causar desequilíbrios que geram forças centrífugas desiguais durante a rotação. O balanceamento estático é uma condição necessária, mas não suficiente, para garantir a operação suave do rotor.

Já o balanceamento dinâmico envolve a equalização das forças inerciais geradas pelo movimento rotacional do conjunto de pás. Mesmo que um rotor esteja perfeitamente balanceado estaticamente, ele ainda pode apresentar desequilíbrios dinâmicos quando as pás estão girando, devido à variação de forças inerciais e centrífugas que ocorrem em diferentes velocidades de rotação e ângulos de ataque.

Por fim, o balanceamento aerodinâmico foca na distribuição uniforme das forças de sustentação geradas pelas pás durante o voo. Se uma pá gerar mais sustentação do que as outras, o rotor ficará desequilibrado aerodinamicamente, resultando em oscilações e vibrações que podem comprometer a estabilidade da aeronave.

Esses três tipos de balanceamento precisam ser realizados de maneira precisa para garantir que o helicóptero opere de forma eficiente, sem gerar vibrações excessivas que possam prejudicar o desempenho e a segurança.

1.2 O ESTUDO DE CASO: APLICAÇÃO NA AERONAVE H225M

Neste trabalho, será explorado o balanceamento dinâmico e aerodinâmico do rotor de uma aeronave real, utilizando como estudo de caso o helicóptero H225M, conhecido também como Jaguar pelo Exército Brasileiro (EB), Caracal na Força Aérea Brasileira (FAB), e Super Cougar na Marinha do Brasil (MB). Esta aeronave de grande porte é amplamente utilizada em operações militares e de resgate, o que a torna ideal para a análise devido às demandas extremas de segurança e confiabilidade operacional.

O H225M é equipado com um sistema avançado de monitoramento vibracional, o MARM'S (*Modular Aircraft Recording Monitoring System*), que permite a análise em tempo real das condições de voo e das vibrações geradas pelo rotor. O sistema MARM'S coleta dados de vibração em diferentes pontos da aeronave, fornecendo informações valiosas para o processo de balanceamento dinâmico e aerodinâmico.

O estudo de caso aplicado ao H225M permitirá uma visão prática e detalhada sobre os desafios enfrentados no balanceamento de rotores de helicópteros de grande porte, onde o comportamento dinâmico e aerodinâmico do rotor é especialmente sensível devido às altas exigências operacionais. Ao documentar o processo de balanceamento e os ajustes realizados durante as operações, este trabalho busca fornecer uma análise clara e aplicada das técnicas de balanceamento e seu impacto direto na segurança e na eficiência do helicóptero.

1.3 IMPACTOS E RELEVÂNCIA DO BALANCEAMENTO EM HELICÓPTEROS

A importância do balanceamento adequado de rotores em helicópteros é amplamente reconhecida na indústria aeronáutica. Vibrações excessivas não afetam apenas o conforto durante o voo, mas podem acelerar o desgaste de componentes críticos, como o sistema de transmissão e os rolamentos do rotor (GESSOW, 2010). Além disso, um rotor desbalanceado consome mais energia para operar, o que resulta em um aumento no consumo de combustível e, consequentemente, em maiores custos operacionais.

Em aeronaves multimissão, como o H225M, onde se espera que a operação ocorra de forma eficaz em condições adversas, a otimização das condições de voo e a redução de vibrações são de extrema importância. O balanceamento adequado do rotor pode aumentar significativamente a segurança operacional, reduzir os custos de manutenção e prolongar a vida útil da aeronave.

2 ESTRUTURA DO TRABALHO

O presente trabalho está estruturado de maneira a conduzir o leitor por uma trajetória lógica e aprofundada sobre o balanceamento dinâmico e aerodinâmico de rotores em helicópteros, especificamente no contexto do H225M. Inicialmente, na Introdução, apresenta-se a relevância do tema, destacando os desafios e a importância do balanceamento adequado para a segurança e eficiência operacional das aeronaves de asas rotativas.

Em seguida, a Revisão Bibliográfica fornece um embasamento teórico sólido, explorando conceitos fundamentais sobre o funcionamento dos rotores, as causas e efeitos das vibrações em helicópteros e os métodos de balanceamento utilizados na indústria aeronáutica. Este capítulo é essencial para contextualizar o leitor e fundamentar as etapas subsequentes da pesquisa.

A Metodologia descreve detalhadamente os procedimentos adotados para a realização do balanceamento no H225M. São apresentados os critérios de seleção das técnicas empregadas, bem como as etapas de execução, desde o pré-ajuste do rotor principal até os ajustes finais baseados nas medições obtidas.

No capítulo de Resultados e Discussão, são apresentados os dados coletados durante o processo de balanceamento, com análises que permitem avaliar a eficácia das técnicas aplicadas. Discute-se o impacto dos ajustes realizados nos níveis de vibração e nas condições operacionais da aeronave, relacionando os achados com a literatura existente e destacando as contribuições do estudo.

Por fim, a Conclusão sintetiza os principais resultados obtidos, refletindo sobre o alcance dos objetivos propostos e a relevância das contribuições para o campo da engenharia aeronáutica. Além disso, são sugeridas direções para pesquisas futuras, enfatizando a importância contínua do aprimoramento das práticas de balanceamento para a segurança e eficiência das operações com helicópteros.

Essa estrutura foi cuidadosamente elaborada para assegurar uma progressão coerente e lógica do conteúdo, permitindo ao leitor desenvolver uma compreensão profunda e crítica sobre o tema abordado.

3 OBJETIVOS

O objetivo central deste trabalho é analisar o processo de balanceamento dinâmico e aerodinâmico do rotor principal do helicóptero H225M, com o propósito de reduzir os níveis de vibração e aprimorar a segurança e a eficiência operacional da aeronave. Para atingir esse fim, torna-se essencial compreender os fundamentos teóricos que embasam o balanceamento de rotores e aplicá-los de forma prática, considerando as especificidades técnicas e operacionais do H225M.

Neste contexto, a exploração aprofundada dos princípios teóricos do balanceamento dinâmico e aerodinâmico revela-se fundamental. Compreender como as forças aerodinâmicas e inerciais atuam sobre as pás do rotor e como essas interações podem gerar vibrações indesejadas permite identificar as estratégias mais eficazes para mitigá-las. Além disso, destacar as implicações dessas vibrações na operação de helicópteros contribui para enfatizar a importância de um balanceamento adequado, não apenas para o desempenho da aeronave, mas também para a segurança dos ocupantes e a longevidade dos componentes mecânicos.

A aplicação prática desses conceitos teóricos é outro aspecto relevante deste trabalho. Por meio da execução do processo completo de balanceamento no rotor principal do H225M, busca-se documentar cada etapa, desde o pré-ajuste inicial até os ajustes finais. A utilização do sistema M'ARMS (*Modular Aircraft Recording Monitoring System*) desempenha um papel central nessa fase. Este sistema avançado de monitoramento e registro permite a obtenção de medições precisas das vibrações durante o voo, fornecendo dados essenciais para a análise dos desequilíbrios presentes e para a implementação de correções eficazes.

Ao analisar as mudanças nos níveis de vibração após as correções aplicadas, é possível avaliar a eficácia dos procedimentos adotados em relação aos parâmetros de segurança operacional estabelecidos. Esta avaliação crítica permite não apenas verificar o sucesso das intervenções realizadas, mas também identificar possíveis áreas de melhoria para futuros processos de manutenção.

Dessa forma, o presente trabalho visa contribuir significativamente para o avanço do conhecimento na área de engenharia aeronáutica, especialmente no que se refere à manutenção e operação segura de helicópteros de grande porte.

4 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

4.1 SURGIMENTO DO AIRBUS HELICOPTERS H225M

O *Airbus H225M*, anteriormente conhecido como *Eurocopter EC725*, emergiu como resposta à demanda global por helicópteros multimissão de grande porte, aptos a desempenhar diversas funções em contextos militares e civis. No Brasil, o desenvolvimento dessa aeronave está profundamente ligado ao ambicioso período de expansão da Helibras iniciado em 2008.

Naquele ano, em uma cerimônia que contou com a presença dos presidentes do Brasil e da França, a Helibras assinou um contrato significativo com o Governo Federal para o fornecimento de 50 helicópteros H225M destinados às três Forças Armadas brasileiras: Exército, Marinha e Aeronáutica. Conhecido como projeto H-XBR, esse acordo representou uma iniciativa inédita, no valor de 1,9 bilhão de euros, não apenas pela compra conjunta entre as três Forças, mas também pela proposta de fabricar as aeronaves em solo nacional com até 50% de conteúdo local e pela garantia de transferência de tecnologia (Helibras, 2024).

Para viabilizar esse projeto, a Helibras investiu intensamente na capacitação de seus recursos humanos, enviando funcionários, técnicos e engenheiros para treinamentos na França, além de receber especialistas estrangeiros em suas instalações no Brasil. Órgãos e empresas de defesa brasileiras também participaram ativamente do processo, assimilando e aplicando novos conhecimentos em suas operações. Além disso, cerca de 40 empresas brasileiras foram contratadas para compor a cadeia de fornecedores, recebendo treinamentos específicos para a fabricação de componentes e prestação de serviços, tanto na França quanto no Brasil, sob a supervisão das Forças Armadas, garantindo a efetiva transferência tecnológica (Helibras, 2024).

O investimento total realizado pela Helibras e pela Eurocopter no projeto alcançou R\$ 420 milhões. Esse montante englobou a construção de novas instalações para abrigar a linha de montagem do H225M, programas de treinamento, bem como obras e inovações necessárias para a produção dos helicópteros. Esse aporte não apenas ampliou a capacidade industrial da Helibras, mas também fortaleceu a indústria aeronáutica nacional, promovendo o desenvolvimento tecnológico e a autonomia estratégica do país no setor de defesa (Helibras, 2024).

A introdução do H225M no Brasil simboliza um marco na cooperação internacional e no fortalecimento da indústria nacional, contribuindo significativamente para a modernização das Forças Armadas e para o avanço tecnológico do país.

4.2 CARACTERÍSTICAS DA AERONAVE H225M

O objeto de estudo do presente trabalho é a aeronave fabricada pela *Airbus Helicopters*, modelo H225M, matrícula EB 5004 (Figura 1), utilizada pelo Exército Brasileiro para diversas missões.

Figura 1 – Aeronave H225M - EB 5004.



Fonte: Próprio Autor.

A aeronave foi desenvolvida para atender a múltiplas funções, incluindo o transporte de passageiros, operações *offshore*, trabalho aéreo e diversas missões militares como busca e salvamento, escolta, evacuação aeromédica, tiro lateral, reabastecimento em voo, transporte externo de cargas de até 5.000 kg e pousos de assalto, entre outras atividades (AIRBUS HELICOPTERS, 2024).

Equipada com aviônicos de última geração e sistemas de comunicação avançados, a aeronave reduz a carga de trabalho da tripulação ao mesmo tempo, em que aumenta a capacidade e a segurança do voo. Incorpora avanços significativos na interface homem-máquina, garantindo que as informações mais críticas cheguem ao piloto para uma tomada de decisão eficaz. O piloto automático dual-duplex de quatro eixos oferece precisão e estabilidade excepcionais, permitindo voos em padrões automatizados de busca e resgate, além de aproximações automáticas em procedimentos de voo por instrumentos (IFR - *Instrument Flight Rules*) (AIRBUS HELICOPTERS, 2024).

A aeronave H225M também conta com um sistema de monitoramento de vibrações em tempo real (MARM'S) utilizado para garantir que o rotor esteja corretamente balanceado. Caso não haja vibração excedida após a leitura do MARM'S, não há necessidade de realizar balanceamento. No entanto, este balanceamento é necessário toda vez que se troca alguma peça do conjunto rotativo do rotor principal, como pás, adaptador de frequência, punho, mancal esférico laminado, entre outras (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011).

Assim como em outros projetos aeronáuticos, o H225M tem recebido diversas melhorias de desempenho através do cumprimento de *Service Bulletins* (SB). Sendo um helicóptero de médio porte, possui múltiplos sistemas e subconjuntos interligados que precisam ser apresentados antes de iniciar o estudo de suas vibrações. O helicóptero pode ser dividido em dez módulos, conforme mostra a Figura 2.

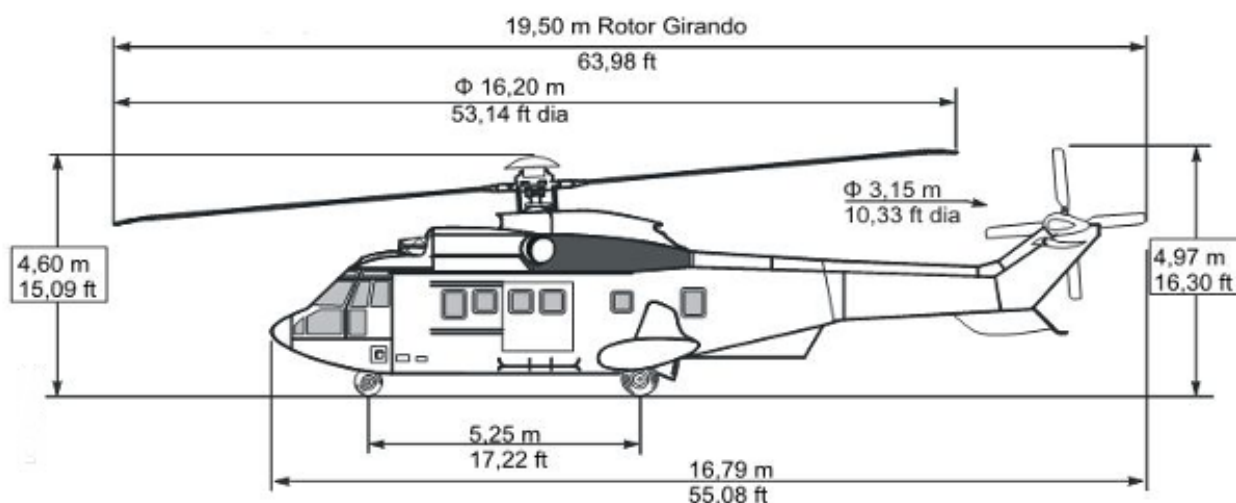
Figura 2 – Principais módulos do H225M.



Fonte: Adaptado (ARANTES, 2021).

Devido à sua complexidade e porte médio, o helicóptero possui diversos sistemas e subconjuntos com mecanismos interligados para garantir um voo dentro dos parâmetros de segurança. A fim de mapear as principais características da aeronave, foram incorporadas na Tabela 1 as capacidades e configurações de missão que podem ser realizadas e as principais dimensões estão demonstradas na Figura 3.

Figura 3 – Dimensões da aeronave H225M.



Fonte: Adaptado (AIRBUS HELICOPTERS, 2014).

Tabela 1 – Principais características do helicóptero H225M.

