

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Paulo Fernando Guimarães Tupinambá

**DESENVOLVIMENTO DE SOFTWARE PARA ANÁLISE
DE ESTABILIDADE DE AERONAVES EM
COMPARAÇÃO COM NORMAS DE QUALIDADE DE
VOO**

Trabalho de Graduação
2024

Curso de Engenharia Aeronáutica

Paulo Fernando Guimarães Tupinambá

**DESENVOLVIMENTO DE SOFTWARE PARA ANÁLISE
DE ESTABILIDADE DE AERONAVES EM
COMPARAÇÃO COM NORMAS DE QUALIDADE DE
VOO**

Orientador

Prof. Dr. Flávio Luiz Cardoso Ribeiro (ITA)

Coorientador

Maj Eng Luis Gustavo Moro (IPEV)

ENGENHARIA AERONÁUTICA

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)

Divisão de Informação e Documentação

Tupinambá, Paulo Fernando Guimarães

Desenvolvimento de software para análise de estabilidade de aeronaves em comparação com normas de qualidade de voo / Paulo Fernando Guimarães Tupinambá.

São José dos Campos, 2024.

83f.

Trabalho de Graduação – Curso de Engenharia Aeronáutica– Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2024. Orientador: Prof. Dr. Flávio Luiz Cardoso Ribeiro. Coorientador: Maj Eng Luis Gustavo Moro.

1. Qualidade de Voo. 2. Estabilidade. 3. Helicóptero. 4. Norma ADS-33E-PRF. I. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

TUPINAMBÁ, Paulo Fernando Guimarães. **Desenvolvimento de software para análise de estabilidade de aeronaves em comparação com normas de qualidade de voo.** 2024. 83f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

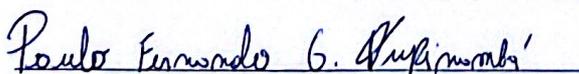
CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Paulo Fernando Guimarães Tupinambá

TÍTULO DO TRABALHO: Desenvolvimento de software para análise de estabilidade de aeronaves em comparação com normas de qualidade de voo.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) / 2024

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



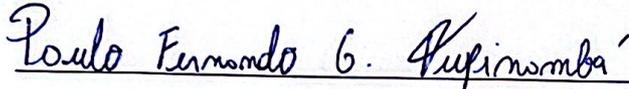
Paulo Fernando Guimarães Tupinambá

Rua H9C, 604

12.228-612 – São José dos Campos-SP

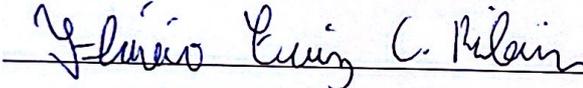
DESENVOLVIMENTO DE SOFTWARE PARA ANÁLISE DE ESTABILIDADE DE AERONAVES EM COMPARAÇÃO COM NORMAS DE QUALIDADE DE VOO

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação



Paulo Fernando Guimarães Tupinambá

Autor



Flávio Luiz Cardoso Ribeiro (ITA)

Orientador



Luis Gustavo Moro (IPEV)

Coorientador



Prof. Dr. Vinícius Malatesta
Coordenador do Curso de Engenharia Aeronáutica

São José dos Campos, 21 de novembro de 2024.

Aos amigos da graduação, aos professores dedicados, à minha família sempre presente e a Deus, pela força e apoio inabaláveis que me permitiram concluir essa jornada. O que um dia foi apenas um sonho distante, hoje é uma conquista palpável e significativa. A todos que, de alguma forma, contribuíram com incentivo e inspiração, dedico com gratidão este trabalho.

Agradecimentos

Muitas pessoas contribuíram para que eu chegasse até aqui, desde o primeiro dia da graduação em Engenharia Aeronáutica até a conclusão deste trabalho. A todas elas, expresso minha mais profunda gratidão.

Primeiramente, agradeço a Deus por me conceder a oportunidade de cursar e concluir esta graduação, superando desafios que fortaleceram meu propósito ao longo dessa jornada.

Aos meus orientadores, Prof. Flávio Ribeiro e Major Luís Gustavo Moro, registro meu sincero agradecimento pelo suporte e orientação fundamentais ao desenvolvimento deste trabalho, sempre incentivando a melhoria contínua da pesquisa e do conteúdo aqui apresentados.

À minha família, especialmente à minha esposa e à minha mãe, por embarcarem comigo nesta jornada, oferecendo apoio, incentivo e serenidade para que eu pudesse seguir em frente. A vocês, meu reconhecimento por compartilharem o sonho que hoje se concretiza.

Aos professores desta instituição, em especial a João Dantas, Roberto Gil, Ronaldo Cruz, Rafael Lins, Cristiane Martins, Vinícius Malatesta, Tiago Araújo, Samuel Augusto, Cassiano Rodrigues e Elton Sbruzzi, agradeço pela dedicação e empenho incansável no ensino e orientação, cuja dedicação ao desenvolvimento acadêmico foi essencial para minha formação e inspiradora ao longo da minha trajetória.

Aos oficiais da Marinha do Brasil, CT Hilton, CT Cássio Bezerra e CT Luiz Filipe, minha gratidão pelo apoio e pelo valioso conhecimento compartilhado durante os períodos de estágio, os quais foram fundamentais para o aprimoramento da minha formação técnica.

Por fim, a todos os amigos que fiz nesta instituição, em especial ao Gabriel Andrusaitis, Leandro Barbosa, Chrystian Jones, Ariel Claudino, André Bosco, Gabriel Gandour, Emmanuel Dias, Ana Beatriz, Pedro Batista, Lisandra Ghidini, Dino e Cora Lina, agradeço pela companhia constante e pelo apoio mútuo ao longo desta caminhada. É nas adversidades que as amizades mais fortes e duradouras são forjadas, e sou grato por termos compartilhado essa trajetória juntos.

"The more I practice the luckier I get."
— TIGER WOODS

Resumo

Este trabalho desenvolveu um *software* em MATLAB para análise da estabilidade e qualidade de voo de aeronaves de asas rotativas, conforme os critérios da norma ADS-33E-PRF. Inspirado no *Control Designer's Unified Interface* (CONDUIT), o sistema automatizou a identificação dos modos dinâmicos, a avaliação dos critérios de Largura de Banda e Razão de Amortecimento, e a discretização das curvas normativas, oferecendo gráficos detalhados para análise de conformidade.

O desenvolvimento deste projeto envolveu uma ampla revisão bibliográfica que abrangeu desde conceitos básicos sobre a geometria e componentes dos helicópteros, até a análise do desempenho dessas aeronaves, destacando as características intrínsecas de sua dinâmica de voo, a função de dispositivos instalados e o estudo aprofundado das equações de movimento e modos dinâmicos de oscilação. Além disso, foi fundamental compreender os requisitos apresentados na norma ADS-33E-PRF e os objetivos que motivam sua existência.

A validação dos algoritmos desenvolvidos foi conduzida com base nas matrizes linearizadas de três helicópteros: matriz fornecida pelo IPEV, **AH-1G** e **OH-6A**, parametrizadas conforme a velocidade à frente. Esses testes demonstraram a consistência do algoritmo de identificação dos modos dinâmicos proposto.

Os resultados destacaram a aplicação prática das ferramentas gráficas desenvolvidas, avaliando o desempenho do helicóptero cuja matriz foi fornecida pelo IPEV de acordo com os critérios estabelecidos. O *software* provou ser uma ferramenta valiosa para engenheiros e pesquisadores, facilitando a análise de conformidade e auxiliando no processo de otimização de aeronaves.

Abstract

This work developed MATLAB software for the analysis of stability and flight quality of rotary-wing aircraft according to the ADS-33E-PRF standard. Inspired by the *Control Designer's Unified Interface* (CONDUIT), the system automates the identification of dynamic modes, the evaluation of Bandwidth and Damping Ratio criteria, and the discretization of regulatory curves, providing detailed graphs for compliance analysis.

The development involved a comprehensive literature review covering fundamental concepts related to helicopter geometry, performance analysis, and the intrinsic characteristics of flight dynamics. Additionally, the study encompassed an in-depth exploration of movement equations, dynamic oscillation modes, and the objectives behind the flight quality requirements established by the standard.

The validation of the developed algorithms was carried out using the linearized matrices of three helicopters: the matrix provided by IPEV, the **AH-1G**, and the **OH-6A**, parameterized according to forward speed. These tests demonstrated the consistency of the proposed dynamic mode identification algorithm.

The results highlighted the practical application of the graphical tools developed, evaluating the performance of the helicopter whose matrix was provided by IPEV according to the established criteria. The *software* proved to be a valuable tool for engineers and researchers, facilitating compliance analysis and aiding in the aircraft optimization process.

Lista de Figuras

FIGURA 2.1 – Plano de Impulsão (CRUZ, 2021)	22
FIGURA 2.2 – Plano de Rotação (CRUZ, 2021)	23
FIGURA 2.3 – Ângulo de Batimento (CRUZ, 2021)	23
FIGURA 2.4 – Apresentação sumarizada das definições básicas da geometria (CRUZ, 2021)	23
FIGURA 2.5 – Ângulo de Arrasto (CRUZ, 2021)	24
FIGURA 2.6 – Efeito de uma Perturbação em Velocidade sobre o Equilíbrio do Rotor. (CRUZ, 2021)	25
FIGURA 2.7 – Efeito de uma Perturbação no Ângulo de Ataque (CRUZ, 2021)	26
FIGURA 2.8 – Efeito de uma Perturbação em Ângulo de Ataque no Estabilizador Horizontal. (CRUZ, 2021)	27
FIGURA 2.9 – Efeito de uma Perturbação em Ângulo de Ataque no Estabilizador Horizontal. (CRUZ, 2021)	28
FIGURA 2.10 – Influência de uma Derrapagem no Rotor de Cauda. (CRUZ, 2021)	29
FIGURA 2.11 – Comportamento Dinâmico no voo pairado (CRUZ, 2021)	31
FIGURA 2.12 – Comportamento em fugóide (CRUZ, 2021)	33
FIGURA 2.13 – Mapa de estabilidade dinâmica longitudinal (CRUZ, 2021)	34
FIGURA 2.14 – Estabilidade dinâmica direcional em Espiral (CRUZ, 2021)	35
FIGURA 2.15 – Mapa de estabilidade dinâmica látero-direcional (CRUZ, 2021)	36
FIGURA 2.16 – Estabilizantes (WINGS-AVIATION, 2024) e (WIKIPEDIA, 2024)	37
FIGURA 2.17 – Subsistemas do helicóptero (PADFIELD, 2007).	37
FIGURA 2.18 – Graus de Liberdade do Corpo Rígido do helicóptero (CRUZ, 2021).	38
FIGURA 2.19 – Escala Cooper-Harper (AVIATION; COMMAND, 2000).	46