Característica	Especificação
Assentos (passageiros + tripulação)	31
Peso máximo de decolagem (MTOW)	11.000 kg
Peso máximo de decolagem com carga externa	11.200 kg
Carga útil total	5.250 kg
Capacidade máxima do gancho de carga	4.750 kg
Motor	2 x Safran Helicopter Makila 2A1
Potência de decolagem (TOP)	1.567 kW
Potência com um motor inoperante (30s)	1.784 kW
Capacidade do tanque de combustível padrão	2.277 kg
Capacidade total com tanque auxiliar	3.059 kg
Dimensões	
Diâmetro operacional	19,50 m
Diâmetro do rotor principal	16,20 m
Volume interno	15,50 m³
Desempenho	
Teto de voo pairado IGE ISA (MTOW - TOP)	1.935 m
Teto de voo pairado OGE ISA (MTOW - TOP)	792 m
Velocidade máxima de operação	324 km/h
Velocidade de cruzeiro recomendada	262 km/h
Alcance máximo com tanques de combustível padrão	920 km
Alcance máximo com tanques de combustível estendidos	1.253 km
Autonomia máxima com tanques de combustível padrão	4 horas e 30 minutos

Fonte: Adaptado (AIRBUS HELICOPTERS, 2024).

4.3 O FUNCIONAMENTO DOS ROTORES DE HELICÓPTEROS

Os rotores de helicópteros são sistemas mecânicos complexos que geram a sustentação necessária para manter a aeronave em voo. Uma das diferenças entre um helicóptero e uma aeronave com asas fixas é a fonte de sustentação principal. A aeronave de asas fixas obtém sua sustentação a partir do fluxo de ar que passa pelas asas enquanto o avião se move para frente. A força de sustentação é resultado do diferencial de pressão entre a superfície superior (pressão menor) e inferior (pressão maior) da asa, de acordo com o princípio de Bernoulli

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho v_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho v_2^2, \tag{1}$$

onde P_1 e P_2 representam as pressões nas superfícies superior e inferior (Pa), respectivamente; ρ é a densidade do ar (kg/m³); e v_1 e v_2 correspondem às velocidades do ar nas superfícies (m/s).

Conforme o ar flui sobre a superfície superior (extradorso), sua velocidade aumenta e sua pressão diminui, formando uma área de baixa pressão. Na parte inferior do aerofólio (intradorso) forma-se uma área de pressão maior, e esta pressão tende a mover o rotor para cima. A diferença de pressão entre as superfícies superior e inferior do aerofólio é denominada sustentação.

Os rotores de helicópteros atuam como uma asa rotativa, com cada pá gerando sustentação à medida que gira. Essa rotação contínua permite ao helicóptero pairar, realizar decolagens e aterrissagens verticais, e se mover em qualquer direção sem a necessidade de deslocamento horizontal. Cada pá do rotor funciona como uma pequena asa, mas, ao invés de um fluxo de ar contínuo devido ao movimento do veículo, a força aerodinâmica é gerada pelo movimento giratório (CURRAN, 2023).

Para maximizar a eficiência do voo, as pás precisam ser balanceadas, garantindo que a força gerada seja distribuída uniformemente. Desequilíbrios nas pás resultam em vibrações, que podem ser prejudiciais à aeronave e à tripulação (LEISHMAN, 2006).

Os rotores de helicópteros, por sua própria natureza, são mais propensos a vibrações do que os sistemas de asas fixas. O movimento rotacional e os ciclos de avanço e recuo das pás causam variações significativas nas forças de sustentação ao longo de cada revolução. As pás do rotor estão constantemente sujeitas as variações de velocidade relativa ao ar e mudanças de ângulo de ataque, resultando em cargas dinâmicas flutuantes que, se não controladas, geram vibrações (LEISHMAN, 2006). Além disso, a configuração única de helicópteros de dois rotores, como o H225M, torna o sistema ainda mais complexo, pois o rotor de cauda é necessário para compensar o torque gerado pelo rotor principal (JOHNSON, 2012). O controle adequado do torque e o balanceamento do rotor são essenciais para manter a estabilidade da aeronave, especialmente em situações de voo pairado.

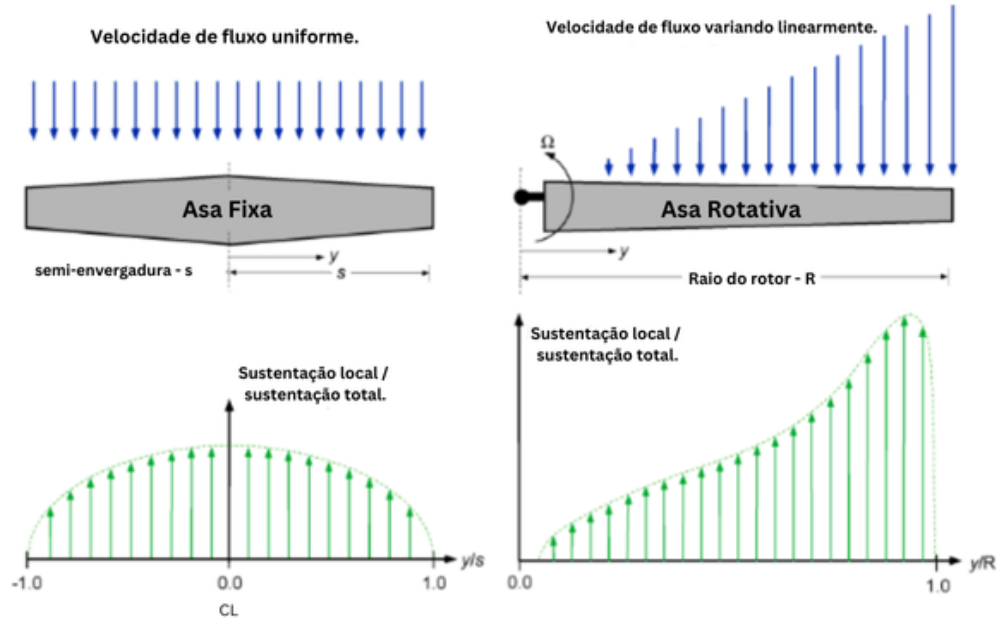
4.3.1 Distribuição de Velocidade

A distribuição de velocidade ao longo das pás de um rotor de helicóptero é um conceito essencial para compreender como a sustentação é gerada e distribuída. Diferentemente de asas fixas, em que a sustentação é gerada por um fluxo uniforme devido ao movimento para frente da aeronave, as pás de um rotor operam em um ambiente aerodinâmico onde a velocidade do fluxo varia linearmente ao longo de sua extensão devido à rotação (CURRAN, 2023).

Essa variação linear da velocidade ao longo da pá cria uma distribuição de sustentação altamente concentrada nas pontas das lâminas, diferentemente das asas fixas, que apresentam uma distribuição de sustentação mais uniforme devido ao fluxo livre constante (V_{∞}) (CURRAN, 2023).

A Figura 4 ilustra a diferença fundamental entre a distribuição de velocidade em asas fixas e em rotores, destacando a concentração de sustentação nas pontas das pás.

Figura 4 – Comparação entre a distribuição de velocidades em asas fixas e rotores de helicópteros.



Fonte: Adaptado de (CURRAN, 2023).

A diferença essencial entre asas fixas e rotores está na forma como a sustentação é gerada. Enquanto asas fixas precisam se mover continuamente para frente para criar sustentação, os rotores podem gerar sustentação mesmo sem movimento translacional. Durante o voo pairado, a rotação do rotor é suficiente para criar fluxo relativo, permitindo ao helicóptero pairar no ar. No entanto, devido à variação quase linear da velocidade ao longo das pás, a sustentação gerada pelos rotores é mais tendenciosa em direção às pontas das lâminas (CURRAN, 2023).

Essa característica destaca a versatilidade dos helicópteros, possibilitando operações em condições em que o fluxo livre é inexistente, como durante o voo estacionário ou em áreas confinadas (CURRAN, 2023).

4.3.2 Assimetria de Sustentação

A assimetria de sustentação é um fenômeno aerodinâmico crítico que ocorre nos rotores de helicópteros durante o voo para frente. Esse fenômeno resulta das diferenças na velocidade relativa do fluxo de ar sobre as pás do rotor, causadas pela combinação do movimento rotacional do rotor e do avanço translacional da aeronave podendo causar uma inclinação lateral indesejada e afetar a estabilidade (CURRAN, 2023).

Quando o rotor opera em voo pairado, o fluxo sobre as pás é simétrico em relação ao centro do rotor. Nesse caso, a velocidade relativa do fluxo (V) em um ponto qualquer da pá depende exclusivamente da rotação do rotor

$$V(y) = \Omega y, \quad (2)$$

onde Ω é a velocidade angular do rotor (rad/s) e y é a distância radial do ponto ao eixo de rotação (m).

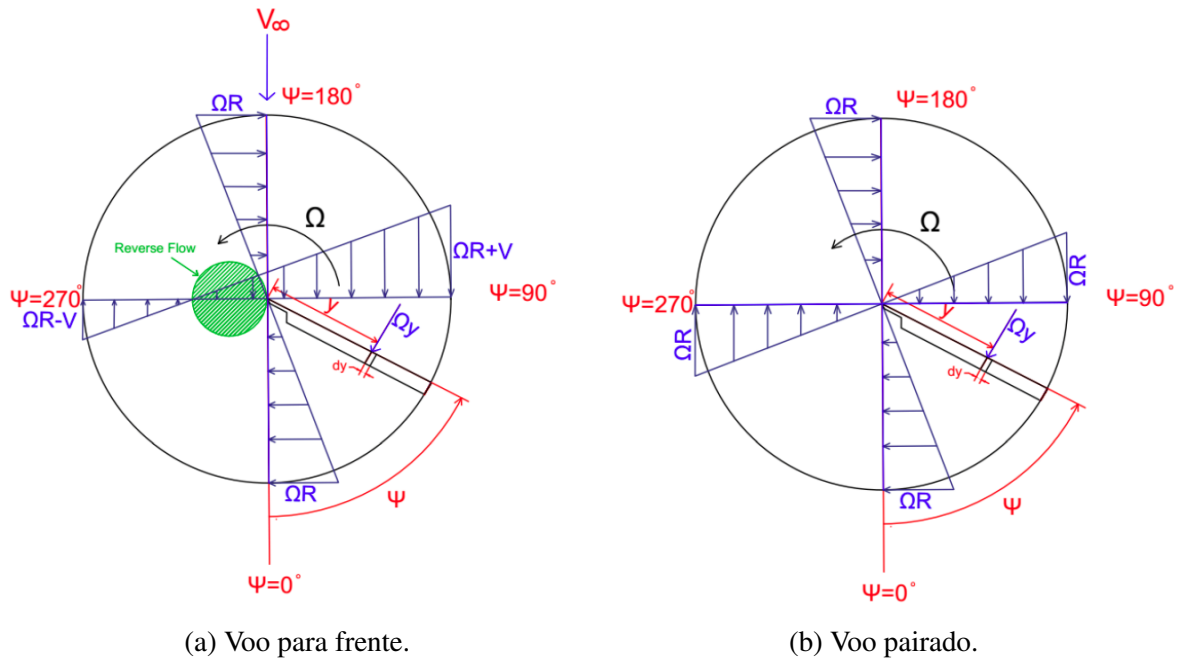
No ponto mais interno ($y = 0$), a velocidade é zero, enquanto na ponta da pá ($y = R$), a velocidade atinge seu valor máximo

$$V_{ponta} = \Omega R, \quad (3)$$

onde R é o raio total do rotor (m). É importante observar que esta é uma abordagem simplificada, muito comum na literatura. No entanto, na ponta da pá há efeitos de perda de sustentação devido aos vórtices de ponta de pá, e outros problemas associados. Uma melhor caracterização destes problemas pode ser encontrada em referências específicas, tais como (CONLISK, 2001).

A distribuição simétrica da velocidade ao longo do rotor resulta em um ambiente aerodinâmico uniforme, como mostrado na Figura 5b, caracterizando o voo pairado, onde a sustentação é igualmente distribuída.

Figura 5 – Distribuição de velocidades no disco rotor durante o voo para frente e pairado.



Fonte: Adaptado (DAYHOUM et al., 2019)

No entanto, no voo para frente, o fluxo sobre as pás do rotor torna-se assimétrico devido à adição do componente de velocidade de avanço (V_∞). A velocidade relativa do fluxo em um ponto da pá passa a ser definida como

$$V(y, \psi, V_\infty) = \Omega y + V_\infty \sin \psi, \quad (4)$$

onde ψ é o ângulo azimutal da pá, definido como zero quando a pá aponta para jusante ($^\circ$), e V_∞ é a velocidade do escoamento livre (m/s).

Essa equação mostra que, no lado avançado do disco rotor ($\psi = 90^\circ$), o componente V_∞ aumenta a velocidade relativa, enquanto no lado recuado ($\psi = 270^\circ$), ele reduz a velocidade relativa. Para a ponta da pá ($y = R$), as velocidades relativas nos lados avançado e recuado são dadas por

$$V_{ponta,avanado} = \Omega R + V_\infty, \quad (5)$$

$$V_{ponta,recuado} = \Omega R - V_\infty. \quad (6)$$

Essa assimetria na distribuição de velocidades gera um ambiente aerodinâmico desigual ao longo do disco rotor, como mostrado na Figura 5a.

No lado avançado, a maior velocidade relativa resulta em maior pressão dinâmica (q), que é diretamente proporcional ao quadrado da velocidade ($q = \frac{1}{2}\rho V^2$) onde ρ é a densidade do ar. Isso causa um aumento na sustentação gerada pelas pás avançadas. No lado recuado, a menor velocidade relativa reduz a pressão dinâmica, gerando menos sustentação. Esse desequilíbrio é conhecido como assimetria na sustentação e foi inicialmente identificado por Juan de la Cierva (CURRAN, 2023).

Sem mecanismos de compensação, a assimetria na sustentação pode levar a um momento de rolagem significativo, inclinando o rotor em direção ao lado recuado. Esse comportamento comprometeria a estabilidade do helicóptero durante o voo para frente, tornando-o incontrollável (DAYHOUM et al., 2019).

Para mitigar os efeitos da assimetria na sustentação, os helicópteros utilizam mecanismos como:

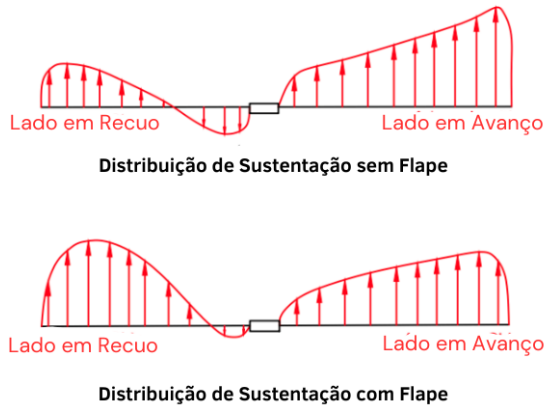
- **Flapeamento automático:** As pás avançadas inclinam-se ligeiramente para cima, reduzindo a sustentação gerada, enquanto as pás recuadas inclinam-se para baixo, aumentando a sustentação. Esse movimento cíclico ajuda a equilibrar as cargas aerodinâmicas no disco rotor.
- **Dobradiças oscilantes:** Propostas por Juan de la Cierva, essas dobradiças permitem que as pás se ajustem automaticamente às diferenças de velocidade do fluxo, reduzindo os momentos de rolamento (CURRAN, 2023).