FIGURA 2.20 – Resposta da aeronave em termos de frequência e amplitude (PADFIELD, 2007).	47
FIGURA 2.21 – Definições de largura de banda e atraso de fase (AVIATION; COMMAND, 2000).	51
FIGURA 2.22 – Requisito para <i>pitch</i> em baixas velocidades de largura de banda (AVIATION; COMMAND, 2000).	52
FIGURA 2.23 – Requisito para <i>roll</i> em baixas velocidades de largura de banda (AVIATION; COMMAND, 2000).	52
FIGURA 2.24 – Requisito para <i>pitch</i> em velocidade à frente de largura de banda (AVIATION; COMMAND, 2000).	52
FIGURA 2.25 – Requisito para <i>roll</i> em velocidade à frente de largura de banda (AVIATION; COMMAND, 2000).	52
FIGURA 2.26 – Limites para oscilações em <i>pitch</i> e <i>roll</i> , FIG 7 em (AVIATION; COMMAND, 2000).	54
FIGURA 2.27 – Limites para oscilações látero-direcionais com velocidade à frente, FIG 23 em (AVIATION; COMMAND, 2000).	55
FIGURA 3.1 – Requisito de largura de banda discretizado conforme (TISCHLER, 2017).	59
FIGURA 3.2 – Requisito de largura de banda discretizado para ângulo de rolamento	60
FIGURA 3.3 – Requisito de largura de banda discretizado para atitude de arfagem	61
FIGURA 3.4 – Mapa de polos da aeronave com velocidade de 0 kts	64
FIGURA 3.5 – Requisito de razão de amortecimento longitudinal discretizado conforme (TISCHLER, 2017)	67
FIGURA 3.6 – Requisito de razão de amortecimento em baixas velocidades discretizado	68
FIGURA 3.7 – Limites de oscilações látero-direcionais discretizados	68
FIGURA 4.1 – Resposta da fase com \mathbf{DDM}_θ e velocidade de 60 kts	70
FIGURA 4.2 – Resposta da fase com \mathbf{DDM}_θ e velocidade de 0 kts	71
FIGURA 4.3 – Resposta da fase com \mathbf{DDM}_θ e velocidade de 70 kts	71
FIGURA 4.4 – Requisito de atraso de fase para \mathbf{DDL}_ϕ	72
FIGURA 4.5 – Mapa de Polos da aeronave de 0 até 130 kts de velocidade	73

FIGURA 4.6 – Lugar geométrico das raízes com variação da área do estabilizador horizontal (PROUTY, 1990).	74
FIGURA 4.7 – Modos dinâmicos acoplados e desacoplados a 40 kts	77
FIGURA 4.8 – Modos dinâmicos acoplados e desacoplados a 130 kts	78

Lista de Tabelas

TABELA 4.1 – Tabela de <i>Level</i> de qualidade de voo para o critério de Largura de Banda	69
TABELA 4.2 – Tabela de <i>Level</i> de qualidade de voo para o critério de razão de amortecimento	72

Lista de Abreviaturas e Siglas

ACAH	<i>Attitude Command Attitude Hold</i>
CG	Centro de Gravidade
CONDUIT	<i>Control Designer's Unified Interface</i>
CP	Centro de Pressão
DDC	<i>Direct Derivative Collective</i>
DDL	<i>Direct Derivative Lateral</i>
DDM	<i>Direct Derivative Longitudinal</i>
DDN	<i>Direct Derivative Pedal or Directional</i>
DR	<i>Dutch-Roll</i>
DVE	<i>Degraded Visual Environment</i>
EEL	Estabilidade Estática Longitudinal
EH	Estabilizador Horizontal
EV	Estabilizador Vertical
GVE	<i>Good Visual Environment</i>
HQR	<i>Handling Quality Ratings</i>
MTE	<i>Mission Task Element</i>
OFE	<i>Operation Flight Envelope</i>
PI	Plano de impulsão
PIO	<i>Pilot Induced Oscillations</i>
PR	Plano de Rotação
RCAH	<i>Rate Command Attitude Hold</i>
SP	Período Curto
UCE	<i>Usable Cue Environment</i>

Lista de Símbolos

A	Matriz de Estado
B	Matriz de Controle
C_L	Coefficiente de sustentação
$C_{L\alpha}$	Inclinação da curva de sustentação
F_{long}	Fator Longitudinal
F_N	Força normal
g	Aceleração da gravidade
L	Sustentação
p	Velocidade angular em torno do eixo x
q	Velocidade angular em torno do eixo y
q	Pressão dinâmica
r	Velocidade angular em torno do eixo z
S	Área de referência
t_{2A}	Tempo para dobrar a amplitude
u	Velocidade linear no eixo x
u_{cs}	Comando de entrada do atuador
v	Velocidade linear no eixo y
V_r	Vento relativo
w	Velocidade linear no eixo z
x	Vetor de Estado
$Y(s)$	Transformada de Laplace da saída do atuador ($\delta_{cs}(t)$)
$U(s)$	Transformada de Laplace da entrada do comando ($u_{cs}(t)$)
α	Ângulo de ataque
β	Ângulo de derrapagem
β_b	Ângulo de batimento
δ	Vetor de Controle
δ_a	Ângulo de arrasto
δ_A	Comando de Cíclico Lateral
δ_B	Comando de Cíclico Longitudinal
δ_c	Ângulo de coletivo

δ_{cs}	Deflexão do atuador
δ_p	Ângulo de pedal
ϕ	Atitude lateral
θ	Atitude de arfagem
τ_a	Constante de tempo do atuador
τ_p	Atraso de Fase
ω_{180}	Frequência de Estabilidade Neutra
ω_{BW}	Frequência de Largura de Banda
$\omega_{BW_{gain}}$	Frequência de Largura de Banda de Ganho
$\omega_{BW_{phase}}$	Frequência de Largura de Banda de Fase
λ_i	Autovalor
	Autovetor à direita
i	Autovetor à esquerda

Sumário

1	INTRODUÇÃO	18
1.1	Bibliografia	19
1.2	Objetivo	20
1.2.1	Objetivos Específicos	20
1.3	Divisão do Trabalho	21
2	REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA	22
2.1	Definições	22
2.1.1	Definições Básicas da Geometria do Rotor	22
2.2	Qualidade de Voo	24
2.2.1	Estabilidade Estática Longitudinal	25
2.2.2	Estabilidade Estática Lateral	27
2.2.3	Estabilidade Estática Direcional	30
2.2.4	Estabilidade Dinâmica Longitudinal	31
2.2.5	Estabilidade Dinâmica Látero-Direcional	34
2.3	Equações de Movimento	37
2.3.1	Equações de Movimento Completa	38
2.3.2	Equação de Movimento Desacoplados	40
2.3.3	Modos dinâmicos	41
2.4	Atuador	43
2.4.1	Atuador de Atraso Simples	44
2.5	Norma ADS-33E-PRF	44
2.5.1	Largura de Banda	48

2.5.2	Razão de Amortecimento	52
3	METODOLOGIA	57
3.1	Largura de Banda	57
3.1.1	Frequência de largura de Banda	57
3.1.2	Atraso de fase	57
3.1.3	Requisitos analisados	57
3.1.4	Discretização do requisito	58
3.2	Razão de Amortecimento	61
3.2.1	Identificação dos modos dinâmicos	61
3.2.2	Discretização do requisito	66
4	RESULTADOS	69
4.1	Largura de Banda	69
4.2	Razão de Amortecimento	72
4.2.1	Ferramentas Adicionais	76
5	CONCLUSÃO	79
5.1	Conclusão	79
5.2	Sugestões para Trabalhos Futuros	81
	REFERÊNCIAS	82

1 Introdução

A atividade aeronáutica começou a ganhar mais proeminência no início do século XX. Alberto Santos Dumont, considerado por muitos o pai da aviação, fez uma apresentação no Campo de Bagatelle em 23 de outubro de 1906, onde percorreu 60 metros durante 7 segundos com o famoso 14 Bis.

Já na Primeira Guerra Mundial, a utilidade e o desenvolvimento da aviação começaram a ficar mais evidentes à medida que foram utilizados para realizar reconhecimento e bombardeios. No pós-guerra, constatou-se que sua utilização seria de grande valia para o setor civil, à medida que propiciava maior velocidade no transporte e capacidade de vencer grandes extensões territoriais comparado aos meios tradicionais vigentes (CRUZ, 2022).

As aeronaves de asas rotativas já tiveram um desenvolvimento mais tardio, pois suas invenções careciam de um motor com potência, torque e leveza suficientes para que sua operação fosse exequível. Foram desenvolvidos protótipos para substituir o balão como elemento observador na Primeira Guerra Mundial, denominados PKZ 1 e PKZ 2. Apesar da evolução do conhecimento na área de asas rotativas, essas aeronaves não foram efetivamente utilizadas na Primeira Guerra Mundial.

A evolução tecnológica das asas rotativas teve contribuições fundamentais, como as de Pescara, que introduziu a variação cíclica de passo e a roda livre, e de Juan de la Cierva, responsável pelo desenvolvimento da articulação de batimento. Essas inovações, entre outras, culminaram com Igor Sikorsky, que, em parceria com os norte-americanos, conseguiu projetar o modelo R-4. Esse helicóptero foi um marco histórico por ser o primeiro a entrar em produção em série, o que consolidou sua importância na história da aviação. Por essa razão, muitos consideram Sikorsky o verdadeiro inventor do helicóptero (CRUZ, 2021).

Após a Segunda Guerra Mundial, a utilização dos aviões no meio civil ganhou tração, principalmente com o COMET, avião com motor a jato empregado a partir de 1952. Entretanto, os acidentes fatais ocorridos com esta aeronave reforçaram a importância da criação de normas que viabilizassem a implementação de regulamentos e certificações para garantir o nível adequado de segurança de voo. Essas normas de segurança são de suma

importância para a sustentabilidade financeira da atividade aeronáutica, pois acidentes com aeronaves geram forte comoção social e impacto negativo na imagem das empresas e organizações envolvidas.

1.1 Bibliografia

Na apostila *Fundamentos da Engenharia de Helicópteros e Aeronaves de Asas Rotativas*, de Ronaldo Vieira Cruz (CRUZ, 2021), são apresentados os conceitos fundamentais para compreender a mecânica de voo de aeronaves de asas rotativas. A obra oferece uma abordagem abrangente, iniciando pela história e evolução dessas aeronaves, explorando diferentes modelos e configurações, além de analisar suas respectivas vantagens e limitações. O autor detalha o desempenho das aeronaves em diversas condições de voo, como voo pairado, vertical e à frente. Adicionalmente, são discutidos procedimentos em caso de falhas de motor, incluindo a entrada em autorrotação, bem como aspectos relacionados à qualidade de voo, com ênfase na manobrabilidade, estabilidade estática e estabilidade dinâmica dessas aeronaves.

A norma *ADS-33E-PRF* (AVIATION; COMMAND, 2000) estabelece os requisitos de estabilidade e qualidade de voo para helicópteros utilizados pelas forças armadas americanas. Essa especificação abrange missões de reconhecimento, ataque, utilitária e de carga, além de contemplar requisitos para operações em pequenos navios sob condições adversas de mar. Seu principal objetivo é garantir a segurança de voo e a plena capacidade operacional das aeronaves, exigindo que os helicópteros cumpram os padrões estabelecidos, salvo casos em que desvios específicos sejam autorizados.

No trabalho de graduação intitulado *Desenvolvimento de Sistemas de Aumento de Estabilidade e Controle para Modelos de Simulação de uma Aeronave de Asa Rotativa*, de Cássio Bezzerra (BEZZERRA, 2020), é discutida a implementação de sistemas de aumento de estabilidade e controle para aeronaves de asas rotativas. Este trabalho é relevante para o presente estudo, pois aborda tópicos essenciais relacionados à mecânica de voo, estabilidade estática e dinâmica, além de aplicar alguns dos requisitos apresentados na norma (AVIATION; COMMAND, 2000).

No livro *Practical Methods for Aircraft and Rotorcraft Flight Control Design: An Optimization-Based Approach*, de Tischler (TISCHLER, 2017), o tema central é a otimização multiparâmetros com o objetivo de posicionar a aeronave em uma condição adequada de estabilidade e manobrabilidade, conforme os requisitos e normas da (AVIATION; COMMAND, 2000). O livro enfatiza a aplicação prática desses conceitos, apresentando meios e ferramentas para análise da estabilidade em diferentes níveis de qualidade de voo. Adicionalmente, a obra detalha o funcionamento do software *CONDUIT*, um recurso valioso

para projetos de controle de aeronaves, destacando suas ferramentas e funcionalidades de forma detalhada. Essa bibliografia é fundamental para este trabalho, pois oferece uma base teórica robusta e ferramentas práticas indispensáveis para a análise de estabilidade e controle de aeronaves.

Por fim, no livro *Helicopter Flight Dynamics*, de Padfield (PADFIELD, 2007), são explorados aspectos teóricos essenciais para a análise e compreensão da dinâmica de voo de helicópteros. Além disso, a obra fornece explicações valiosas sobre as normas de qualidade de voo e os requisitos apresentados na (AVIATION; COMMAND, 2000), que desempenham um papel central nas discussões e análises realizadas neste trabalho.

1.2 Objetivo

À medida que as normas de certificação e qualidade de voo se tornam cada vez mais exigentes para a atividade aeronáutica, este trabalho tem como objetivo geral a criação de um software via MATLAB que analise e classifique a estabilidade de aeronaves em comparação com normas de qualidade de voo conforme a norma (AVIATION; COMMAND, 2000). O escopo deste trabalho abrange apenas as aeronaves de asas rotativas; no entanto, a segurança da aviação é importante em todos os âmbitos.

Como motivação deste trabalho, o *Control Designer's Unified Interface* (CONDUIT) serve como inspiração para a análise da estabilidade de aeronaves de asas rotativas, devido à sua vasta gama de funções. Serão incorporadas ferramentas que auxiliam na identificação do nível de qualidade de voo presente em cada grau de liberdade e na aeronave como um todo.

1.2.1 Objetivos Específicos

1. Pesquisar os Requisitos de Estabilidade e Qualidade de Voo
 - (a) Identificar e entender os principais requisitos de estabilidade e qualidade de voo para aeronaves, com foco em asas rotativas.
 - (b) Implementar a análise dos requisitos da norma ADS-33E-PRF abaixo:
 - i. Razão de amortecimento.
 - ii. Largura de banda.
2. Desenvolver Gráficos para Análise
 - (a) Criar gráficos que representem a análise de estabilidade de acordo com os requisitos pesquisados.

1.3 Divisão do Trabalho

Este trabalho está organizado em seções para cobrir, de maneira estruturada, os tópicos necessários à implementação e análise dos critérios de estabilidade de aeronaves. Abaixo segue um resumo do conteúdo de cada seção:

Na Seção 2, apresenta-se o embasamento teórico necessário para compreensão deste T.G., dividido nos seguintes subtemas:

- **2.1** - Conceitos básicos sobre helicópteros.
- **2.2** - Critérios de qualidade de voo para estabilidade longitudinal e látero-direcional.
- **2.3** - Equações de movimento utilizadas e descrição dos modos dinâmicos de oscilação.
- **2.4** - Implementação de atuadores, com foco no atuador de atraso simples.
- **2.5** - Critérios de Largura de Banda e Razão de Amortecimento conforme a norma ADS-33E-PRF.

A Seção 3 detalha a metodologia aplicada, conforme os seguintes pontos:

- **3.1** - Aplicação dos conceitos de Largura de Banda, com a metodologia para cálculo da frequência de largura de banda, atraso de fase e a discriminação das curvas apresentadas na norma.
- **3.2** - Aplicação dos conceitos de Razão de Amortecimento, abordando o método de identificação dos modos dinâmicos e a discretização das curvas de estabilidade.

Na Seção 4, são apresentados os Resultados.

Esta seção exibe a análise dos requisitos de qualidade de voo para o helicóptero cujo o modelo foi fornecido pelo IPEV. O foco é tanto a avaliação do desempenho do helicóptero com base nos critérios da norma quanto a demonstração prática da utilidade do *software* desenvolvido para auxiliar nessa análise. Os resultados obtidos são discutidos em termos de nível de qualidade (level) de cada requisito, além dos gráficos gerados para Razão de Amortecimento e Largura de Banda.

Na Seção 5, Conclusão.

Serão discutidas as conclusões do trabalho, abordando os resultados e sua relação com a norma. Além disso, serão apontadas as limitações e possíveis aprimoramentos futuros para a metodologia apresentada, considerando a aplicação prática do *software* desenvolvido e possíveis avanços na análise de estabilidade de aeronaves.

2 Referência Bibliográfica

2.1 Definições

2.1.1 Definições Básicas da Geometria do Rotor

O Plano de Impulsão (PI) está representado na Figura 2.1, sendo o plano que passa pelo cubo do rotor e é perpendicular ao mastro.

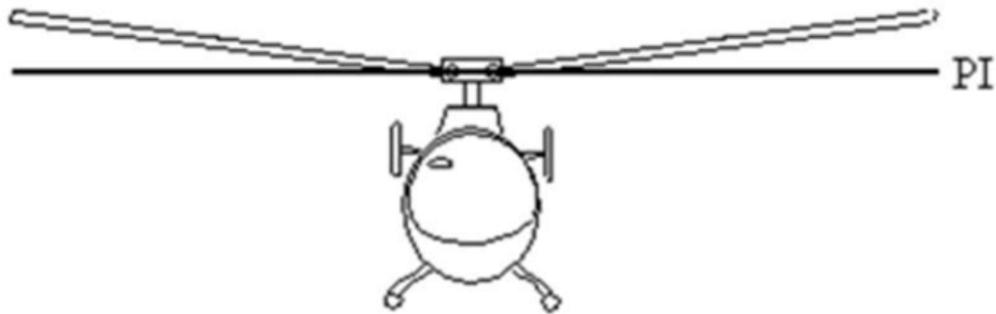


FIGURA 2.1 – Plano de Impulsão (CRUZ, 2021)

O Plano de Rotação (PR) está apresentado na Figura 2.2, sendo o plano que contém as trajetórias médias das pontas das pás de acordo com o ponto que elas passam durante a rotação.

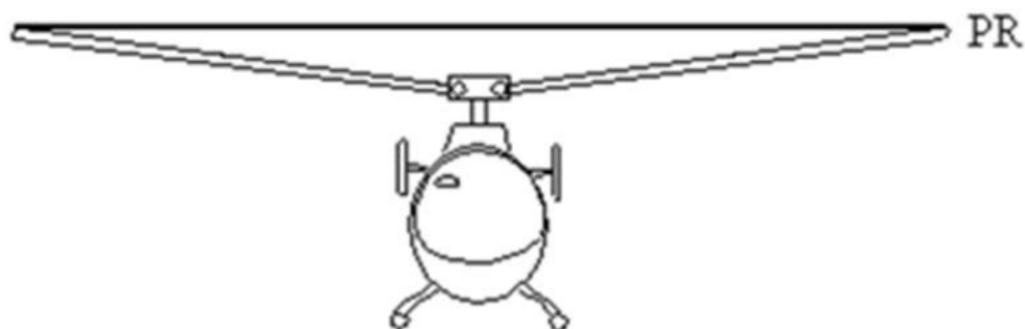


FIGURA 2.2 – Plano de Rotação (CRUZ, 2021)

O ângulo de batimento (β_b) está apresentado na Figura 2.3. À medida que a pá gira em torno do seu eixo, o movimento de batimento faz com que exista um ângulo entre o PI e a posição efetiva da ponta da pá; este é o ângulo de batimento.



FIGURA 2.3 – Ângulo de Batimento (CRUZ, 2021)

A Figura 2.4 sumariza e apresenta as definições anteriormente elencadas, como PI, PR e ângulo de batimento, sob uma outra perspectiva para facilitar o entendimento das definições apresentadas.