4.3.3 Flapeamento das Pás para Mitigar a Assimetria de Sustentação

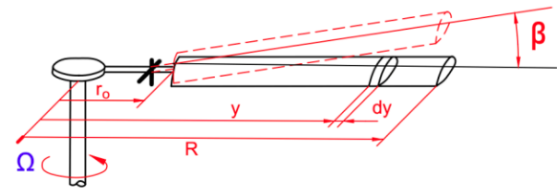
Para compensar a assimetria de sustentação, os helicópteros utilizam o mecanismo de flapeamento das pás. Esse mecanismo permite que as pás do rotor se movam verticalmente (subam e desçam) em resposta às forças aerodinâmicas, ajustando automaticamente o ângulo de ataque e equilibrando as cargas de sustentação ao longo do disco rotor (DAYHOUM et al., 2019).

No lado avançado do disco rotor, onde a velocidade relativa do fluxo de ar é maior devido à soma do movimento rotacional (ΩR) e do avanço translacional (V_∞), as pás geram mais sustentação. Como resultado, a pá bate para cima, um movimento que reduz seu ângulo de ataque (β) e, consequentemente, diminui a sustentação gerada. No lado recuado, onde a velocidade relativa é menor, a pá bate para baixo, aumentando seu ângulo de ataque (β) e a sustentação. Esse movimento cíclico de batimento permite equilibrar as forças aerodinâmicas entre os lados avançado e recuado do disco, como mostrado na Figura 6a.

Figura 6 – Flapeamento das pás para equilibrar a sustentação no disco rotor.



(a) Efeito do Flapeamento da Pás na Distribuição Lateral de Sustentação.



(b) Flapeamento da Pá em Torno da Articulação do Rotor Principal.

Fonte: Adaptado (DAYHOUM et al., 2019)

Esse mecanismo é passivo, ou seja, ocorre devido às características físicas e aerodinâmicas do rotor, sem necessidade de intervenção direta do piloto. Ele é fundamental para garantir a estabilidade lateral do helicóptero durante o voo (CURRAN, 2023).

Para implementar o flapeamento de maneira eficiente, os sistemas de rotores de helicópteros utilizam diferentes articulações, incluindo:

- Dobradiça de batimento (*flapping hinge*): Permite que as pás se movam para cima e para baixo em resposta às diferenças de sustentação. Esse movimento reduz o excesso de sustentação no lado avançado e aumenta a sustentação no lado recuado, contribuindo para o equilíbrio aerodinâmico.
- Dobradiça de avanço/atraso (*lead-lag hinge*): Permite que as pás se movam para frente e para trás em relação ao eixo do rotor. Essa articulação compensa as forças inerciais geradas pelas acelerações de Coriolis, que ocorrem devido ao movimento radial da pá durante o batimento.
- Dobradiça de pena (*feathering hinge*): Permite que a pá gire em torno de seu próprio eixo longitudinal, ajustando o ângulo de passo. Esse ajuste no passo controla diretamente o ângulo de ataque e, conseqüentemente, a sustentação gerada por cada pá. A variação no passo é controlada pelos sistemas cíclico e coletivo do helicóptero (CURRAN, 2023; DAYHOUM et al., 2019).

O efeito combinado do flapeamento e das articulações resulta em um equilíbrio de forças de sustentação sobre o disco rotor. No lado avançado, o batimento para cima reduz a sustentação gerada, enquanto no lado recuado, o batimento para baixo aumenta a sustentação. O uso da dobradiça foi uma das inovações mais importantes introduzidas por Juan de la Cierva para lidar com a assimetria de sustentação. Ele descreveu sua invenção como o “segredo do sucesso” na engenharia de helicópteros (CURRAN, 2023).

Conforme ilustrado na Figura 6b, a pá avançada, ao gerar mais sustentação, tende a subir. Esse movimento reduz o seu ângulo de ataque (β), diminuindo a sustentação gerada. Por outro lado, a

pá recuada tende a descer devido à menor sustentação, o que aumenta o seu ângulo de ataque (β) e, conseqüentemente, a sustentação. Esse movimento de flapeamento das pás ajuda a equilibrar a sustentação ao longo do disco rotor, contribuindo para a estabilidade lateral do helicóptero.

4.4 VIBRAÇÕES EM HELICÓPTEROS: CAUSAS E EFEITOS

As vibrações em helicópteros são fenômenos comuns e inevitáveis devido à complexidade do sistema de rotores. No entanto, essas vibrações precisam ser monitoradas e controladas adequadamente para garantir a segurança, o desempenho e a longevidade dos componentes da aeronave. Vibrações excessivas podem resultar em desgaste acelerado de peças críticas e até em falhas catastróficas, sendo as razões mais comuns:

- **Desequilíbrio de massa:** pequenas variações no peso das pás podem causar forças centrífugas desiguais durante a rotação do rotor, levando a vibrações.
- **Desgaste ou deformação:** o desgaste desigual das pás, causado por fatores como erosão ou impactos, pode modificar a aerodinâmica do rotor, resultando em vibrações.
- **Problemas mecânicos:** desgaste ou falhas em componentes do sistema de transmissão, como rolamentos ou eixos, também contribuem para o aumento das vibrações.
- **Forças aerodinâmicas irregulares:** além dos desequilíbrios de massa, forças aerodinâmicas desiguais ao longo das pás do rotor podem gerar vibrações, conhecidas como "vibrações harmônicas". Essas vibrações surgem devido à variação da sustentação ao longo do ciclo de rotação das pás. Desgastes ou erros no ajuste dos compensadores aerodinâmicos (*tabs*) podem causar um desequilíbrio na força de sustentação entre as pás, gerando oscilações que afetam o comportamento vibracional da aeronave.

Segundo (NEWMAN, 2008), vibrações de baixa frequência são uma das principais causas de desconforto durante missões prolongadas e podem acelerar o desgaste de componentes vitais. As vibrações causadas pelo rotor principal, também chamadas de vibrações harmônicas, são uma das formas mais comuns de oscilação, como destacado por (HOFFMAN, 2011).

4.4.0.1 Histórico dos Sistemas de Análise de Vibração

Conforme relatado por (DSI-HUMS, 2024), no início da década de 1960, a empresa Chadwick-Helmuth atendeu às necessidades da Hughes Helicopters ao produzir um sistema de análise de vibração pronto para uso em campo, com procedimentos específicos para o gerenciamento de vibrações em seus primeiros helicópteros. Nos anos seguintes, o “Gerenciamento de Vibração” tornou-se parte integrante do vocabulário de todos os fabricantes de aeronaves. Este sistema inicial foi denominado Vibrex™, um nome derivado das palavras “VIBRation EXterminator”.

Na década de 1970, a Chadwick-Helmuth lançou o analisador de espectro modelo 192, que utilizava tecnologia analógica. Entre as décadas de 1980 e 2000, diversos sistemas foram desenvolvidos e outros aprimorados, acompanhando os avanços tecnológicos da época.

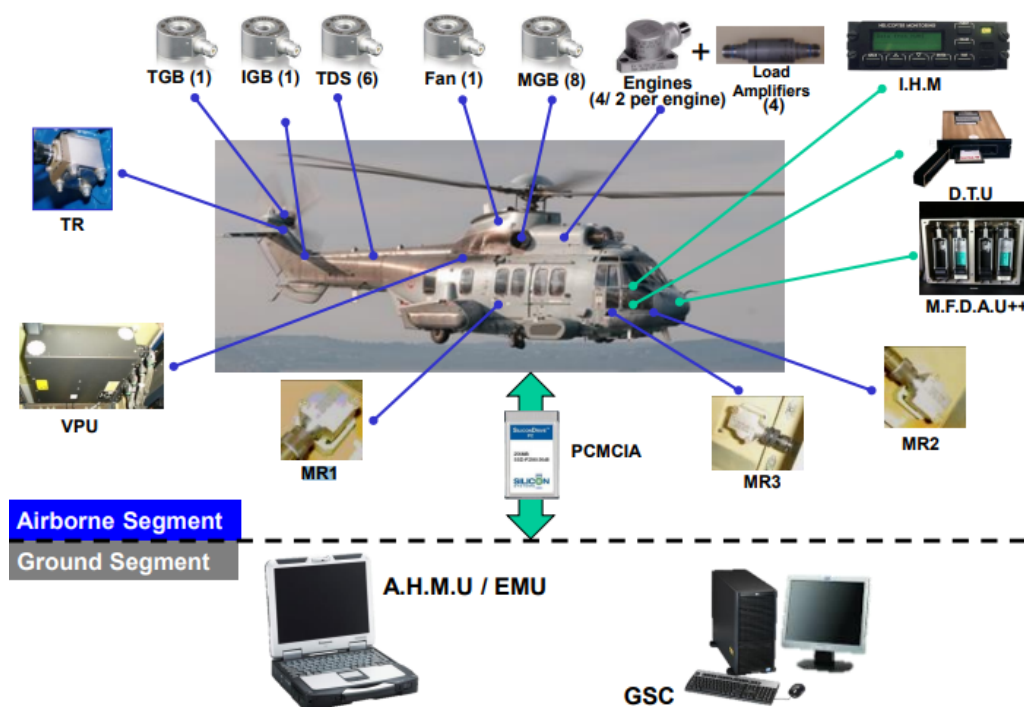
Com a evolução dos computadores, sistemas como o Balancer/Analyzer 8500 e o Vibrex 2000 foram introduzidos no mercado, todos empregando sistemas inteligentes de cartas de balanceamento polares. Esses sistemas permitiram melhorias significativas na análise e correção de vibrações em aeronaves (DSI-HUMS, 2024).

Atualmente, a maioria dos novos helicópteros da Airbus Helicopters já estão equipados com um sistema embarcado chamado M'ARMS (*Modular Aircraft Recording Monitoring System*), que monitora e registra dados dos componentes e sistemas mais importantes do helicóptero. Isso reduz a necessidade de instalar equipamentos adicionais e realizar voos específicos para verificação funcional. O M'ARMS é baseado no HUMS (*Health & Usage Monitoring Systems*), que incorpora vários sensores e acelerômetros instalados em diversos componentes e seções do helicóptero que necessitam ser monitorados. Esse sistema permite a extração do espectro de vibração, possibilitando a identificação de qualquer degradação (GALDINO; REZENDE, 2014).

4.4.1 M'ARMS (*Modular Aircraft Recording Monitoring System*)

O M'ARMS é um sistema desenvolvido para monitorar e registrar os parâmetros do voo e as condições da aeronave, visando otimizar a segurança operacional e os processos de manutenção. Conforme citado anteriormente, este sistema foi desenvolvido a partir de experiências com outros sistemas e aeronaves, incorporando melhorias tecnológicas e funcionais. A arquitetura do sistema M'ARMS é composta por três partes principais: o segmento aéreo, o segmento de solo e o cartão PCMCIA, conforme ilustrado na Figura 7.

Figura 7 – Detalhamento da Instrumentação do Sistema M'ARMS.



Fonte: (HELICOPTERS, 2024b)

4.4.1.1 Segmento Aéreo

Este sistema completo, integra três principais funções: CVFDR, UMS e HUMS.

4.4.1.1.1 CVFDR (*Combined Voice and Flight Data Recorder*)

Como o próprio nome diz, a função do CVFDR, ilustrado na Figura 8, é uma combinação de gravador de voz e dados de voo (CVR + FDR), responsável por armazenar os dados históricos da aeronave. Esses dados incluem informações obrigatórias e recomendadas essenciais em casos de investigação de acidentes ou análise de ocorrências (HELICOPTERS, 2024b). O FDR (*Flight Data Record*) é utilizado pela equipe de manutenção para validar dados e investigar eventos como excedências durante o voo, contribuindo assim para a segurança e a manutenção preventiva da aeronave. Além disso, o CVR (*Cockpit Voice Recorder*) registra os sinais de áudio do piloto e copiloto, bem como sons da cabine, ajudando a fornecer informações contextuais importantes em investigações.

Figura 8 – CVFDR integrado ao H225M.

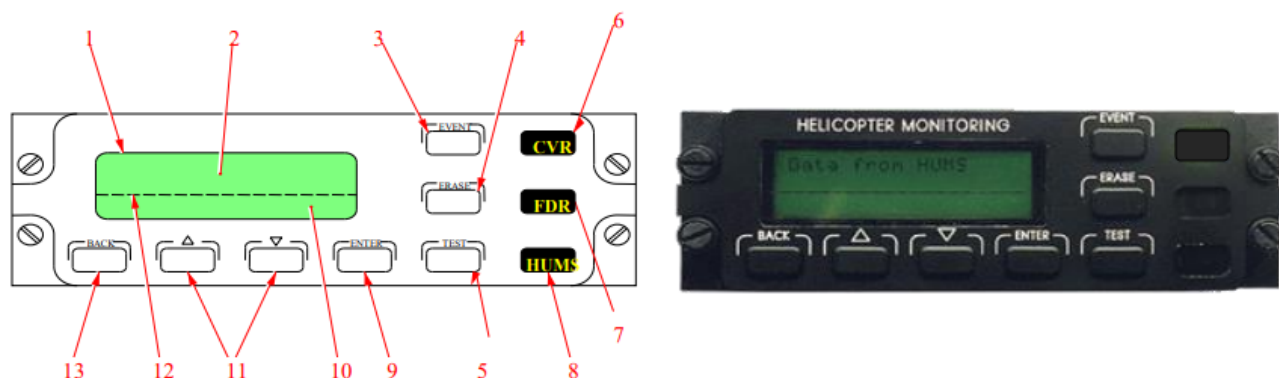


Fonte: (HELICOPTERS, 2024b)

4.4.1.1.2 UMS (*Usage Monitoring System*)

O UMS é responsável pelo monitoramento do uso da aeronave durante os voos. Ela coleta informações sobre a utilização dos componentes principais, como o tempo de operação, o número de pousos, ciclos dos motores e do rotor principal (HELICOPTERS, 2024b). Esses dados são fundamentais para que a equipe de manutenção possa acompanhar as condições dos componentes e garantir que sejam realizadas as manutenções preventivas necessárias. Além disso, o UMS é capaz de gerar mensagens de alerta em caso de excedência dos limites operacionais, o que possibilita uma resposta mais rápida para evitar danos maiores. O UMS conta com o sistema *IHM* (*Interface Helicopter Monitoring*), cuja função principal é fornecer uma interface de monitoramento do uso da aeronave em voo, conforme demonstrado na Figura 9 e Tabela 2.

Figura 9 – IHM integrado ao H225M.



Fonte: (HELICOPTERS, 2024b)

Tabela 2 – Descrição das funções dos botões e tela do IHM.

Nº	Descrição	Função
1	TELA (SCREEN)	Exibe até 3 linhas de informações, com um máximo de 19 caracteres alfanuméricos. Inclui zona de menu e número da página.
2	Zona de Menu (MENU)	Seleção de opções do menu: Dados de voo, Dados de transmissão, Verificação do motor, Sintonia do rotor, Status e resultados de aquisição.
3	Marcador de Evento (EVENT)	Cria uma marca de evento no CVFDR. Utilizado para observar dados importantes durante uma anomalia detectada pelo piloto.
4	Botão Apagar (ERASE)	Apaga as trilhas de áudio gravadas no CVFDR. Pode ser utilizado apenas no solo e requer ativação do interruptor no compartimento de bagagem (necessário 2 pessoas).
5	Botão de Teste (TEST)	Inicializa o teste integrado do CVFDR.
6	Indicador CVR (CVR indicator)	Indica falha na gravação de áudio.
7	Indicador FDR (FDR indicator)	Indica falha na gravação de dados de voo ou falha do módulo MFDAU.
8	Luz de aviso HUMS (HUMS warning light)	Indica uma falha grave no ACMS.
9	Tecla ENTER	Ativa um comando selecionado, acessa um submenu e gerencia os modos HUMS.
10	Zona de anotação (SCRATCH PAD)	Exibe informações no solo, motor desligado. “Full Card” ou “No Card” indica status do cartão, e “Transfer” indica transferência de dados.
11	Seta para cima e para baixo (UP/DOWN)	Inicializa o auto-teste do IHM ao pressionar simultaneamente por 5 segundos e permite rolar pelo menu.
12	Linha tracejada	Permanentemente exibida na tela.
13	Tecla BACK	Retorna à seleção anterior do menu.

Fonte: Adaptado de (HELICOPTERS, 2024b)

4.4.1.1.3 HUMS (*Health and Usage Monitoring System*)

O HUMS realiza a coleta de dados de vibração por meio de acelerômetros de eixo único instalados nos componentes críticos da aeronave, tais como a caixa de engrenagens principal (*Main Gearbox* - MGB), transmissões da cauda (*Tail Drive System* - TDS), caixa intermediária de engrenagens (*Intermediate Gearbox* - IGB), caixa de engrenagens da cauda (*Tail Gearbox* - TGB), acelerômetros instalados no motor (2 por motor) conectados a amplificadores de carga (*Load amplifiers*) e acelerômetros tri-axiais (MR1), bi-axiais (MR2) e de eixo único (MR3) instalados no rotor principal (*Main Rotor*), além de um acelerômetro bi-axial (TR1) posicionado no rotor de cauda (*Tail Rotor*) (HELICOPTERS, 2024b). Além disso, o HUMS utiliza uma Unidade de Processamento de Vibração (*Vibration Processing Unit* - VPU) para adquirir e processar os dados de vibração provenientes dos acelerômetros específicos. A VPU funciona como uma interface de saúde para o HUMS, realizando o monitoramento contínuo de todos os componentes monitorados e computando os resultados necessários para o ajuste dos rotores (HELICOPTERS, 2024b). Ela gerencia os ciclos de aquisição de dados, permitindo a realização de aquisições prioritárias que podem interromper o ciclo normal para medições urgentes. Todos esses equipamentos utilizados no HUMS estão indicados na Figura 7.

Assim, os dados coletados a partir dos acelerômetros são analisados para identificar possíveis problemas, como trincas, desalinhamentos, desbalanceamentos e corrosão. Através de uma leitura detalhada das fases (ângulos de fase) e intensidades (amplitudes) das vibrações em diferentes pontos da aeronave, é possível identificar a origem das vibrações e determinar os ajustes necessários para o balanceamento eficaz do rotor principal (HELICOPTERS, 2024b). Quando os níveis de vibração excedem os limites estabelecidos, o sistema gera alertas de manutenção, permitindo a realização de ações corretivas antes que ocorram falhas significativas.

4.4.1.1.4 PCMCIA (*Personal Computer Memory Card International Association*)

O cartão PCMCIA (Figura 10) é utilizado para monitorar e registrar dados essenciais para a manutenção e operação segura da aeronave. Este cartão é extremamente confiável, projetado para funcionar por longos períodos sem falhas e em uma ampla variedade de temperaturas, mesmo sem energia. Durante cada voo, o PCMCIA cria dois tipos de arquivos: um para monitorar a saúde e o uso da aeronave (dados HUMS) e outro para registrar informações detalhadas do voo (dados CVFDR) (HELICOPTERS, 2024b). Esses arquivos ajudam a identificar problemas como vibrações excessivas, que podem indicar a necessidade de manutenção preventiva antes que ocorram falhas graves. O PCMCIA também trabalha em conjunto com outros componentes do sistema M'ARMS, como o computador de suporte em terra (GSC) e a unidade de transferência de dados (DTU) (HELICOPTERS, 2024b). Essa integração permite que todos os dados coletados sejam centralizados, analisados e facilmente acessados para revisões posteriores. Mesmo que o cartão seja removido ou a tampa do DTU seja aberta durante a gravação dos dados, o sistema possui mecanismos para proteger a integridade das informações, minimizando a perda de dados.

Figura 10 – PCMCIA.



Fonte: Fonte: (HELICOPTERS, 2024b)

4.4.1.2 Segmento de Solo

Os dados registrados no Cartão PCMCIA podem ser transferidos para um computador portátil (EMU - *Eurocopter Maintenance Unit*) ou para um *Ground Station Computer* (GSC), como demonstrado na Figura 11, equipado com o programa *Vibrato V3.2*, um *software* especializado que processa os dados vibracionais, realizando análises espectrais e fornecendo um diagnóstico preciso sobre o estado do rotor e dos componentes associados (HELICOPTERS, 2024b). Por meio desse programa, os técnicos podem prever e planejar os ajustes vibracionais necessários, como a adição ou remoção de massas de balanceamento, ou ajustes nos ângulos das pás do rotor.

Figura 11 – EMU.



Fonte: Próprio autor.

A utilização do segmento de solo permite uma interpretação rápida e precisa dos dados, gerando recomendações específicas baseadas nas medições realizadas. Dessa forma, é possível efetuar o balanceamento para normalizar os níveis de vibração, garantindo que a aeronave opere dentro dos padrões de segurança e conforto estabelecidos pelas normas aeronáuticas, tais como a MIL-STD-810 (MIL-STD, 1989) e/ou a RTCA DO-160 (RTCA, 2010).

4.5 ETAPAS DO BALANCEAMENTO

O balanceamento de rotores em helicópteros é uma tarefa fundamental para assegurar a operação segura e eficiente da aeronave. Os principais balanceamentos realizados são o estático, o dinâmico e o aerodinâmico, cada um abordando aspectos específicos das forças envolvidas durante o voo. O foco deste trabalho está nos balanceamentos dinâmico e aerodinâmico, essenciais para o desempenho e segurança de helicópteros como o H225M.

4.5.1 Balanceamento Estático

O balanceamento estático refere-se à distribuição uniforme da massa das pás em relação ao eixo de rotação do rotor (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011). Esse balanceamento é geralmente realizado na fábrica, assegurando que todas as pás tenham pesos e centros de gravidade semelhantes. Um rotor está estaticamente balanceado quando, ao ser colocado em repouso, não há tendência de girar devido a uma distribuição desigual de massa. Isso é essencial para evitar vibrações indesejadas que podem ocorrer mesmo quando o rotor não está em operação.

Para garantir o balanceamento estático, as pás são fabricadas com tolerâncias rigorosas em relação ao peso e à posição do centro de gravidade. Caso seja necessário, pequenos ajustes são feitos adicionando ou removendo material em locais específicos da pá durante o processo de fabricação (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011). Dessa forma, assegura-se que todas as pás tenham características físicas semelhantes, minimizando desequilíbrios estáticos.

O balanceamento estático pode ser verificado posicionando o rotor em um suporte de baixo atrito e observando se ele permanece em qualquer posição angular sem tendência a girar. Se o rotor tende a girar até que a mesma pá fique sempre na parte inferior, isso indica um desequilíbrio estático que precisa ser corrigido.

4.5.2 Balanceamento Dinâmico

O balanceamento dinâmico considera não apenas o peso e a distribuição de massa das pás, mas também as forças inerciais que surgem durante a rotação do rotor e a interação entre as pás. Mesmo que um rotor esteja perfeitamente balanceado estaticamente, podem ocorrer desequilíbrios dinâmicos devido a pequenas variações na distribuição de massa ao longo das pás ou diferenças nas características estruturais, resultando em forças inerciais desiguais durante a operação (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011).

Uma das principais causas de desequilíbrio dinâmico é a diferença nos momentos centrífugos das pás, que podem gerar vibrações significativas quando o rotor está em movimento. Para compreender o balanceamento dinâmico, é importante considerar as forças centrífugas atuando nas pás.

A força centrífuga F_c atuando em uma pá é dada por

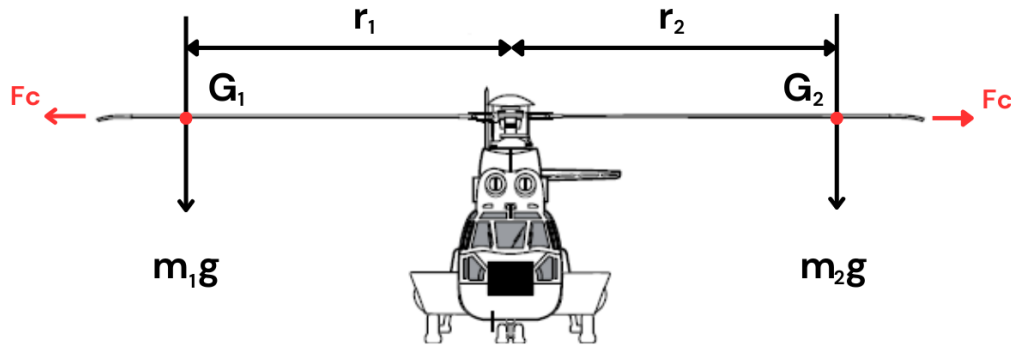
$$F_c = m \cdot \Omega^2 \cdot r, \quad (7)$$

onde F_c é a força centrífuga atuando na pá (N); m é a massa da pá (kg); Ω é a velocidade angular do rotor (rad/s); e r é a distância do centro de gravidade (G) da pá ao eixo de rotação (m).

Para assegurar que todas as pás produzam forças centrífugas equivalentes e minimizar as vibrações durante a operação, é necessário que o produto $m \cdot r$ seja o mesmo para todas as pás. Isso pode ser expresso pela condição

$$m_1 \cdot r_1 = m_2 \cdot r_2 = \dots = m_n \cdot r_n. \quad (8)$$

Figura 12 – Equalização dos Momentos de Força Peso.



Fonte: Adaptado (AIRBUS HELICOPTERS, 2014).

No balanceamento dinâmico, ajustes são feitos adicionando pesos de balanceamento no *hub* das pás, alterando o centro de gravidade e, conseqüentemente, o momento centrífugo de cada pá (HELICOPTERS, 2024a). Sensores e equipamentos de medição de vibração são utilizados para identificar desequilíbrios dinâmicos e determinar os ajustes necessários.

O balanceamento dinâmico é essencial para garantir a operação suave e eficiente do rotor, reduzindo vibrações que podem afetar a estrutura da aeronave e o conforto dos passageiros. Helicópteros como o H225M exigem um balanceamento dinâmico preciso devido às altas velocidades de rotação e às demandas operacionais críticas (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011).

4.5.3 Balanceamento Aerodinâmico

O balanceamento aerodinâmico, que também é um foco central deste estudo, é dividido em duas partes principais: o balanceamento das pás e o balanceamento do rotor. Cada uma dessas componentes desempenha um papel vital na estabilidade e no desempenho geral da aeronave.

4.5.3.1 Balanceamento Aerodinâmico das Pás

O balanceamento aerodinâmico das pás tem como objetivo igualar a sustentação gerada por cada pá do rotor. Se uma pá produzir mais sustentação do que as outras, o rotor se torna aerodinamicamente desequilibrado, resultando em oscilações e vibrações que podem ser sentidas em toda a aeronave (GESSOW, 2010). Essas vibrações afetam o conforto dos passageiros e podem causar desgaste prematuro nos componentes mecânicos.

Para garantir que cada pá forneça a mesma sustentação para um mesmo ângulo de passo coletivo, as pequenas variações decorrentes do processo de fabricação são compensadas por meio de dispositivos conhecidos como *tabs* aerodinâmicos. Os *tabs* são pequenos prolongamentos ajustáveis do bordo de fuga próximos à ponta da pá, eles são projetados para ajustar o rastreamento das pás, que é o

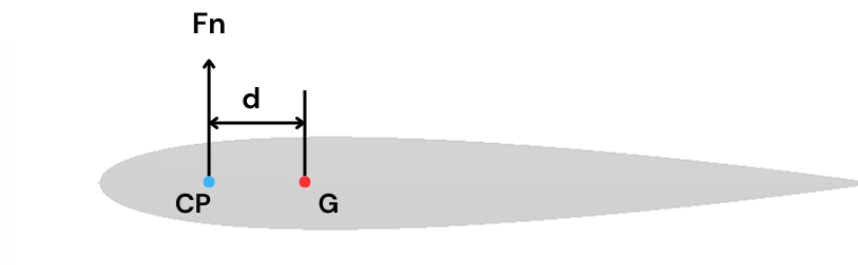
alinhamento correto entre elas durante o giro. Esse alinhamento é fundamental para evitar vibrações excessivas e garantir que o voo seja seguro e confortável. Assim, ao ajustar a inclinação do *tab*, é possível modificar o fluxo de ar sobre a pá, alterando sua sustentação (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011).

Quando o *tab* não está alinhado com o perfil aerodinâmico da pá, ele induz uma força aerodinâmica adicional F_n . Essa força gera um momento de torção M_t , que pode ser calculado pela equação

$$M_t = d \cdot F_n, \quad (9)$$

onde M_t é o momento de torção atuando na pá devido ao *tab* (N·m); d é a distância (braço de alavanca) entre o eixo de rotação da pá e o ponto de aplicação da força F_n (m); e F_n é a força aerodinâmica normal induzida pelo *tab* (N).

Figura 13 – Momento de torção.



Fonte: Próprio Autor.

Essa força F_n é produzida devido à mudança no fluxo de ar causada pelo ângulo do *tab*. A alteração no fluxo de ar sobre o bordo de fuga cria uma diferença de pressão que resulta em uma força aerodinâmica adicional, ajustando a sustentação da pá.

A força aerodinâmica F_n gerada pelo *tab* pode ser aproximada por

$$F_n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L, \quad (10)$$

onde ρ é a densidade do ar (kg/m^3); V é a velocidade relativa do ar sobre a pá (m/s); S é a área afetada pelo *tab* (m^2); e C_L é o coeficiente de sustentação associado ao ângulo do *tab* (adimensional).

Ao ajustar o ângulo do *tab*, alteramos C_L , modificando a força F_n e, conseqüentemente, o momento de torção M_t . Esse processo permite equilibrar aerodinamicamente as pás, igualando a sustentação gerada por cada uma delas.

O balanceamento aerodinâmico das pás envolve ajustes regulares nos *tabs* aerodinâmicos, baseados em medições de vibração e desempenho durante o voo. Conforme destacado por (JOHNSON, 2012), em helicópteros modernos como o H225M, o balanceamento aerodinâmico é um procedimento contínuo. Pequenos ajustes são realizados periodicamente para garantir que as condições de voo sejam constantemente otimizadas, minimizando vibrações e maximizando a eficiência do rotor.

4.5.3.2 Balanceamento Aerodinâmico do Rotor

O balanceamento aerodinâmico do rotor é fundamental para assegurar que a sustentação gerada por cada pá seja distribuída uniformemente.