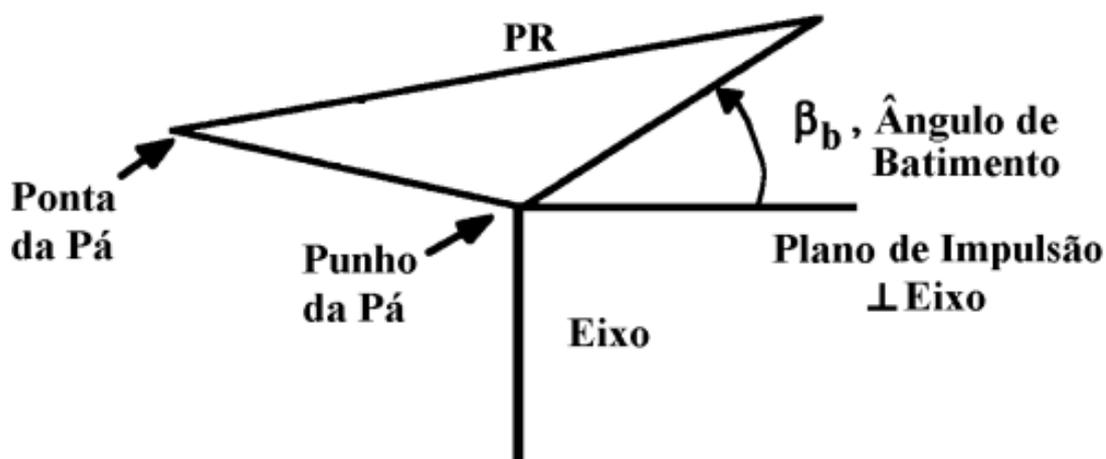


FIGURA 2.4 – Apresentação sumarizada das definições básicas da geometria (CRUZ, 2021)

A Figura 2.5 apresenta o ângulo de arrasto (δ_a). A articulação de avanço e recuo permite que a pá esteja em uma posição mais avançada ou recuada em relação à posição teórica na qual as pás estariam caso girassem apenas com a velocidade de rotação do rotor. Entretanto, ao longo de cada azimute, pode ocorrer um deslocamento. Desta forma, este ângulo é o ângulo de arrasto.



FIGURA 2.5 – Ângulo de Arrasto (CRUZ, 2021)

2.2 Qualidade de Voo

O cumprimento das normas de qualidade de voo constitui o cerne deste estudo. Para isso, serão analisadas as características de estabilidade estática e dinâmica.

A estabilidade estática foca no comportamento da aeronave no instante da perturbação, indicando uma tendência inicial de retornar à posição de equilíbrio. Um sistema é considerado estaticamente estável se, após uma perturbação, a aeronave tende a retornar à sua posição original sem intervenção adicional.

A estabilidade dinâmica, por sua vez, avalia a estabilidade ao longo do tempo. Mesmo que uma aeronave apresente uma tendência inicial de retornar ao equilíbrio, ela pode desenvolver instabilidade dinâmica se as oscilações aumentarem com o tempo, indicando que o sistema está sendo energizado. Assim, a estabilidade dinâmica só é relevante após a confirmação da estabilidade estática. Um sistema é dinamicamente estável se as oscilações são amortecidas ao longo do tempo sem a intervenção do piloto. Além disso, destaca-se a possibilidade de um comportamento aperiódico, caracterizado pela divergência ou convergência do sistema sem a ocorrência de oscilações.

2.2.1 Estabilidade Estática Longitudinal

A estabilidade estática longitudinal (EEL) deve ser estudada diante de perturbações de velocidade e ângulo de ataque.

2.2.1.1 Efeitos da Velocidade à Frente

O efeito de aumento de velocidade à frente será simulado com uma rajada de vento na proa, fazendo com que a velocidade aerodinâmica no eixo x do helicóptero aumente devido a essa perturbação. A resposta estabilizante será observada quando essa perturbação resultar em uma diminuição da velocidade à frente, causada por um momento cabrador que inclina o Plano de Rotação (PR) para trás, reorientando a força normal (F_N) para trás e reduzindo a velocidade da aeronave. Por outro lado, caso a aeronave tenda a picar diante dessa perturbação, o efeito será instabilizante.

O rotor principal é estável em velocidade. Isso ocorre porque o aumento da velocidade à frente aumenta a pressão dinâmica na pá que avança e diminui na pá que recua. Dessa maneira, há um aumento de sustentação na pá que avança e uma redução na pá que recua devido à alteração da pressão dinâmica. Conforme apresentado na Figura 2.6, a alteração na vento relativo (V_R) também gera uma alteração no ângulo de ataque, resultando em um aumento do ângulo de ataque na pá que avança, o que gera uma maior sustentação nesta pá.

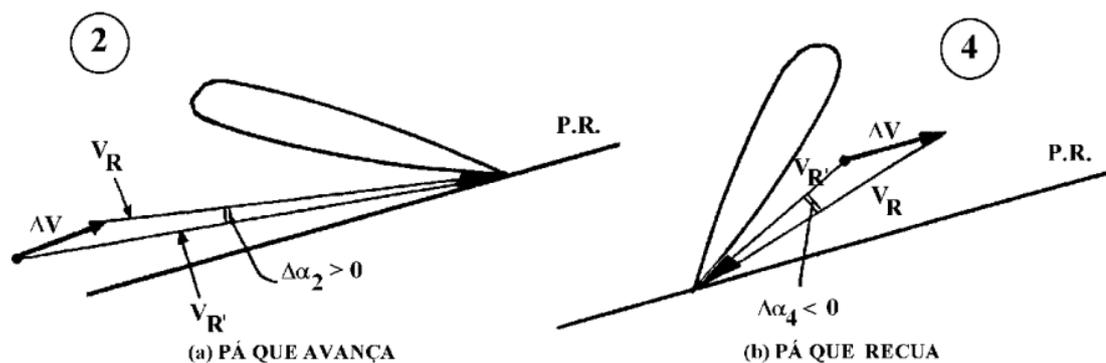


FIGURA 2.6 – Efeito de uma Perturbação em Velocidade sobre o Equilíbrio do Rotor. (CRUZ, 2021)

Devido à resposta defasada em 90° , há uma tendência a um momento cabrador que tende a reduzir a velocidade à frente, sendo estabilizante conforme elucidado no início desta seção. Portanto, o rotor isolado é estável em velocidade.

No que diz respeito ao estabilizador horizontal, a maioria dos helicópteros possui este dispositivo instalado na cauda e invertido. Dessa forma, dada uma perturbação de aumento de velocidade, há um aumento de sustentação orientada para baixo, induzindo

um momento cabrador que, conforme elucidado anteriormente, tende a diminuir a velocidade, opondo-se à perturbação inicial e sendo, portanto, estabilizante. Por outro lado, se essa superfície não for invertida, o efeito será de causar instabilidade, pois induzirá um momento picador.

2.2.1.2 Efeitos do Ângulo de Ataque

Para simular um aumento no ângulo de ataque (α), considera-se uma rajada ascendente, pois esta induz um aumento de α . Desta maneira, uma resposta estabilizante é aquela que produz um momento picador, onde o Plano de Rotação (PR) se inclina para frente, reduzindo o α . Por outro lado, caso a resposta apresentada seja um momento cabrador, o PR se inclinará para trás, aumentando ainda mais o α , portanto, instabilizante.

O rotor principal é instável em ângulo de ataque. A Figura 2.7 mostra que, dada uma rajada ascendente, o ângulo de ataque das pás que avançam e recuam aumenta. Entretanto, o efeito desse aumento não é igual em ambos os lados, sendo maior na pá que avança.

Esse aumento desigual ocorre porque a sustentação é dada por $L = q \cdot S \cdot C_{L\alpha} \cdot \alpha$. Como a pressão dinâmica é maior na pá que avança, o aumento da sustentação devido ao mesmo incremento de α é maior nessa pá também. Devido ao atraso de fase de 90° , o efeito resultante será cabrador. Portanto, o comportamento é instável.

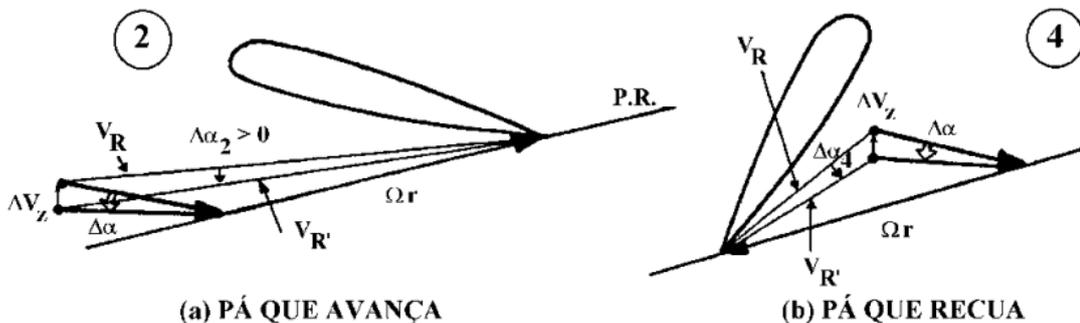


FIGURA 2.7 – Efeito de uma Perturbação no Ângulo de Ataque (CRUZ, 2021)

A fuselagem pode contribuir de forma estabilizante ou instabilizante dependendo da posição do CG. À medida que uma rajada de vento ascendente gera um arrasto sobre a fuselagem, o ponto de aplicação resultante desta força aerodinâmica é o Centro de Pressão (CP). Se o CG estiver atrás do CP, a resultante será um incremento de sustentação na parte dianteira que faz o helicóptero cabrar, sendo assim, instabilizante. Se o CG estiver na parte dianteira e à frente do CP, a resposta estática será um momento picador, portanto, estabilizante.

O estabilizador horizontal (EH) é estabilizante e, diferentemente da análise em velo-

cidade, não depende de estar invertido ou não. A Figura 2.8 exibe o efeito estabilizante do EH tanto quando está invertido quanto quando não está invertido.

Para o EH invertido, com sustentação no eixo z negativo, uma rajada ascendente diminui a sustentação no EH e reduz o braço para aplicação do momento. Desta maneira, o resultado é um momento picador, que é estabilizante.

Para o EH não invertido, com sustentação no eixo z positivo, uma rajada ascendente aumenta a sustentação no EH e também aumenta o braço de aplicação da força. Desta forma, o efeito também é um momento picador, que é estabilizante.