Ao montar as pás nos punhos da cabeça do rotor principal, essas pequenas diferenças podem resultar em variações na sustentação gerada por cada pá em um determinado passo coletivo, ocasionando vibrações e desalinhamentos nas trajetórias das pás, fenômeno conhecido como *tracking* (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011).

Para eliminar essas diferenças de sustentação e alinhar as trajetórias das pás, utiliza-se o ajuste dos comprimentos das hastes de mudança de passo, conhecidos como *pitch links*. Os *pitch links* são hastes de comando que conectam cada pá ao mecanismo de controle de passo, permitindo ajustar o ângulo de ataque de cada pá individualmente (HELICOPTERS, 2015).

Por convenção, uma das pás é usada como referência, e seu *pitch link* não é ajustado. Portanto, na prática, é necessário alinhar as trajetórias das demais pás com a trajetória da pá de referência. Para aumentar a sustentação (F_n) de uma pá, alonga-se seu *pitch link*, o que eleva a ponta da pá; para diminuir a sustentação, encurta-se o *pitch link*, baixando a ponta da pá.

O ajuste dos *pitch links* deve ser cuidadosamente realizado para corrigir desbalanceamentos em voo, pois tem grande influência no comportamento aerodinâmico do conjunto da cabeça do rotor.

O ajuste adequado dos *pitch links* contribui para minimizar vibrações, melhorar o desempenho aerodinâmico e prolongar a vida útil dos componentes mecânicos do rotor. É um procedimento crítico que requer precisão e atenção aos detalhes, sendo geralmente realizado por técnicos especializados durante a manutenção da aeronave.

5 METODOLOGIA

A metodologia deste estudo visa garantir um balanceamento eficiente e seguro do rotor do helicóptero H225M matrícula EB 5004, fundamentando-se nos conceitos teóricos apresentados anteriormente. As etapas do processo incluem balanceamento estático, dinâmico e aerodinâmico, com ênfase na aplicação prática dos princípios discutidos.

5.1 PRÉ-AJUSTE DO ROTOR PRINCIPAL

Para iniciar o processo de pré-ajuste, é necessário montar as pás na cabeça do rotor principal (CRP). Devido às limitações de fabricação, as pás nunca são completamente idênticas, o que resulta em pequenas diferenças nas características aerodinâmicas e na sustentação gerada por cada uma. Para compensar essas variações em relação à sustentação de referência fornecida pelo fabricante, ajusta-se o ângulo de incidência, denominado por Δi .

O Δi representa a diferença angular entre o ângulo de incidência de cada pá e o ângulo de incidência de referência estabelecido pelo fabricante (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011). A equação que descreve essa diferença angular é

$$\Delta i = i_{\text{pá}} - i_{\text{ref}}, \quad (1)$$

onde Δi é a diferença angular da pá em relação ao ângulo de incidência de referência do fabricante ($^{\circ}$); $i_{\text{pá}}$ é o ângulo de incidência da pá em questão ($^{\circ}$); e i_{ref} é o ângulo de incidência de referência fornecido pelo fabricante ($^{\circ}$).

Cada pá do modelo H225M vem acompanhada de um documento que registra o valor do seu Δi , informando ao operador a tendência de sustentação daquela pá em comparação com a referência de fábrica. O posicionamento das pás na CRP é definido por cores, sendo a pá amarela a pá de referência por padrão. Para determinar qual pá deve ser instalada no punho amarelo, calcula-se a média dos valores de Δi de todas as pás disponíveis. A pá com o valor de Δi mais próximo dessa média é selecionada como a pá amarela (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011).

As demais pás podem ser instaladas em qualquer posição na cabeça do rotor, mas é recomendável que a distribuição dos valores de Δi seja equilibrada em relação ao eixo formado pela pá amarela. Isso significa que, embora não seja possível atingir um equilíbrio perfeito entre os dois lados do eixo, deve-se procurar manter um balanceamento relativo para otimizar o desempenho do rotor (HELICOPTERS, 2022).

No final da etapa de pré-ajuste, é fundamental ajustar o comprimento teórico das hastes de passo, também conhecidas como *pitch links*. Para isso, utilizam-se ferramentas que garantem que o comprimento inicial esteja entre 478,8 mm e 479,2 mm. Esse ajuste é baseado nos valores de Δi previamente calculados para cada pá. Um Δi de 10° corresponde a uma volta no corpo da haste, permitindo um ajuste fino que compensa as diferenças individuais das pás e assegura um funcionamento adequado do rotor (HELICOPTERS, 2024a).

5.2 MEDIÇÕES DE VIBRAÇÃO

Para realizar o balanceamento do rotor, é fundamental que as condições ambientais sejam adequadas, especificamente que a velocidade do vento seja inferior a 10 Kts. Ventos mais fortes podem introduzir perturbações que afetam a qualidade das amostras das medições de vibração, comprometendo a eficácia do balanceamento. O procedimento de balanceamento torna-se necessário quando um dos níveis de vibração registrados durante o voo ultrapassa 0,2 IPS (polegadas por segundo), desde que não haja nenhum defeito mecânico identificado no conjunto do rotor (EUROCOPTER/HELIBRAS, 2011).

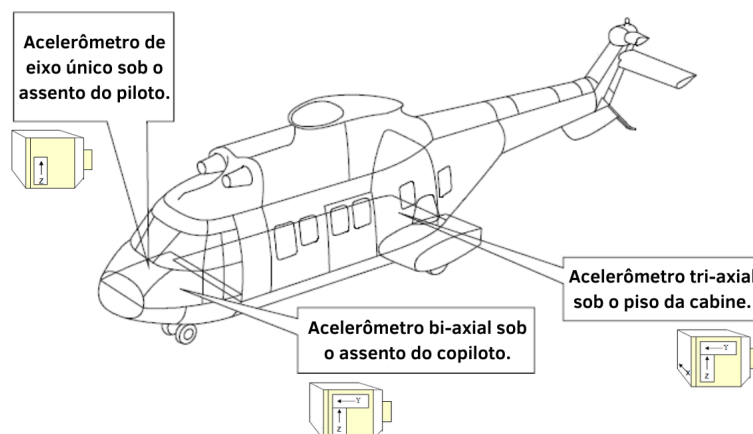
O primeiro passo consiste em verificar se todas as condições para a medição das vibrações estão adequadas. É imprescindível que a aeronave esteja em uma faixa de peso específica, variando entre 7.400 kg (16.314 libras) e 9.000 kg (19.842 libras) (HELICOPTERS, 2024a). Essa faixa é determinada para assegurar que as características de voo e os padrões de vibração permaneçam dentro de parâmetros controláveis e conhecidos. O peso atual da aeronave deve ser registrado pelo piloto antes da realização das medições; caso contrário, o procedimento não deve ser executado, pois a ausência dessa informação pode comprometer a confiabilidade dos dados coletados.

A coleta dos dados de vibração é realizada por meio do M'ARMS, que registra as informações em seu cartão de memória para posterior análise. O M'ARMS utiliza três acelerômetros triaxiais, estrategicamente posicionados na aeronave para captar as vibrações em pontos críticos, permitindo uma análise abrangente do comportamento vibracional (HELICOPTERS, 2024b). A disposição e configuração desses acelerômetros são as seguintes:

- Acelerômetro 1: Localizado sob o acento do piloto, no lado direito da cabine frontal, este sensor está configurado para medir vibrações apenas no eixo Z (vertical).
- Acelerômetro 2: Instalado sob o acento do copiloto, no lado esquerdo da cabine frontal, este acelerômetro está programado para efetuar leituras nos eixos Y (lateral) e Z (vertical).
- Acelerômetro 3: Posicionado na área de trás da aeronave, sob o piso da cabine, este sensor está configurado para medir vibrações nos eixos X (longitudinal), Y (lateral) e Z (vertical). A instalação desse acelerômetro na parte traseira da aeronave possibilita a detecção de vibrações em todas as direções, oferecendo uma visão completa das oscilações que podem afetar essa região, incluindo possíveis ressonâncias estruturais ou interferências aerodinâmicas.

Através da Figura 14 é possível visualizar o posicionamento dos acelerômetros.

Figura 14 – Posição dos acelerômetros do rotor principal.



Fonte: Adaptado (HELICOPTERS, 2024b)

5.3 MEDIÇÕES DE VIBRAÇÃO EM SOLO E EM VOO

Para garantir um balanceamento eficaz do rotor principal, é fundamental realizar medições de vibração tanto em solo quanto em voo. As medições em solo permitem identificar a necessidade de ajustes iniciais e avaliar a eficácia das correções aplicadas. Já em voo, diferentes condições operacionais são analisadas para assegurar que os níveis de vibração permaneçam dentro dos limites aceitáveis, garantindo a segurança e o desempenho ideal da aeronave.

Conforme descrito na Seção 5.2, os níveis de vibração aceitáveis em qualquer etapa do voo são de 0,2 IPS. No entanto, durante o procedimento de medições de vibração, é possível prosseguir para as fases subsequentes do voo desde que os níveis de vibração não excedam 0,5 IPS. Essa margem permite que os pilotos e a equipe de manutenção avancem para etapas posteriores de avaliação, mesmo que pequenas correções ainda sejam necessárias. Isso otimiza o processo de balanceamento, reduzindo a quantidade de manutenções corretivas e assegurando o conforto e a segurança durante a operação da aeronave.

5.3.1 Medições em Solo (*First Point Of Ground* - FPOG)

Para realizar as medições em solo, executou-se um giro do rotor em uma superfície plana e horizontal. As condições específicas para a medição foram:

- Velocidade do vento inferior a 10 Kts;
- Comando de partida na posição "*flight*";
- Comando cíclico em posição neutra;
- Pedais em neutro;
- Comando coletivo em passo mínimo (totalmente em baixo).

Durante essas medições, os níveis de vibração foram monitorados nos acelerômetros posicionados no assento do piloto (eixo Z), no assento do copiloto (eixos Y e Z) e na cabine (eixos X, Y e Z),

descritos detalhadamente na seção 5.2. Se algum desses sensores registrasse um nível de vibração superior a 0,5 IPS no IHM, seriam aplicadas as correções de peso recomendadas pelo programa, ajustando apenas o peso na cabeça do rotor (grãos de chumbo).

5.3.2 Medições em Voo

As medições em voo foram realizadas em três condições distintas, cada uma impondo diferentes exigências ao rotor principal:

1. **Voo Pairado (*Hover*):** Voo estacionário dentro do efeito solo.
2. **Voo Nivelado a 100 Kts:** Voo estabilizado a uma velocidade de 100 Kts (aproximadamente 185 km/h), a cerca de 460 metros acima do nível do solo.
3. **Voo na Potência Máxima Contínua (MCP):** Voo nivelado operando na potência máxima contínua, também a aproximadamente 460 metros de altitude.

Antes de prosseguir para as medições em voo, é importante assegurar que os níveis de vibração em solo estejam dentro dos limites aceitáveis. Se alguma das vibrações nos sensores relacionados ao balanceamento do rotor principal exceder 0,5 IPS durante o giro em solo, não é permitido avançar para as medições em voo, devendo-se primeiro resolver quaisquer problemas identificados.

5.3.2.1 Voo Pairado (*Hover*)

No voo pairado, o rotor principal é altamente exigido, pois é responsável por gerar toda a sustentação necessária para manter a aeronave estacionária em altitude fixa. Nesta condição, a análise de vibrações é fundamental, já que qualquer desequilíbrio pode afetar a estabilidade e o controle do helicóptero.

5.3.2.2 Voo Nivelado a 100 Kts

Durante o voo nivelado a 100 Kts, o helicóptero é estabilizado em uma velocidade típica de cruzeiro. Nesta situação, o rotor principal opera de forma mais uniforme, e a análise de vibração ajuda a identificar oscilações que podem não ser perceptíveis em outras condições de voo.

5.3.2.3 Voo na Potência Máxima Contínua (*Maximum Continuous Power* - MCP)

O voo na Potência Máxima Contínua (MCP) representa uma condição de alta exigência para o sistema de propulsão. Nesta situação, o rotor principal opera sob a carga máxima permitida para operação contínua, podendo revelar vibrações que não são evidentes em condições menos exigentes.

5.3.3 Análise dos Resultados

Após a realização das medições em voo, os dados devem ser analisados utilizando o *Software Vibrato V3.2*. Se os níveis de vibração registrados forem inferiores a 0,2 IPS em todas as configurações de voo e para todos os eixos de medição (piloto Z, copiloto Y e Z, cabine X, Y e Z), considera-se que a aeronave está dentro da tolerância de ajuste, não sendo necessárias correções adicionais.

Caso contrário, se os níveis de vibração excederem 0,2 IPS em pelo menos uma configuração de voo ou para pelo menos um dos eixos de medição, as correções para o balanceamento recomendadas pelo *software* devem ser aplicadas.

5.4 PROCEDIMENTOS DE BALANCEAMENTO

Após a identificação das vibrações, partimos para o processo de balanceamento do rotor, a fim de mitigar as vibrações até os níveis aceitáveis estipulados no manual de voo da aeronave.

Os procedimentos de balanceamento foram divididos em três etapas principais: balanceamento estático, balanceamento dinâmico e balanceamento aerodinâmico.

5.4.1 Balanceamento Estático

O balanceamento estático não precisou ser realizado, pois, conforme previsto, as pás do rotor principal já vieram estaticamente balanceadas de fábrica.

5.4.2 Balanceamento Dinâmico

Para o balanceamento dinâmico, ajustou-se o peso no punho do rotor. Conhecidos como *shot weights*, esses pesos são pequenas esferas de chumbo, demonstradas na Figura 15a, colocados em reservatórios específicos localizados no punho do rotor (Figura 15b). Sua função é alterar a distribuição de massa no sistema rotativo para compensar forças desequilibradas. Assim, esses reservatórios podem ser ajustados adicionando ou removendo pesos para corrigir anomalias detectadas nas medições de vibração.

Figura 15 – Elementos relacionados ao procedimento de balanceamento dinâmico.



(a) Esferas de chumbo para serem colocadas no reservatório.



(b) Reservatório para armazenamento das esferas localizado no punho do rotor.

Fonte: Próprio Autor.

Conforme o Manual de Manutenção da Aeronave (MMA), cada reservatório pode conter no máximo 1,6 kg (3,53 lb) de peso, e apenas dois reservatórios adjacentes podem ser carregados simultaneamente (HELICOPTERS, 2024a). Além disso, a distribuição dos pesos deve ser feita de maneira simétrica sempre que possível, evitando criar novos desbalanceamentos ao corrigir o existente, pois, adições excessivas de peso podem sobrecarregar os reservatórios e criar novos desequilíbrios e distribuições inadequadas podem agravar os problemas de vibração.

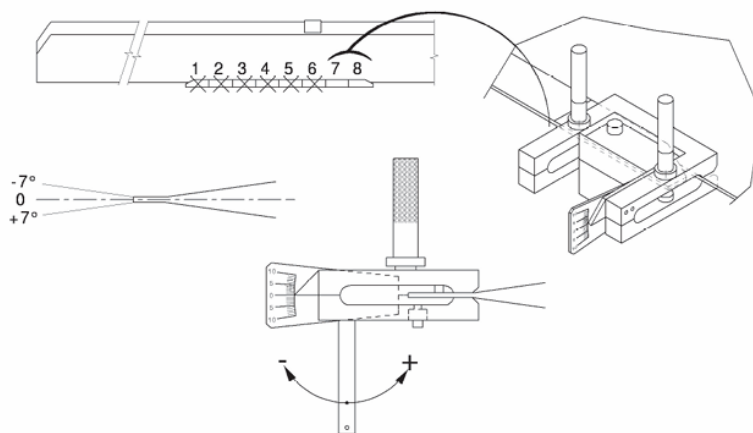
5.4.3 Balanceamento Aerodinâmico

O balanceamento aerodinâmico foi dividido em duas partes: o balanceamento das pás e o balanceamento do rotor. Para o balanceamento aerodinâmico das pás alterou-se o ângulo de inclinação dos *tabs* com o intuito de aumentar ou diminuir a sustentação da pá até que todas as pás estejam aerodinamicamente balanceadas. Já para o balanceamento aerodinâmico do rotor, alterou-se a rotação do *pitch link* a fim de aumentar ou diminuir o ângulo de ataque das pás, com o intuito de eliminar a diferença de sustentação, alinhando a trajetória de todas as pás. A pá de referência foi utilizada para alinhar as demais.

5.4.3.1 Balanceamento Aerodinâmico das Pás

Na aeronave H225M, são instaladas oito *tabs* nas pás, identificados de 1 a 8, conforme demonstrado na Figura 16, que desempenham funções fundamentais para o alinhamento do rotor e a minimização de vibrações durante o voo. No entanto, apenas os *tabs* 7 e 8 podem ser ajustados (HELICOPTERS, 2022). Os *tabs* 1 a 6 possuem configurações fixas, registradas em documentos técnicos que acompanham as pás ao longo de sua vida útil. Essa configuração foi projetada para assegurar que as características aerodinâmicas do rotor permaneçam inalteradas, minimizando o risco de desequilíbrios graves. Alterar esses *tabs* indevidamente poderia comprometer a eficiência do rotor e gerar problemas que colocariam em risco a segurança do voo. Por outro lado, os *tabs* 7 e 8 são projetados para permitir ajustes limitados, possibilitando corrigir desalinhamentos que poderiam causar vibrações excessivas.

Figura 16 – Configuração dos *Tabs*.



Fonte: (HELICOPTERS, 2022).

O ajuste dos *tabs* 7 e 8 é realizado com um limite máximo de 7° de flexão para cada *tab*. Esse parâmetro foi estabelecido no manual de manutenção da aeronave para permitir correções precisas no alinhamento das pás, sem exceder a margem de segurança estrutural. Se for necessário um ajuste maior, ele deve ser distribuído uniformemente entre os dois *tabs* da mesma pá, evitando que qualquer um deles suporte uma carga excessiva. Isso demonstra que o processo é cuidadosamente calibrado para corrigir desalinhamentos sem comprometer a integridade da estrutura do rotor.

5.4.3.2 Balanceamento Aerodinâmico do Rotor

Para o balanceamento aerodinâmico do rotor, ajusta-se o pitch link (Figura 17), ou haste de controle de passo, girando-a em incrementos de um quarto de giro. A haste amarela, considerada como referência, não deve ser ajustada, pois seu comprimento é fixo e serve como base para os demais ajustes. As outras hastes de passo não devem ser ajustadas em mais de 4 voltas, para garantir a segurança e a eficácia do balanceamento (HELICOPTERS, 2015).

Figura 17 – *Pitch link* do H225M.



Fonte: Próprio Autor.

Após cada ajuste na haste, é necessário repetir a medição para verificar se o alinhamento foi corrigido. Este processo iterativo é necessário para garantir que o desvio das pás esteja dentro das tolerâncias especificadas no manual técnico (HELICOPTERS, 2015), que estabelece limites aceitáveis para o desvio entre as pás em diferentes condições de voo, sendo 16 mm para FPOG até *Hover* e 36 mm em voo estabilizado até MCP. Essa verificação contínua reflete o rigor exigido no balanceamento do rotor, pois ajustes incorretos podem não corrigir o problema ou, em casos graves, agravá-lo.

5.5 AJUSTES FINAIS COM BASE NAS MEDIÇÕES

Com os dados coletados, foram realizados ajustes finais tanto no balanceamento dinâmico quanto no balanceamento aerodinâmico. Essas correções garantiram que as vibrações permanecessem abaixo de 0,2 IPS, assegurando a eficiência e a segurança do rotor.

6 RESULTADOS E DISCUSSÃO

Nesta seção, serão apresentados e discutidos os resultados obtidos a partir do estudo de caso envolvendo o balanceamento dinâmico e aerodinâmico do rotor principal do helicóptero H225M matrícula EB 5004. O processo de balanceamento foi conduzido de forma sistemática, com medições feitas em diferentes condições operacionais (solo e voo), conforme descrito anteriormente na Seção 5.

6.1 PRÉ-AJUSTE DO ROTOR PRINCIPAL

Considerando os valores de Δi para o conjunto de 5 pás da aeronave, contidas no seu *log card*:

Tabela 3 – Valores de Δi .

Pá	1	2	3	4	5
$\Delta i [^\circ]$	+7	0	0	+3	-1

Fonte: Próprio Autor.

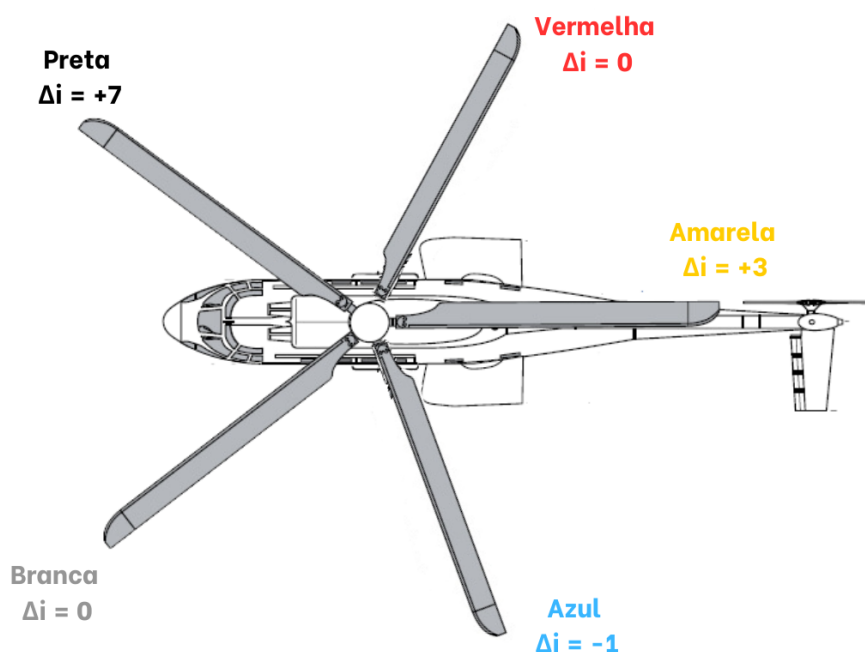
A média dos valores de Δi é calculada como

$$\text{Média} = \frac{(+7 + 0 + 0 + 3 + (-1))}{5} = \frac{7 + 3 - 1}{5} = \frac{9}{5} = 1,8^\circ. \quad (1)$$

Logo, a pá que mais se aproxima da média é a pá 4 com $\Delta i = +3^\circ$, portanto, ela será denominada como a pá de referência (pá amarela).

As demais pás foram distribuídas para tentar buscar o equilíbrio em relação ao eixo da pá amarela. Portanto, foram distribuídas conforme ilustrado na Figura 18.

Figura 18 – Distribuição das pás no rotor principal.



Fonte: Próprio Autor.

Os pré-ajustes do *pitch link* foram determinados com base nos valores de Δi de cada pá, considerando que cada 10° de Δi equivale a uma volta completa no corpo da haste. Esses ajustes garantem que cada pá tenha o ângulo de incidência compensado, contribuindo para o balanceamento aerodinâmico do rotor principal. A Tabela 4 apresenta os ajustes calculados para cada pá, onde ajustes positivos aumentam o comprimento da haste e ajustes negativos o reduzem.

Tabela 4 – Ajuste do *pitch link* com base nos valores de Δi .

Pá	Preta	Vermelha	Branca	Amarela	Azul
Δi [$^\circ$]	+7	0	0	+3	-1
(<i>pitch link</i>)	+0,7	0	0	+0,3	-0,1

Fonte: Próprio Autor.

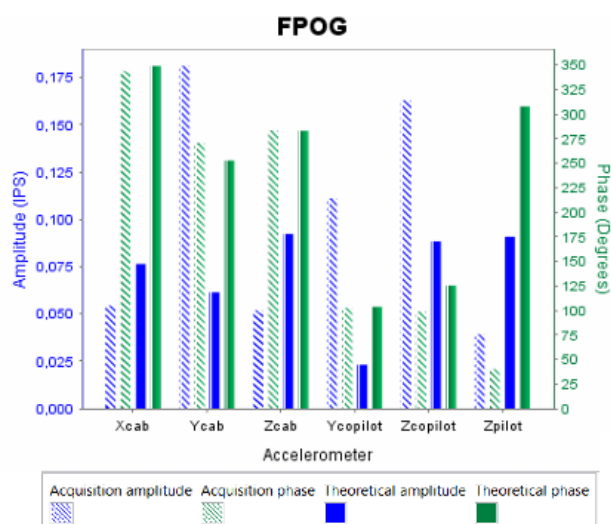
6.2 MEDIÇÕES DE VIBRAÇÃO

6.2.1 Primeira Tomada

Após o pré-ajuste do rotor principal, foi realizado um giro em solo sobre uma superfície plana e horizontal, atendendo às condições necessárias para a aquisição dos dados de medição de vibração em solo pelo sistema M'ARMS. Durante essa primeira coleta de medições, conforme exigido pelo manual, o motor foi acionado no solo (*First Point Of Ground* - FPOG), e as medições iniciais de vibração apresentadas no IHM indicaram valores abaixo de 0,2 IPS.

Apesar dos valores estarem dentro dos limites aceitáveis, as vibrações se aproximavam dos níveis operacionais máximos recomendados. Ao conectar o cartão PCMCIA ao EMU, os dados analisados pelo *Software Vibrato V3.2* indicaram a necessidade de ajustes adicionais no balanceamento do helicóptero H225M, matrícula EB 5004. Em particular, foi observada a necessidade de ajustes nos eixos Y e X dos acelerômetros localizados sob o piso da cabine, conforme analisado na Figura 19.

Figura 19 – Primeira tomada de medições de Vibração em Solo (FPOG).



Fonte: Próprio Autor.

Os gráficos fornecidos pelo *software* mostram as amplitudes e fases das vibrações captadas pelos acelerômetros durante o voo. A amplitude medida, representada pela linha azul tracejada, é o principal foco da análise, pois reflete as vibrações reais do sistema. Em contraste, a amplitude teórica, é uma referência ideal que o sistema deveria atingir.

A fase, representada entre 0° e 360° , indica a posição angular do ciclo de vibração onde cada amplitude ocorre, ajudando a localizar a origem do desequilíbrio. A diferença entre a amplitude teórica e a medida destaca desvios entre o comportamento ideal e o real, orientando ajustes no sistema para reduzir vibrações indesejadas.

As medições em solo são de extrema importância, pois refletem o comportamento do rotor principal sem as influências aerodinâmicas presentes em voo, especialmente em altas velocidades. Essa etapa inicial permite identificar desequilíbrios potenciais e realizar os ajustes necessários antes de prosseguir para as fases de medição em voo, garantindo a segurança e a eficiência operacional da aeronave.

Assim, após análise dos resultados, optou-se por realizar o primeiro ajuste de balanceamento em solo, adicionando 661 gramas de peso ao punho da pá branca e 573 gramas ao punho da pá preta, com base nos dados fornecidos pela plataforma EMU equipada com o programa *Vibrato V3.2*, conforme apresentado na Tabela 5:

Tabela 5 – Peso (gramas).

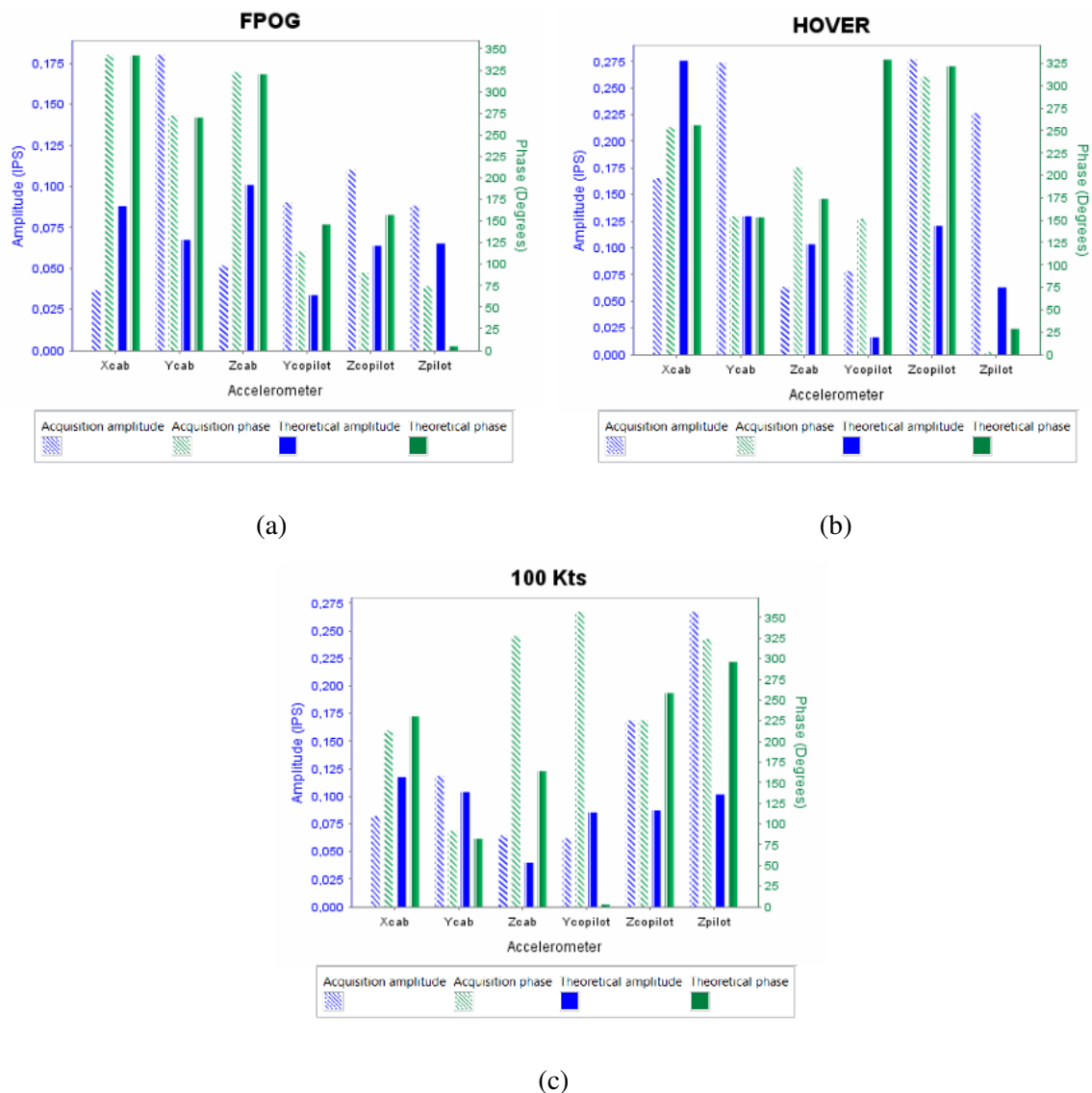
Pá	Atual [g]	Aplicar [g]	Total [g]
Amarela	0	0	0
Azul	0	0	0
Branca	0	661	661
Preta	0	573	573
Vermelha	0	0	0

Fonte: Próprio Autor.