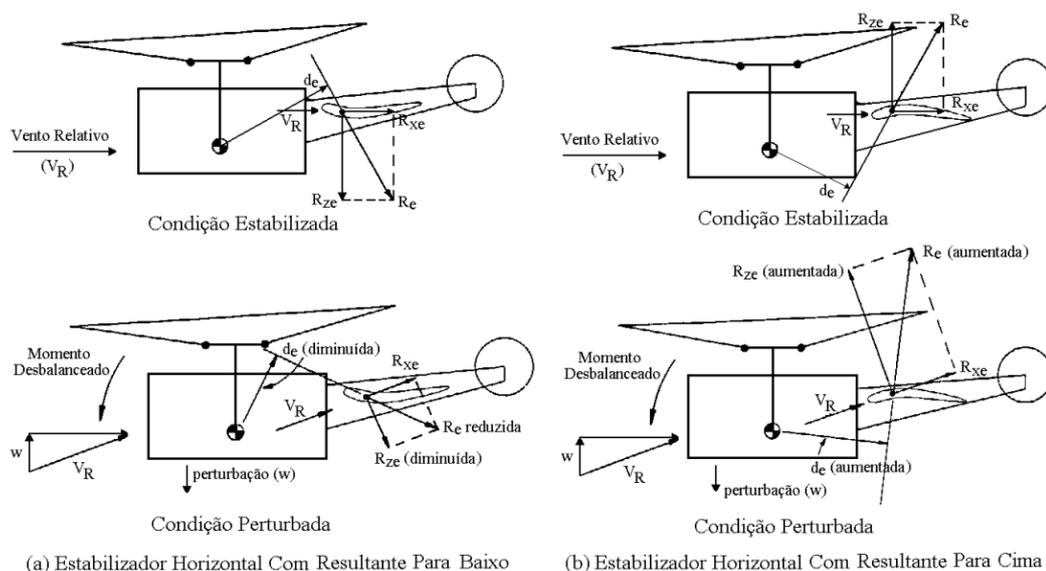


FIGURA 2.8 – Efeito de uma Perturbação em Ângulo de Ataque no Estabilizador Horizontal. (CRUZ, 2021)

Dessa forma, observa-se que o EH é o único componente que sempre contribui de forma estabilizante em ângulo de ataque. A fuselagem também pode contribuir, mas isso depende da posição do CG. Entretanto, a efetividade do EH é baixa em baixas velocidades devido à baixa pressão dinâmica. Assim, helicópteros em baixas velocidades tendem a ser instáveis em ângulo de ataque, tendo sua estabilidade aumentada à medida que a velocidade aumenta.

2.2.2 Estabilidade Estática Lateral

A estabilidade estática lateral será analisada a partir do Efeito Diedro. O Efeito Diedro é a resultante de um momento de rolamento (L_β) devido a uma perturbação que introduza um ângulo de derrapagem.

Uma perturbação que introduza um ângulo de derrapagem na aeronave pode ser realizada com uma rajada fora do eixo longitudinal, conforme apresentado na Figura 2.9,

onde neste caso β é positivo.

A Figura 2.9 também apresenta uma decomposição da rajada nos eixos x e y , de tal forma que uma resposta estabilizante será aquela que tenderá a anular a velocidade V_y . Portanto, um rolamento para a esquerda, negativo em relação ao eixo x , é estabilizante, pois o PR é inclinado para a esquerda e se oporá à perturbação de V_y com uma tendência de anulá-la. Isso é chamado de efeito diedro estável. Por outro lado, se a tendência diante da perturbação for um rolamento para a direita, então haverá um efeito diedro instável.

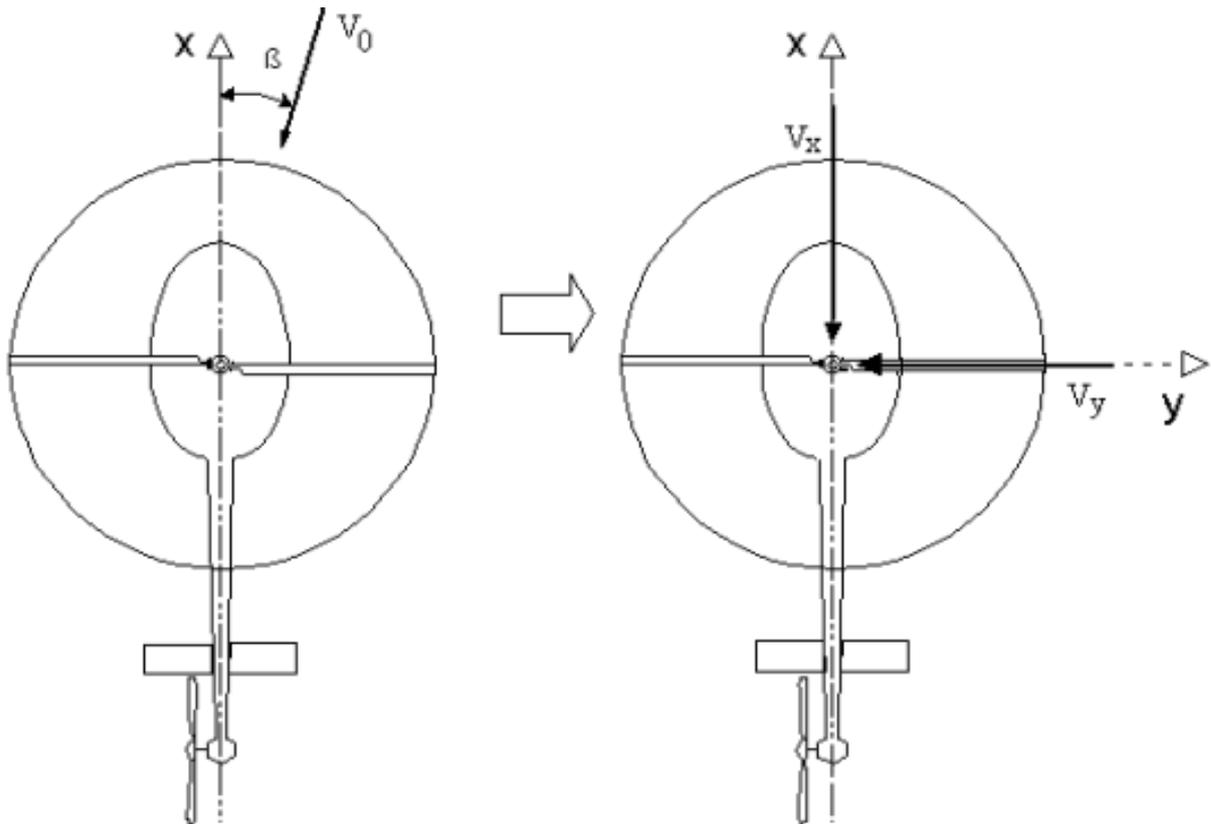


FIGURA 2.9 – Efeito de uma Perturbação em Ângulo de Ataque no Estabilizador Horizontal. (CRUZ, 2021)

O rotor principal tem efeito diedro positivo, com comportamento similar à Estabilidade Estática Longitudinal (EEL) devido a uma rajada frontal. Considerando que o rotor gira no sentido anti-horário, a pá na parte traseira terá um incremento de pressão dinâmica devido à rajada lateral, aumentando a sustentação nessa pá. Por outro lado, a pá dianteira terá uma redução de sustentação devido à diminuição da pressão dinâmica pela rajada. O aumento de sustentação na pá traseira e a diminuição na dianteira vão produzir um momento de rolamento negativo devido ao efeito giroscópico que atua com uma defasagem de 90° . Desta forma, o rotor principal isoladamente tem efeito diedro positivo. Outrossim, embora esta explicação tenha sido desenvolvida para o sentido de rotação anti-horário, a mesma analogia no sentido horário levaria a um efeito diedro positivo também.

O efeito diedro do rotor de cauda depende da posição do ponto de aplicação da força em relação ao CG. Geralmente, esse ponto de aplicação está acima do CG, resultando em um efeito diedro estável e, portanto, estabilizante.

A Figura 2.10 mostra um helicóptero cujo rotor principal gira no sentido anti-horário, exigindo uma força lateral para a direita, chamada de força normal do rotor de cauda (F_{NRC}), para se contrapor ao anti-torque gerado pelo rotor principal. Uma rajada V_y faz com que a velocidade induzida aumente e o ângulo de ataque do rotor de cauda (α_{PRC}) diminua. O efeito global será uma diminuição da força de sustentação no rotor de cauda, representada pelo vetor ΔF_{NRC} com direção à esquerda. Se essa força for aplicada acima do CG, tenderá a causar um rolamento negativo, resultando em um efeito diedro estável.

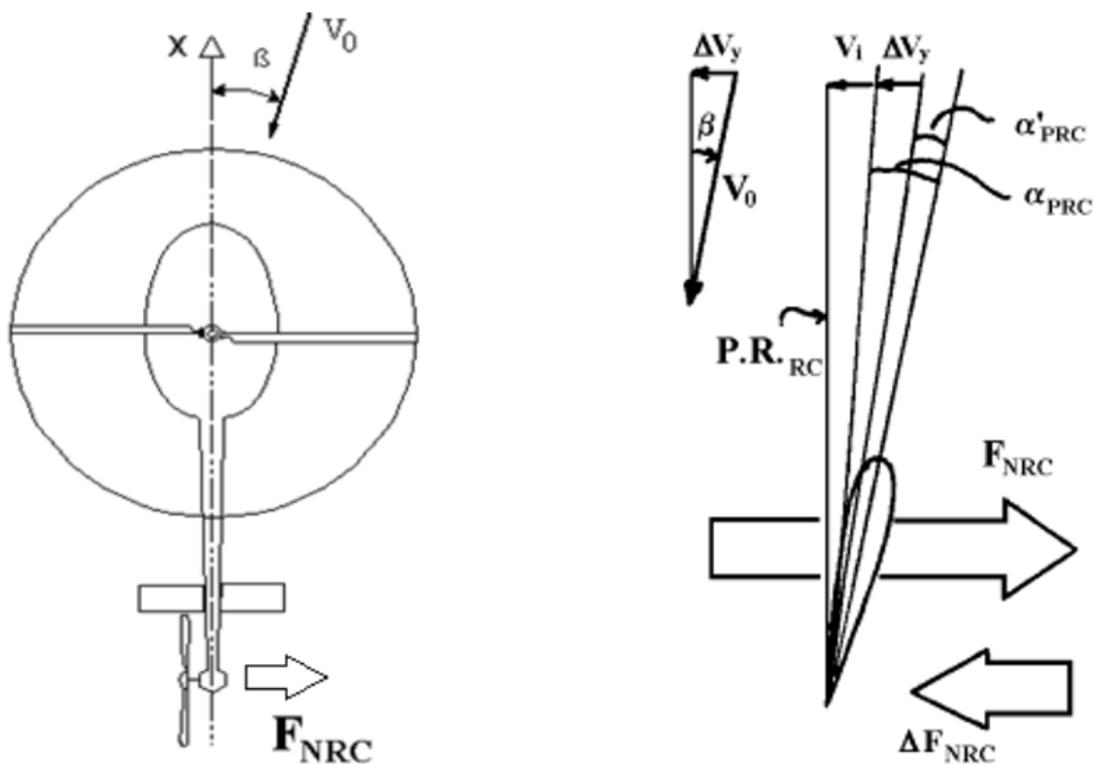


FIGURA 2.10 – Influência de uma Derrapagem no Rotor de Cauda. (CRUZ, 2021)

A fuselagem e as superfícies verticais exercem um efeito diedro cujo comportamento depende da posição relativa entre o Centro de Pressão (CP) e o Centro de Gravidade (CG). Para um ângulo de derrapagem positivo ($\beta > 0$), uma rajada lateral V_y gerará uma força. Se o CP estiver localizado acima do CG, essa força criará um momento de rolamento negativo. Esse momento de rolamento negativo inclinará a aeronave na direção oposta à perturbação inicial, ajudando a restabelecer a posição original. Portanto, essa configuração resulta em um efeito diedro estável, contribuindo para a estabilidade lateral

da aeronave.