6.2.2 Segunda Tomada

Após a primeira rodada de ajustes no rotor principal, foram realizados novos testes para verificar a eficácia das correções implementadas. Durante o segundo giro de solo, através do sistema IHM integrado à aeronave, constatou-se que a aeronave manteve níveis de vibração abaixo de 0,2 IPS em todos os eixos analisados (eixo Z do piloto, eixos Y e Z do copiloto e eixos X, Y e Z da cabine), demonstrados na Figura 20a. Com base nesses resultados satisfatórios, a aeronave foi autorizada a prosseguir para as aquisições de medições em voo, seguindo os procedimentos operacionais padrão.

Figura 20 – Segunda tomada de medições de Vibração em Solo (FPOG), em Voo Pairado (HOVER), em Voo Nivelado e Estabilizado (100 Kts).



Fonte: Próprio Autor.

A primeira medição realizada em voo consistiu em um voo pairado (*hover*) dentro do efeito solo, conforme ilustrado na Figura 20b. Durante essa etapa, as medições indicaram níveis de vibração acima de 0,2 IPS nos acelerômetros da cabine (eixo X) e na posição do copiloto (eixos Y e Z). Esses valores sugerem a necessidade de um balanceamento adicional do rotor principal. No entanto, como as medições permaneceram abaixo de 0,5 IPS, que é o limite máximo recomendado pelo manual para prosseguir com as medições na próxima fase de voo, o piloto decidiu avançar para as medições em voo nivelado e estabilizado a uma velocidade de 100 Kts. Essa decisão visou reduzir a quantidade de manutenções corretivas necessárias, otimizando o processo de balanceamento do rotor.

Durante o voo estabilizado a 100 Kts, a aeronave apresentou um aumento nos níveis de vibração nos acelerômetros do copiloto (eixos Y e Z), excedendo 0,2 IPS, conforme apresentado na Figura 20c. Embora esses valores ainda estivessem abaixo do limite de 0,5 IPS para realizar voos para medições de vibração em voo, o piloto optou por pousar e realizar os ajustes necessários. Essa decisão foi motivada pelo desconforto sentido durante a pilotagem, indicando que, apesar dos níveis de vibração estarem

dentro dos parâmetros aceitáveis, eles afetavam a ergonomia e a segurança operacional.

Após o pouso, o cartão PCMCIA foi removido e conectado ao EMU. A partir dos dados coletados, foram fornecidas recomendações específicas para o ajuste do rotor principal, conforme detalhado nas Tabelas 6 e 7.

Tabela 6 – Peso (gramas).

Pá	Atual [g]	Aplicar [g]	Total [g]
Amarela	0	0	0
Azul	0	0	0
Branca	661	380	1041
Preta	573	-81	492
Vermelha	0	0	0

Fonte: Próprio Autor.

Tabela 7 – *Pitch Link* (1/4 de volta).

Pá	Atual	Aplicar	Total
Amarela	0	0	0
Azul	0	3	3
Branca	0	2	2
Preta	0	2	2
Vermelha	0	0	0

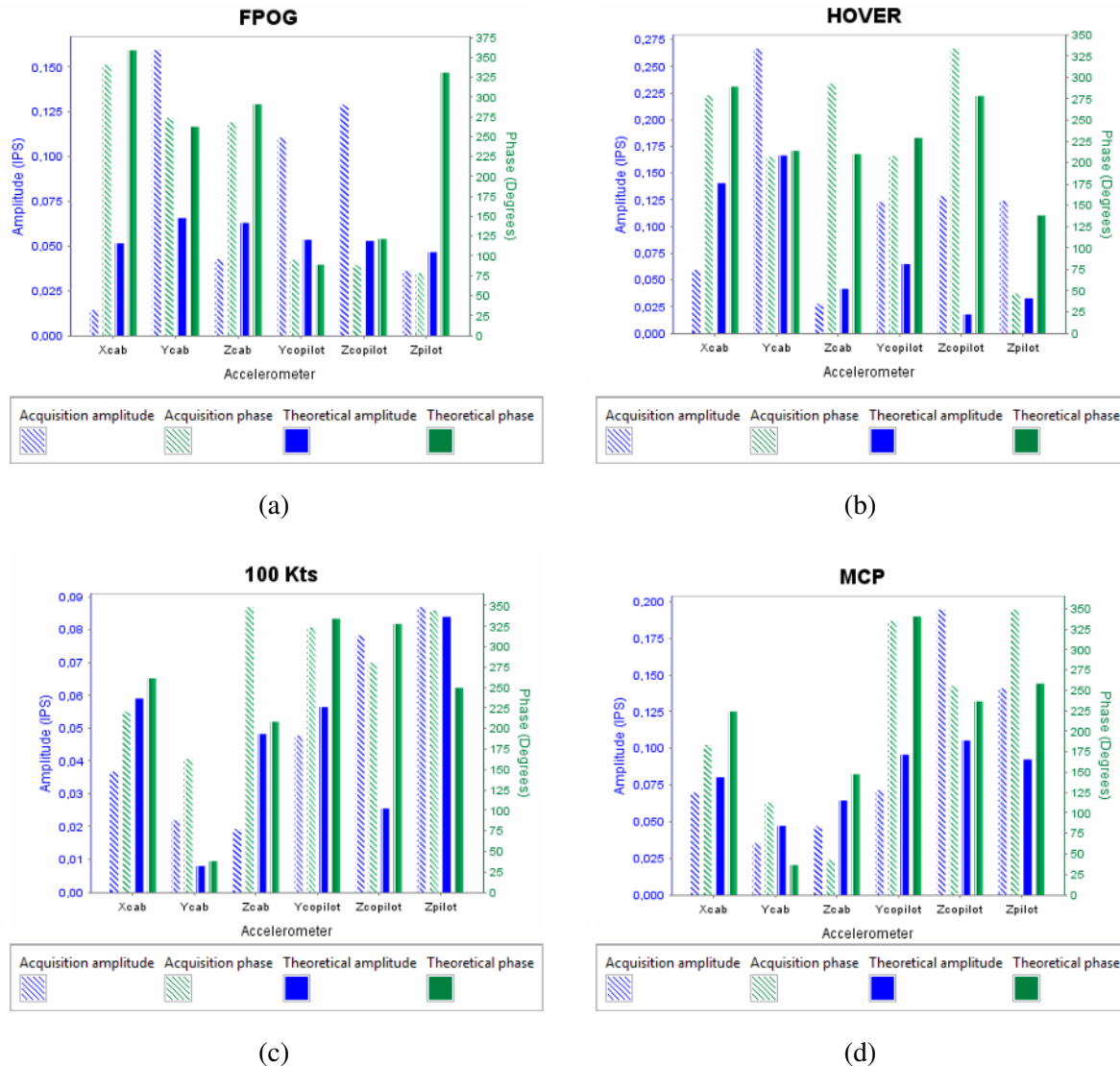
Fonte: Próprio Autor.

Com base nas recomendações apresentadas nas Tabelas 6 e 7, os ajustes foram realizados no rotor principal. Após a implementação desses ajustes, a aeronave foi preparada para a realização da terceira tomada de medições, com o objetivo de verificar a efetividade das correções aplicadas e assegurar a continuidade do processo de balanceamento.

6.2.3 Terceira Tomada

Após os ajustes realizados durante a segunda tomada, prosseguiu-se para a terceira tomada de medições, visando verificar se os ajustes foram suficientes para reduzir os níveis de vibração a 100 Kts, permitindo, assim, prosseguir para a última fase de medições em voo, denominada MCP (*Maximum Continuous Power*). Nas três primeiras fases, verificou-se que os níveis de vibração estavam dentro de parâmetros aceitáveis, exceto durante o voo (*hover*), onde foi notada uma vibração um pouco mais intensa. Contudo, os valores permaneceram dentro dos limites que permitiam prosseguir de forma segura até a fase MCP. Na Figura 21, são apresentados os resultados da terceira tomada de medições de vibração em solo (FPOG), em voo pairado (*hover*), em voo nivelado e estabilizado a 100 Kts, e em voo na potência máxima contínua (MCP). As subfiguras 21a, 21b, 21c e 21d correspondem, respectivamente, a cada uma dessas condições de voo.

Figura 21 – Terceira tomada de medições de Vibração em Solo (FPOG), em Voo Pairado (HOVER), em Voo Nivelado e Estabilizado (100 Kts) e em Voo na Potência Máxima Contínua (MCP).



Fonte: Próprio Autor.

Após o pouso, os dados foram analisados, e observou-se que tanto no *hover* (eixo Y da cabine), quanto no MCP (eixo Z do copiloto) os níveis de vibração estavam próximos de 0,2 IPS. Embora esses valores estivessem dentro dos padrões aceitáveis, a vibração ainda causava um leve desconforto, o que motivou a decisão de realizar um ajuste adicional para minimizar ao máximo a vibração durante o voo.

No entanto, o sistema M'ARMS, utilizado para sugerir ajustes visando reduzir a vibração ao valor ideal de zero, recomendou correções nos *tabs* que excediam os limites permitidos pelo manual de manutenção. Conforme especificado no manual, os dois *tabs* mais externos na ponta da pá podem ser ajustados em até $\pm 7^\circ$ cada, totalizando um limite máximo de $\pm 14^\circ$. O *software*, entretanto, sugeriu um ajuste de 17° para a pá vermelha, ultrapassando o valor máximo permitido.

As Tabelas 8, 9 e 10 apresentam os ajustes propostos pelo *software Vibrato V3.2* para os pesos, *pitch links* e *tabs*, respectivamente.

Tabela 8 – Peso (gramas).

Pá	Atual [g]	Aplicar [g]	Total [g]
Amarela	0	0	0
Azul	0	0	0
Branca	1041	296	1337
Preta	492	56	548
Vermelha	0	0	0

Fonte: Próprio Autor.

Tabela 9 – *Pitch Link* (1/4 de volta).

Pá	Atual	Aplicar	Total
Amarela	0	0	0
Azul	3	0	3
Branca	2	5	7
Preta	2	-1	1
Vermelha	0	3	3

Fonte: Próprio Autor.

Tabela 10 – *Tabs* ([°] abaixo).

Pá	Atual	Aplicar	Total
Amarela	0	11	11
Azul	0	-3	-3
Branca	0	-5	-5
Preta	0	13	13
Vermelha	0	-17	-17

Fonte: Próprio Autor.

Ao analisar os dados fornecidos pelo sistema, verificou-se que os ajustes propostos para os *tabs* ultrapassavam os limites máximos permitidos pelo manual de manutenção. Assim, considerando que o *tab* é um componente destinado a ajustes finos, optou-se por concentrar os ajustes nos pesos e nos *pitch links*, que ainda estavam dentro dos valores aceitáveis. O ajuste de peso total aplicado manteve-se abaixo do limite operacional de 1,6 kg, e as alterações nos *pitch links* foram realizadas de maneira a otimizar o balanceamento, garantindo a conformidade com as especificações técnicas do fabricante e a segurança operacional da aeronave.

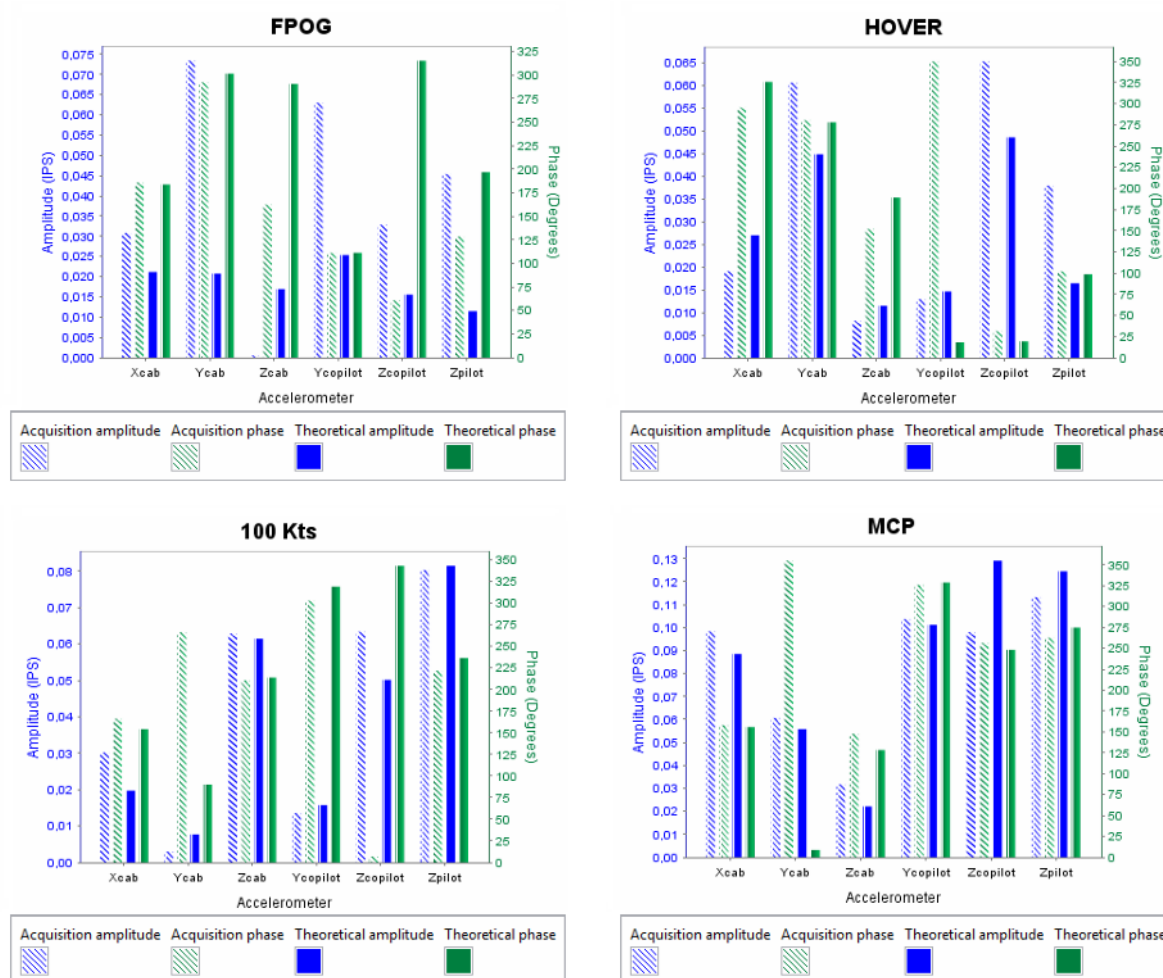
Após essa decisão, foi realizada uma quarta tomada de medição, com o objetivo de verificar se os ajustes implementados foram suficientes para atender às especificações de balanceamento estabelecidas.