Dessa forma, o posicionamento relativo do CP acima do CG é crucial para assegurar que a fuselagem e as superfícies verticais contribuam de maneira estabilizante durante uma perturbação lateral.

2.2.3 Estabilidade Estática Direcional

A estabilidade estática direcional será analisada a partir do Efeito Girouette. O Efeito Girouette é a resultante de um momento de guinada (N_β) devido a uma perturbação que introduza um ângulo de derrapagem.

Uma perturbação que introduza um ângulo de derrapagem na aeronave pode ser realizada com uma rajada fora do eixo longitudinal, conforme apresentado na Figura 2.9, onde β é positivo, nos mesmos moldes da análise da estabilidade estática lateral.

A Figura 2.9 também apresenta uma decomposição da rajada nos eixos x e y. Uma resposta estabilizante será aquela que tende a alinhar a aeronave com o vento. Portanto, nessa condição de perturbação, uma guinada à direita, positiva em relação ao eixo z, é estabilizante, pois tende a anular o ângulo de derrapagem criado pela perturbação. Isso é chamado de efeito girouette estável. Por outro lado, se a tendência diante da perturbação for uma guinada para a esquerda, aumentando o ângulo de derrapagem, haverá um efeito girouette instável.

A fuselagem geralmente é desestabilizadora. Ela atua como uma superfície aerodinâmica, onde o Centro de Pressão (CP) está localizado à frente do Centro de Gravidade (CG). Quando submetida a um ângulo de derrapagem, a fuselagem tende a aumentar esse ângulo, resultando em uma condição instável, pois não tende a se aproar com o vento.

O rotor de cauda desempenha um papel crucial na estabilização da aeronave. Durante uma derrapagem, uma mudança na velocidade lateral altera o empuxo do rotor de cauda. Se a perturbação V_y for no sentido da velocidade induzida, o empuxo (F_{NRC}) diminui. Esse momento restaurador, que atua para retornar à condição estabilizada inicial, é uma das maiores fontes de estabilidade direcional, especialmente em baixas velocidades, quando o estabilizador vertical é menos eficiente. Este comportamento pode ser melhor observado na Figura 2.10, onde a diminuição de ΔF_{NRC} ajuda a aproar a aeronave com o vento.

O estabilizador vertical (EV) contribui de forma estabilizadora e é fundamental para a estabilidade direcional da aeronave. Uma derrapagem positiva gera forças laterais no estabilizador vertical, situado atrás do CG. Essas forças produzem momentos de guinada que se opõem à perturbação inicial, ajudando a restaurar a trajetória original ao aproar a aeronave com o vento. Similar ao mecanismo obtido via o rotor de cauda, a velocidade lateral (V_y) aumenta a sustentação no EV para a esquerda. Como o EV está localizado

atrás do CG, o efeito é uma guinada à direita, ajudando a aproar a aeronave com o vento.

2.2.4 Estabilidade Dinâmica Longitudinal

A estabilidade dinâmica longitudinal é estudada em duas condições de voo distintas. A primeira é em voo pairado e a segunda é em voo à frente. Essa distinção é necessária, pois cada uma dessas condições apresenta diferentes graus de liberdade e os fenômenos físicos observados em cada caso são distintos.

2.2.4.1 Voo Pairado

A estabilidade dinâmica longitudinal no voo pairado é estudada considerando que os movimentos verticais são desprezíveis em relação aos movimentos horizontais, de tal forma que os graus de liberdade são a velocidade à frente (V) e a atitude de arfagem (θ), conforme pode ser observado na Figura 2.11.

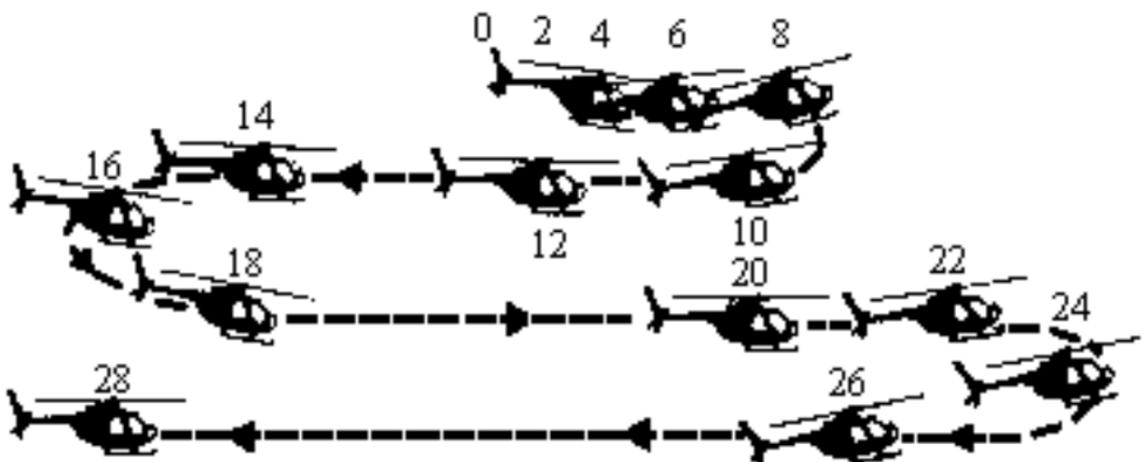


FIGURA 2.11 – Comportamento Dinâmico no voo pairado (CRUZ, 2021)

A Figura 2.11 ilustra o comportamento de um helicóptero diante de uma perturbação inicial após ter recebido uma rajada de vento à frente. Os números acima do helicóptero representam o tempo, em segundos, do movimento. Embora o helicóptero pareça estar descendo, isso não ocorre; a representação gráfica foi organizada desta forma para parametrizar o movimento do helicóptero, considerando um movimento vertical pequeno.

Esta estabilidade será analisada conforme os conceitos já apresentados de estabilidade estática. Primeiramente, como o helicóptero está pairado, a empenagem horizontal (EH) não possui pressão dinâmica suficiente para gerar a força aerodinâmica capaz de criar um momento de arfagem significativo para gerar estabilidade ou instabilidade. Desta forma,

o papel preponderante é do rotor principal, que é estável em velocidade e instável em ângulo de ataque, conforme elucidado na Seção 2.2.1.

Dessa forma, o comportamento do helicóptero ilustrado na Figura 2.11 pode ser compreendido nas seguintes etapas:

1. Entre 0 e 4 segundos: Devido à rajada de vento à frente, o helicóptero ganha uma velocidade aerodinâmica à frente.
2. Entre 4 e 8 segundos: Como o rotor principal é estável em velocidade, o rotor principal (PR) se inclina para trás para anular essa velocidade à frente.
3. Entre 10 e 14 segundos: O helicóptero ganha velocidade para trás devido à inclinação do PR na fase anterior, até que, devido à estabilidade do rotor principal em velocidade, o PR já se encontra um pouco inclinado para frente.
4. Em 16 segundos: Já é possível observar que a amplitude do movimento começa a aumentar porque o sistema é energizado devido à instabilidade do rotor principal em ângulo de ataque, ou seja, o aumento do ângulo de ataque gera mais aumento de ângulo de ataque e vice-versa. No entanto, com velocidade à frente, esse fenômeno é mitigado pela pressão dinâmica sobre o estabilizador horizontal (EH), que gera sustentação adicional e promove a estabilidade desejada.
5. Entre 18 e 24 segundos: Observa-se que o PR se inclina para frente para se opor à perturbação de velocidade para trás da fase anterior, mas, novamente, a amplitude do movimento é aumentada devido ao sistema estar sendo energizado pela instabilidade de ângulo de ataque.
6. Entre 20 e 28 segundos: O movimento cíclico continua.

Portanto, conforme observado, o helicóptero apresenta uma resposta dinâmica instável no voo pairado. Isso ocorre porque os momentos de restauração são maiores do que os momentos de amortecimento. Entretanto, existem medidas para mitigar essa instabilidade, como a instalação de barras estabilizadoras. Dessa forma, o período de oscilação torna-se maior, permitindo uma pilotagem mais segura pelo piloto.

2.2.4.2 Voo em Translação

O voo à frente engloba a componente de variação vertical da velocidade, onde o voo é realizado com três graus de liberdade: velocidade à frente (V), atitude de arfagem (θ) e velocidade vertical (V_z). Nesse tipo de voo, a empenagem horizontal (EH) possui pressão dinâmica suficiente para influenciar o movimento, além de uma possível contribuição, em menor escala, da fuselagem.

Diante disso, uma perturbação inicial, como uma rajada vertical que gera uma alteração do ângulo de ataque, acarreta em dois tipos de resposta: a primeira de curto período e a segunda de longo período, chamada de fugóide.

O curto período ocorre em um pequeno intervalo de tempo, entre 1 e 2 segundos, e é sempre bem amortecido pelas forças aerodinâmicas. Além disso, a variação nos graus de liberdade é pequena e, muitas vezes, pouco perceptível ao piloto.

A fugóide ocorre em um período entre 30 e 60 segundos e difere do movimento de fugóide apresentado em aeronaves de asa fixa. A principal diferença é que, na asa fixa, esse movimento é caracterizado por uma troca entre energia potencial e cinética. No contexto de asa rotativa, essa relação não se dá de maneira tão simples, à medida que a instabilidade do rotor principal em ângulo de ataque energiza o movimento. Dependendo da relação entre os momentos amortecedores e restauradores, a resposta pode ser estável ou instável dinamicamente.

A Figura 2.12 ilustra o movimento de fugóide, onde a perturbação é uma rajada vertical para baixo que gera uma diminuição do ângulo de ataque. Com uma resposta inicial estaticamente estável, o rotor principal tem seu PR inclinado para trás para aumentar o ângulo de ataque, o que gera uma desaceleração e aumento da altura. Esse ciclo continua com uma aceleração e perda de altura. Entretanto, salienta-se que, devido à variação do ângulo de ataque, esse sistema pode ser energizado e ter amplitude crescente, conforme ilustrado na Figura 2.12. Dependendo da relação entre estabilidade devido à velocidade e ao ângulo de ataque, o movimento pode ser estável, apresentando amplitude cada vez menor.

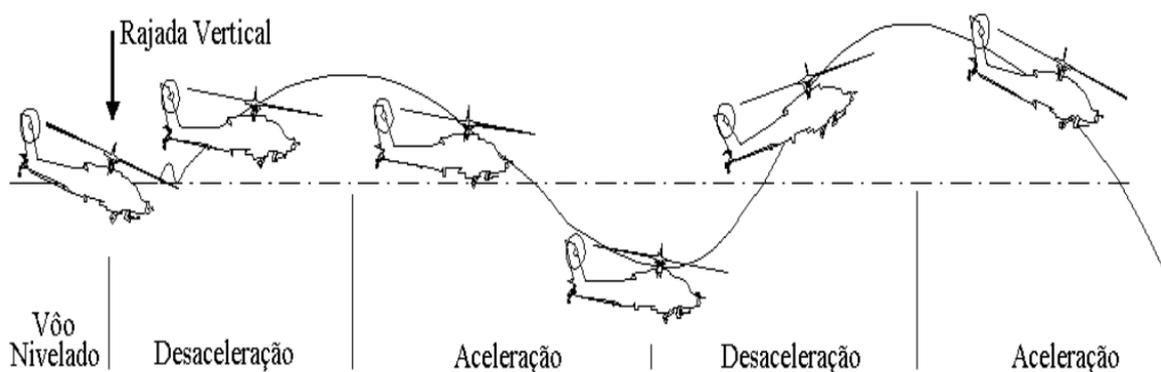


FIGURA 2.12 – Comportamento em fugóide (CRUZ, 2021)

Dessa forma, a Figura 2.13 mostra a relação de troca que existe entre a estabilidade dinâmica longitudinal em velocidade e em ângulo de ataque. Uma aeronave muito estável em velocidade está mais propensa a ser instável em fugóide, enquanto uma aeronave pouco estável em velocidade está mais propensa a sofrer divergência.

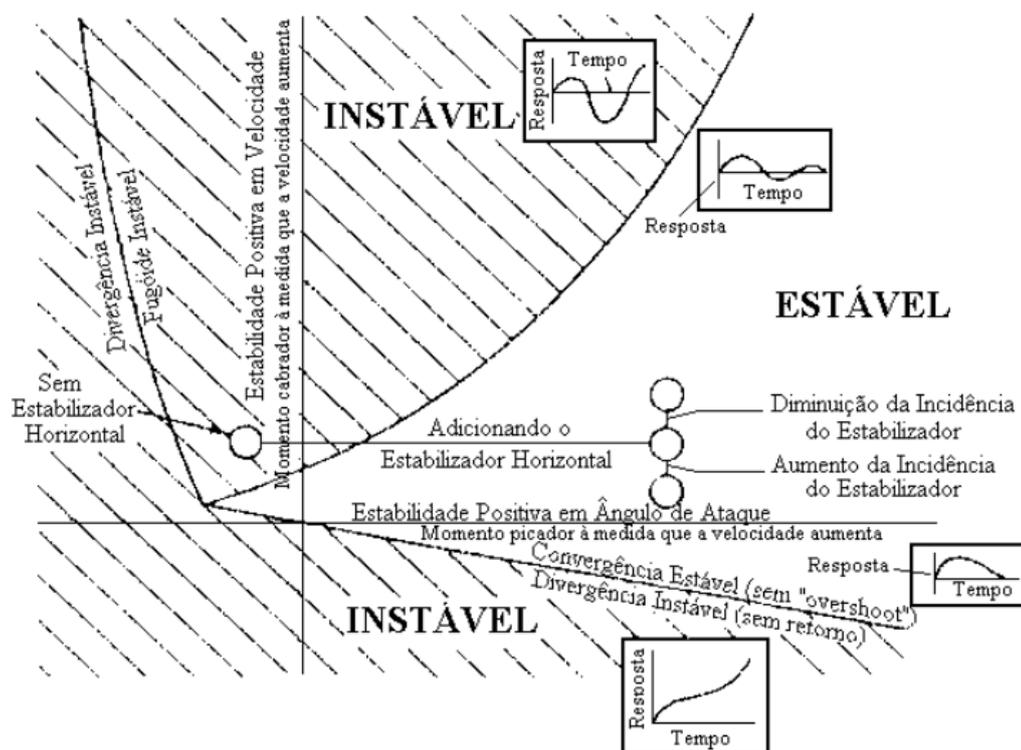


FIGURA 2.13 – Mapa de estabilidade dinâmica longitudinal (CRUZ, 2021)

2.2.5 Estabilidade Dinâmica Látero-Direcional

A estabilidade dinâmica látero-direcional foca em entender o comportamento dinâmico da aeronave diante de três modos distintos de resposta: rolamento, espiral e *Dutch Roll*. Os graus de liberdade analisados são a velocidade à frente (V), o ângulo de derrapagem (β) e a atitude lateral (ϕ).

Em baixas velocidades, apenas o rolamento é estudado, utilizando os mesmos critérios de *pitch* aplicados à estabilidade dinâmica longitudinal, conforme descrito na Seção 2.2.4. Assim, de acordo com as recomendações da norma (AVIATION; COMMAND, 2000), a análise da estabilidade dinâmica látero-direcional será realizada para velocidades à frente superiores a 45 nós.

2.2.5.1 Rolamento

O primeiro modo dinâmico látero-direcional é o rolamento que consiste em uma rotação em torno do eixo X do helicóptero resultando numa variação da atitude lateral. Este modo costuma ser o mais estável de todos e ao analisar os autovalores da matriz das equações de movimento, este autovalor costuma ser puramente real e negativo (haja vista ser muito estável) com módulo grande, ou seja, bem afastado da origem.

2.2.5.2 Espiral

O segundo modo dinâmico látero-direcional é o modo espiral, que representa a estabilidade da aeronave em curva após uma perturbação lateral. A Figura 2.14 ilustra o comportamento desta estabilidade. Após uma perturbação lateral, como mostrado na imagem, o helicóptero tende a realizar um rolamento que gera um ângulo $\Delta\phi$ para se opor à perturbação, devido ao efeito estabilizante do diedro (estabilidade estática).

Se a resposta dinâmica da aeronave for um aumento contínuo em ϕ , a trajetória se tornará progressivamente mais acentuada, caracterizando uma condição instável. Por outro lado, se após o efeito diedro a resposta dinâmica for uma diminuição em ϕ , então a aeronave é considerada estável em relação ao modo espiral.

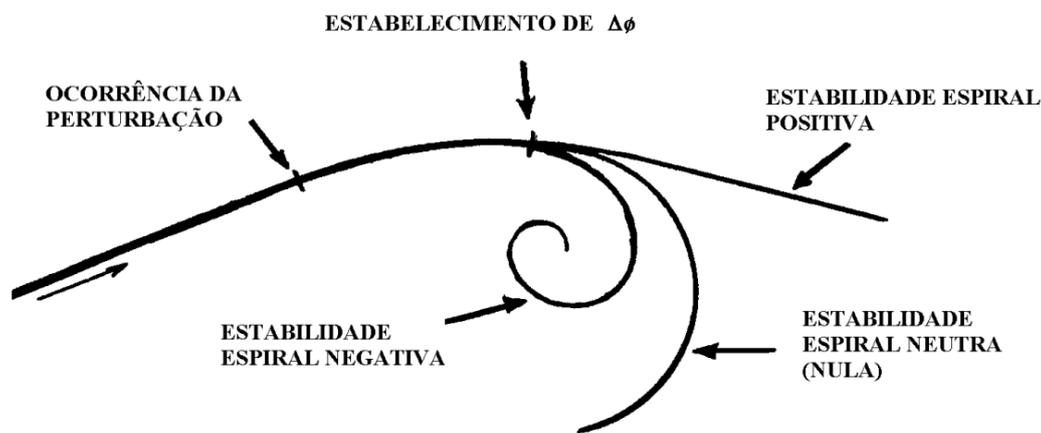


FIGURA 2.14 – Estabilidade dinâmica direcional em Espiral (CRUZ, 2021)

2.2.5.3 Dutch Roll

O terceiro modo dinâmico látero-direcional é o modo *Dutch Roll* (DR), que é o mais complexo dos três, pois envolve o acoplamento entre rolamento e guinada. Trata-se de um modo dinâmico essencialmente oscilatório de período curto, que frequentemente requer um sistema de aumento de estabilidade para auxiliar o piloto.

Outro aspecto que adiciona complexidade ao estudo da estabilidade dinâmica látero-direcional é que a implementação de dispositivos estabilizadores muitas vezes exige alguma relação de troca. A Figura 2.16 ilustra essa relação de compromisso. Aumentar a estabilidade em efeito diedro e/ou reduzir a estabilidade em efeito *Girouette* pode diminuir a probabilidade de uma instabilidade espiral, mas aumenta a proximidade com a região de instabilidade associada ao *Dutch Roll*. Por outro lado, uma redução na estabilidade em efeito diedro e/ou um aumento na estabilidade em efeito *Girouette* pode aumentar a chance de instabilidade espiral, mas diminui a suscetibilidade ao DR.

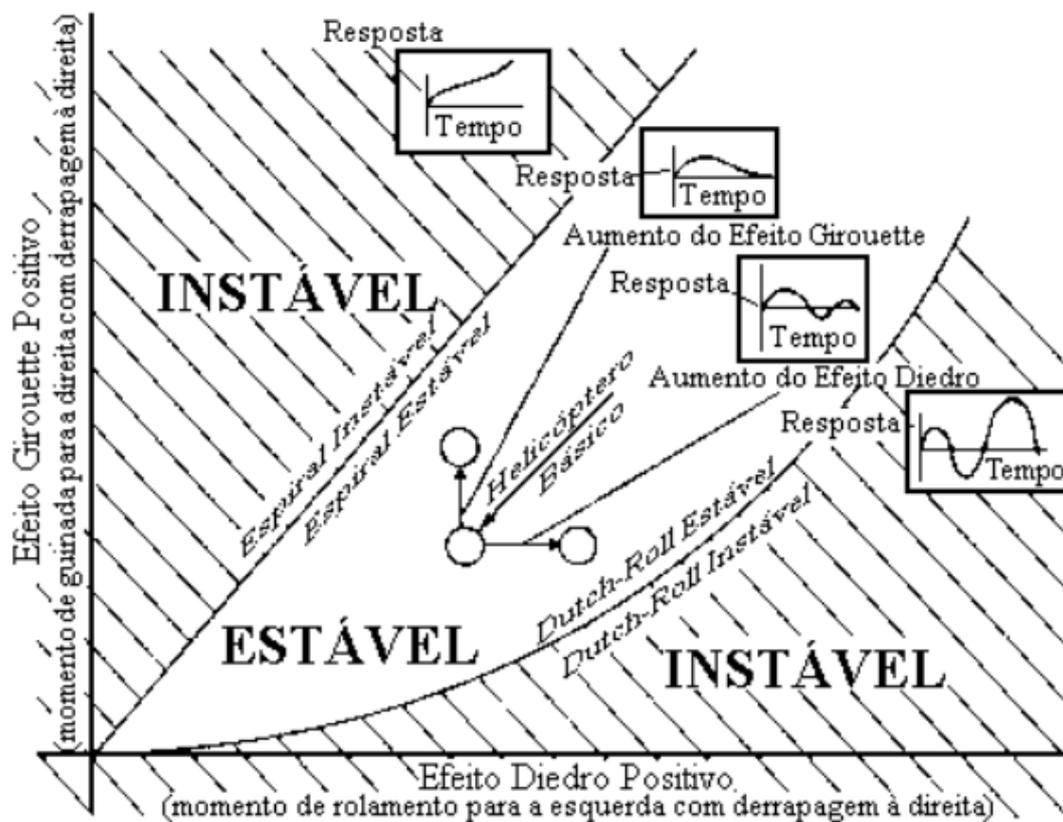


FIGURA 2.15 – Mapa de estabilidade dinâmica látero-direcional (CRUZ, 2021)

A Figura 2.16 ilustra dispositivos que auxiliam no aumento da estabilidade látero-direcional.