6.2.4 Quarta Tomada - Final

Após a realização do terceiro ajuste, procedeu-se à quarta e última tomada de medições com o objetivo de verificar se os ajustes aplicados produziram a redução esperada nos níveis de vibração da aeronave. Esta etapa foi fundamental para assegurar que as intervenções realizadas corresponderam às expectativas e que a aeronave operaria dentro dos padrões ideais de vibração.

Conforme apresentado na Figura 22, os resultados desta última fase demonstraram uma diminuição significativa nos níveis de vibração em todas as condições de voo testadas. As medições finais foram realizadas em solo (FPOG), em voo pairado (*hover*), em voo nivelado e estabilizado a 100 Kts, e em voo na potência máxima contínua (MCP). Cada subfigura ilustra os níveis de vibração correspondentes a cada fase, permitindo uma análise detalhada do desempenho após os ajustes.

Figura 22 – Medições Finais de Vibração em Solo (FPOG), em Voo Pairado (HOVER), em Voo Nivelado e Estabilizado (100 Kts) e em Voo na Potência Máxima Contínua (MCP).



Fonte: Próprio Autor.

Assim, a partir da análise dos dados coletados, concluiu-se que os níveis de vibração foram significativamente reduzidos, alcançando aproximadamente 0,1 IPS nas fases de FPOG, *hover* e voo a 100 Kts, e abaixo de 0,12 IPS na fase MCP. Estes valores estão substancialmente abaixo dos observados nas medições anteriores, indicando que os ajustes realizados foram eficazes na mitigação das vibrações indesejadas.

O sucesso destes ajustes pode ser atribuído, em grande parte, à acuracidade e confiabilidade do sistema M'ARMS utilizado durante o processo. Este sistema, equipado com múltiplos sensores e acelerômetros integrados, permitiu a captação detalhada dos níveis de vibração em tempo real. Sua alta sensibilidade facilitou a identificação precisa das irregularidades vibratórias e orientou a aplicação de ajustes mais assertivos nas pás do rotor.

A capacidade do M'ARMS de fornecer dados precisos e sugestões de correção foi fundamental para o diagnóstico e solução dos problemas de vibração. Sua interface didática e algoritmos avançados permitiram que a equipe de manutenção interpretasse rapidamente os dados e implementasse as medidas corretivas necessárias, mantendo-se sempre dentro dos parâmetros de segurança estabelecidos pelo manual de manutenção.

A redução para esses níveis de vibração não apenas melhora o conforto dos ocupantes da aeronave,

mas também contribui para a integridade estrutural e a longevidade dos componentes mecânicos, uma vez que menores vibrações reduzem o desgaste e a fadiga do material. Além disso, os resultados obtidos estão dentro dos limites estabelecidos pelos padrões de manutenção e segurança aeronáutica.

6.3 ANÁLISE COMPARATIVA

Durante todas as fases analisadas, as medições indicaram que as vibrações permaneceram dentro dos limites aceitáveis estabelecidos. Esses resultados demonstram que, mesmo em condições de alta demanda operacional, o balanceamento foi eficaz, e o rotor principal manteve-se dentro dos padrões operacionais seguros. As Tabelas 11, 12, 13 e 14 detalham a redução proporcionada pelo balanceamento em cada fase de voo.

Tabela 11 – Comparação dos níveis de vibração antes e depois do balanceamento na fase FPOG.

Acelerômetro	Sem Ajuste [IPS]	Com Ajuste [IPS]	Redução [%]
X Cabine	0,052	0,030	42,31%
Y Cabine	0,177	0,073	58,76%
Z Cabine	0,054	0,002	96,30%
Y Copiloto	0,115	0,064	44,35%
Z Copiloto	0,165	0,034	79,39%
Z Piloto	0,040	0,046	-15,00%

Fonte: Próprio Autor.

Tabela 12 – Comparação dos níveis de vibração antes e depois do balanceamento na fase *Hover*.

Acelerômetro	Sem Ajuste [IPS]	Com Ajuste [IPS]	Redução [%]
X Cabine	0,165	0,019	88,48%
Y Cabine	0,275	0,062	77,45%
Z Cabine	0,060	0,007	88,33%
Y Copiloto	0,077	0,013	83,12%
Z Copiloto	0,276	0,066	76,09%
Z Piloto	0,226	0,037	83,63%

Fonte: Próprio Autor.

Tabela 13 – Comparação dos níveis de vibração antes e depois do balanceamento na fase 100 Kts.

Acelerômetro	Sem Ajuste [IPS]	Com Ajuste [IPS]	Redução [%]
X Cabine	0,076	0,030	60,53%
Y Cabine	0,120	0,002	98,33%
Z Cabine	0,060	0,063	-5,00%
Y Copiloto	0,057	0,013	77,19%
Z Copiloto	0,170	0,064	62,35%
Z Piloto	0,270	0,080	70,37%

Fonte: Próprio Autor.

Tabela 14 – Comparação dos níveis de vibração antes e depois do balanceamento na fase MCP.

Acelerômetro	Sem Ajuste [IPS]	Com Ajuste [IPS]	Redução [%]
X Cabine	0,070	0,098	-40,00%
Y Cabine	0,037	0,061	-64,86%
Z Cabine	0,049	0,031	36,73%
Y Copiloto	0,072	0,102	-41,67%
Z Copiloto	0,190	0,099	47,89%
Z Piloto	0,145	0,115	20,69%

Fonte: Próprio Autor.

As porcentagens de redução foram calculadas utilizando a fórmula

$$\text{Redução (\%)} = \left(\frac{\text{Antes do Balanceamento} - \text{Após o Balanceamento}}{\text{Antes do Balanceamento}} \right) \times 100\%. \quad (2)$$

Comparando os resultados obtidos com os padrões estabelecidos pelo MMA, observa-se que os procedimentos de balanceamento aplicados ao rotor foram altamente eficazes na redução das vibrações. Significativas diminuições nos níveis de vibração foram alcançadas em várias condições de voo, com destaque para reduções de até 98,33%, como observado no eixo *Y* da cabine durante o voo a 100 Kts (Tabela 13). Nas fases de *FPOG* e *Hover*, os resultados foram especialmente notáveis. Por exemplo, na fase *Hover*, houve reduções superiores a 83% nos eixos *Y* e *Z* do piloto e do copiloto, indicando uma melhoria substancial no conforto e na estabilidade durante o voo pairado.

Apesar da eficácia geral do balanceamento, algumas medições indicaram um aumento nos níveis de vibração após o ajuste. À primeira vista, esses resultados poderiam sugerir uma ineficácia no processo, contudo, as diferenças foram mínimas, frequentemente na segunda casa decimal. Essas variações podem ser atribuídas a fatores operacionais normais, como flutuações nas condições atmosféricas, pequenas discrepâncias nas manobras de voo ou limitações inerentes aos equipamentos de medição. É importante destacar que, apesar dos aumentos percentuais observados, os valores absolutos das vibrações permaneceram dentro dos limites aceitáveis estabelecidos para a aeronave. Por exemplo, na Tabela 14, embora o eixo *X* da cabine tenha apresentado um aumento de 40%, o nível de vibração final foi de apenas 0,098 IPS. Esse valor é considerado baixo e seguro para a condição de voo na fase MCP, não representando risco à segurança ou ao desempenho operacional. Sendo assim, as reduções percentuais negativas não comprometem a eficácia geral do balanceamento realizado. Pelo contrário, reforçam a compreensão de que o sistema é robusto e capaz de manter-se dentro dos padrões operacionais seguros mesmo diante de pequenas variações.

Portanto, a redução significativa nos níveis de vibração após os ajustes evidencia a importância de um balanceamento preciso para a segurança e eficiência operacional da aeronave, e a utilização do sistema M'ARMS foi fundamental para alcançar esses resultados. Um balanceamento eficaz garante não apenas o conforto dos ocupantes, mas também contribui para a integridade estrutural, prolongando a vida útil dos componentes mecânicos ao reduzir o desgaste e a fadiga material. A capacidade de monitoramento preciso dos níveis de vibração proporcionada pelo M'ARMS, aliada a algoritmos avançados de análise, permitiu ajustes assertivos dentro dos parâmetros estabelecidos pelo fabricante, facilitando a identificação de áreas críticas e orientando as intervenções necessárias.

7 CONCLUSÃO

O presente trabalho explorou a importância do balanceamento dinâmico e aerodinâmico dos rotores de helicópteros, focando no rotor principal do helicóptero H225M. Integrando conceitos teóricos e aplicação prática, evidenciaram-se como as técnicas de balanceamento impactam diretamente na redução das vibrações, na melhoria da eficiência operacional e na segurança das operações aéreas.

A revisão dos fundamentos teóricos sobre o comportamento vibracional de helicópteros destacou que vibrações excessivas comprometem o conforto dos ocupantes e aceleram o desgaste dos componentes mecânicos, podendo levar a falhas estruturais graves. Assim, o balanceamento adequado dos rotores é essencial para garantir a longevidade dos equipamentos e a integridade das operações.

No âmbito prático, aplicaram-se técnicas de balanceamento no rotor principal do H225M. Medições iniciais das vibrações em diferentes fases de voo foram realizadas utilizando o sistema avançado M'ARMS, equipado com sensores e acelerômetros de alta precisão. Este sistema permitiu a captação detalhada dos níveis de vibração em tempo real, fornecendo dados essenciais para a análise das condições operacionais da aeronave.

Os ajustes implementados incluíram correções nos pesos, *pitch links* e *tabs* das pás do rotor, sempre em conformidade com as diretrizes do manual de manutenção. O M'ARMS foi fundamental neste processo, fornecendo sugestões de ajustes baseadas em algoritmos avançados. Além disso, contribuiu para a formação de um histórico detalhado das condições vibracionais da aeronave, valioso para análises futuras e planejamento.

Após os ajustes, novas medições confirmaram a eficácia das intervenções. Os níveis de vibração reduziram-se significativamente em todas as fases de voo testadas, alcançando valores próximos a 0,1 IPS nas fases de FPOG, *hover* e voo a 100 Kts, e abaixo de 0,12 IPS na fase MCP. Estes resultados evidenciam que os procedimentos de balanceamento aplicados foram altamente eficazes.

O balanceamento preciso dos rotores mostrou-se fundamental para a operação segura e eficiente de helicópteros. A combinação de procedimentos de manutenção rigorosos com tecnologias avançadas de monitoramento, como o M'ARMS, resultou em benefícios significativos, tais como:

- **Redução das Vibrações:** Melhorando o conforto, diminuindo o desgaste dos componentes e prolongando a vida útil da aeronave, aumentando a confiabilidade operacional.
- **Segurança Operacional:** Manter os ajustes dentro dos parâmetros estabelecidos garante a confiabilidade das operações aéreas e evita riscos associados a intervenções inadequadas.
- **Eficiência Operacional:** O desempenho otimizado do rotor contribui para a redução do consumo de combustível e dos custos de manutenção, tornando a operação mais econômica.
- **Manutenção Preditiva:** O uso de sistemas avançados permite a detecção precoce de irregularidades, possibilitando intervenções preventivas e evitando falhas críticas.

Este estudo reforça a importância de integrar tecnologias avançadas de monitoramento com práticas de manutenção adequadas. A experiência com o H225M demonstrou que sistemas como o M'ARMS

proporcionam benefícios tangíveis em desempenho operacional, segurança e conforto dos ocupantes. A redução significativa das vibrações evidencia o impacto positivo das técnicas de balanceamento precisas e do monitoramento avançado na operação de helicópteros.

O trabalho também ressaltou a importância de uma abordagem cautelosa na implementação de ajustes. Ao respeitar os limites estabelecidos pelo manual de manutenção, garantiu-se que as intervenções estivessem em conformidade com as especificações técnicas do fabricante, preservando a segurança operacional.

Em síntese, o balanceamento dinâmico e aerodinâmico dos rotores é essencial para a segurança, eficiência e confiabilidade das operações de helicópteros. A combinação de conhecimentos teóricos, aplicação prática e uso de tecnologias avançadas resultou em operações mais seguras e econômicas. A experiência com o H225M evidencia que a atenção aos detalhes e o uso de ferramentas adequadas podem melhorar significativamente o desempenho das aeronaves.

REFERÊNCIAS

- AIRBUS HELICOPTERS. **H225M: Designed for the Most Demanding Missions**. 2014. Brochure H225M-BR-0515E.
- AIRBUS HELICOPTERS. **H225M Technical Information**. 2024. Disponível em: <<https://www.airbus.com/en/products-services/helicopters/military-helicopters/h225m/h225m-technical-information>>.
- ARANTES, R. **H225M Multipurpose Helicopter**. 2021. Disponível em: <https://arantes_rodrigo.artstation.com/projects/1nqqwo>.
- CONLISK, A. Modern helicopter rotor aerodynamics. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 37, n. 5, p. 419–476, 2001. ISSN 0376-0421. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042101000112>>.
- CURRAN, R. L. **Introduction to Aerospace Flight Vehicles**. Eagle Publishing, Embry-Riddle Aeronautical University, 2023. Disponível em: <<https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/>>.
- DAYHOUM, A. et al. **IOP Conference Series: Materials Science and Engineering**, 2019. Disponível em: <<https://doi.org/10.1088/1757-899X/610/1/012099>>.
- DSI-HUMS. **Chadwick Helmut History**. 2024. Disponível em: <<http://www.dsi-hums.com/chadwick-helmuth-history/>>.
- EUROCOPTER/HELIBRAS. **THM T1 EC725 Manual**. [S.l.], 2011.
- 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.
- GESSOW, M. R. **Helicopter Vibration Control**. [S.l.]: Academic Press, 2010.
- Helibras. **História**. 2024. Disponível em: <https://www.helibras.com.br/website/po/ref/Hist%C3%B3ria_90.html>.
- HELICOPTERS, A. **AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL EC725: Task 62-00-00-821**. [S.l.], 2015. Check and Correction of Horizontal (Y) and Vertical (Z) Vibrations.
- HELICOPTERS, A. **AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL EC725: Task 62-10-00-281**. [S.l.], 2022. Main Rotor Blade Tracking.
- HELICOPTERS, A. **AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL EC725: Task 45-11-08-821**. [S.l.], 2024. Adjustment of the Main Rotor with M'ARMS System.
- HELICOPTERS, A. **M'ARMS H225M - Nível 2**. [S.l.], 2024.
- HOFFMAN, R. **Rotor Dynamics and Vibration**. [S.l.]: McGraw-Hill, 2011.
- JOHNSON, R. **Advanced Rotorcraft Design**. [S.l.]: Wiley, 2012.
- LEISHMAN, J. G. **Principles of Helicopter Aerodynamics**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2006.

MIL-STD. **MIL-STD-810D: Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests.** 1989. <http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-0800-0899/MIL-STD-810D_13772/>.

NEWMAN, J. A. **Helicopter Vibration.** [S.l.]: SAE International, 2008.

RTCA, I. **RTCA DO-160G: Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment.** 2010. <<https://do160.org/rtca-do-160g/>>.