Por exemplo, à esquerda, com a seta vermelha, está o Bell 212, equipado com uma *Dorsal Fin* — uma empenagem vertical instalada na parte dianteira do helicóptero. Este dispositivo aumenta a estabilidade em efeito diedro, mas reduz a estabilidade em efeito *Girouette*. Como discutido anteriormente, essa configuração reduz o risco de instabilidade em espiral, mas aumenta a suscetibilidade ao DR.

Por outro lado, à direita, com a seta azul, está o Bell YAH-63, que possui uma *Ventral Fin*. Esse dispositivo, instalado na parte inferior da fuselagem, aumenta a estabilidade em efeito *Girouette*, mas diminui a estabilidade em efeito diedro. Dessa forma, ele aumenta a probabilidade de instabilidade espiral, ao mesmo tempo que reduz a suscetibilidade ao DR.

Assim, é essencial estudar os efeitos dinâmicos de cada dispositivo, uma vez que podem contribuir para a estabilidade em um modo dinâmico, mas comprometer outros. Em geral, prefere-se evitar o DR, devido à sua natureza oscilatória, mesmo que isso implique em um aumento no risco de instabilidade espiral. No entanto, cada caso deve ser analisado individualmente para determinar quais modos dinâmicos são mais críticos a serem

evitados.



FIGURA 2.16 – Estabilizantes (WINGS-AVIATION, 2024) e (WIKIPEDIA, 2024)

2.3 Equações de Movimento

As equações de movimento que descrevem a dinâmica de um helicóptero podem considerar múltiplos graus de liberdade. Além dos três graus de liberdade associados à translação e outros três relacionados à rotação em torno de seus eixos, o rotor principal também possui uma dinâmica própria, que acrescenta graus de liberdade adicionais, como a conicidade, o basculamento e o regime de rotação. Assim, o movimento do helicóptero pode ser modelado de forma mais precisa, levando em conta diversos subsistemas, conforme ilustrado na Figura 2.18.

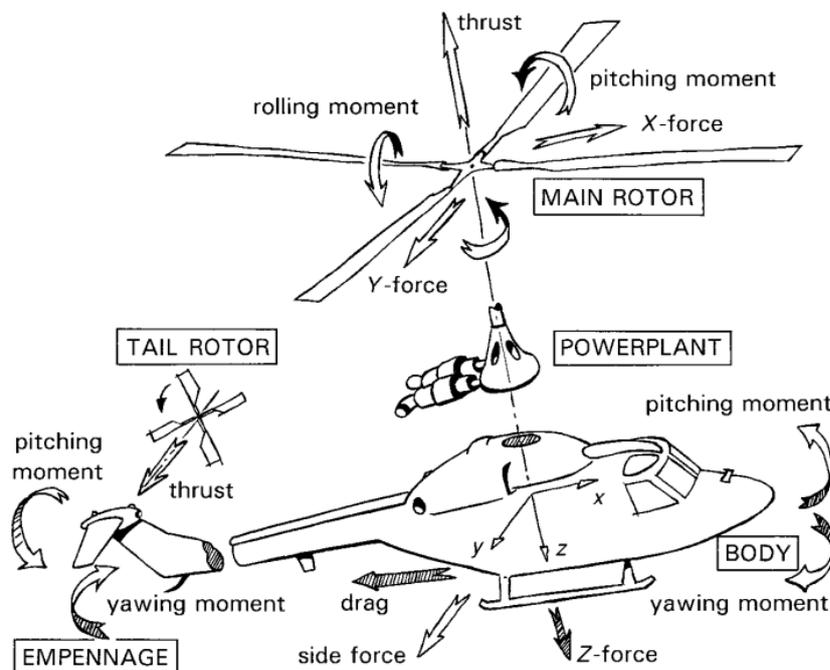


FIGURA 2.17 – Subsistemas do helicóptero (PADFIELD, 2007).

Entretanto, para este trabalho serão analisados os graus de liberdade da fuselagem

como se todo o helicóptero fosse representado por ela, com seu centro de massa definido e os eixos ortogonais, considerando um corpo rígido. Os graus de liberdade adotados são estes 8: $(u, v, w, p, q, r, \phi, \theta)$. Sendo assim, (u, v, w) são as velocidades do corpo nos eixos (x, y, z) ; (p, q, r) são as velocidades angulares em torno dos eixos (x, y, z) ; ϕ é a atitude lateral; e θ é a atitude de arfagem.

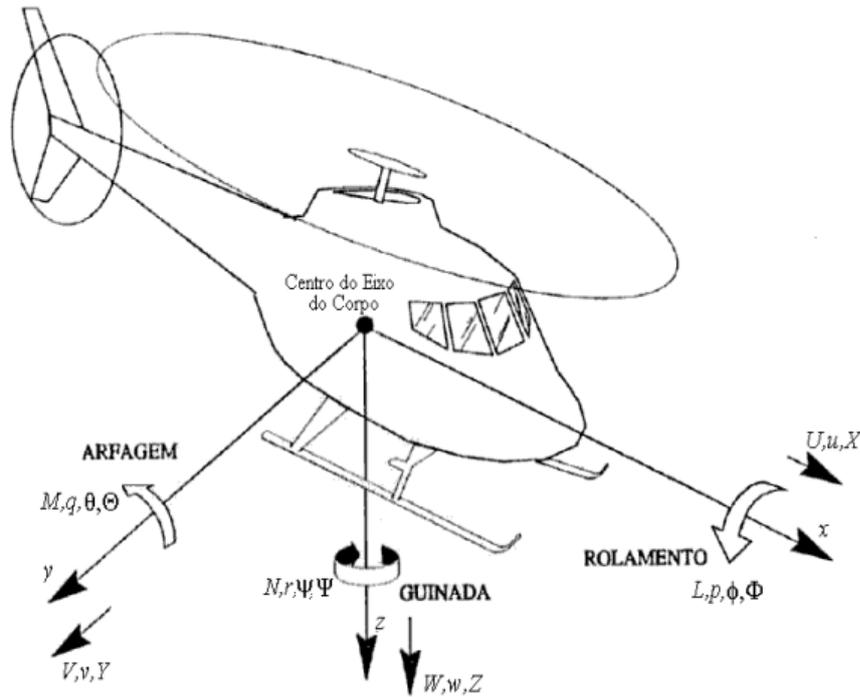


FIGURA 2.18 – Graus de Liberdade do Corpo Rígido do helicóptero (CRUZ, 2021).

2.3.1 Equações de Movimento Completa

As equações de movimento são descritas de forma matricial pela Equação $\dot{x} = Ax + B\delta$. O vetor de estado x , que incorpora os graus de liberdade mencionados, está representado na Equação 2.1. Ao analisar os modos dinâmicos usando a equação completa, os efeitos dos modos longitudinais (associados ao vetor de estado $[u, w, q, \theta]$) e dos modos látero-direcionais (associados ao vetor de estado $[v, p, \phi, r]$) serão examinados de forma acoplada.

$$x = \begin{bmatrix} \Delta u \\ \Delta v \\ \Delta w \\ \Delta p \\ \Delta q \\ \Delta r \\ \Delta \phi \\ \Delta \theta \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

A matriz de Estado \mathbf{A} , que representa as equações de movimento na forma matricial, descreve a resposta da aeronave em malha aberta. Esta matriz é apresentada na Equação 2.2, conforme discutido em (CRUZ, 2021). Os termos X , Y e Z correspondem às forças externas aplicadas ao corpo nas direções x , y e z , respectivamente, enquanto L , M e N representam os momentos aplicados ao redor desses mesmos eixos. Os valores de I referem-se aos momentos de inércia e aos produtos de inércia, g denota a aceleração da gravidade e m é a massa total do corpo.

A Equação 2.2 abaixo apresenta a estrutura completa:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_v}{m} & \frac{X_w}{m} & \frac{X_p}{m} & \frac{X_q}{m} - w_0 & \frac{X_r}{m} + v_0 & 0 & -g \cos \theta_0 \\ \frac{Y_u}{m} & \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_w}{m} & \frac{Y_p}{m} + w_0 & \frac{Y_q}{m} & \frac{Y_r}{m} - u_0 & g \cos \phi_0 \cos \theta_0 & -g \sin \phi_0 \sin \theta_0 \\ \frac{Z_u}{m} & \frac{Z_v}{m} & \frac{Z_w}{m} & \frac{Z_p}{m} - v_0 & \frac{Z_q}{m} + u_0 & \frac{Z_r}{m} & -g \sin \phi_0 \cos \theta_0 & -g \cos \phi_0 \sin \theta_0 \\ L'_u & L'_v & L'_w & L'_p & L'_q & L'_r & 0 & 0 \\ \frac{M_u}{I_{yy}} & \frac{M_v}{I_{yy}} & \frac{M_w}{I_{yy}} & \frac{M_p}{I_{yy}} & \frac{M_q}{I_{yy}} & \frac{M_r}{I_{yy}} & 0 & 0 \\ N'_u & N'_v & N'_w & N'_p & N'_q & N'_r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \sin \phi_0 \tan \theta_0 & \cos \phi_0 \tan \theta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cos \phi_0 & -\sin \phi_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

O vetor de controle δ , representado na Equação 2.3, descreve as entradas de controle do helicóptero, sendo elas o coletivo, cíclico lateral, cíclico longitudinal e o pedal, respectivamente.

$$\delta = \begin{bmatrix} \delta_c \\ \delta_A \\ \delta_B \\ \delta_p \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

A matriz de controle \mathbf{B} , que representa a resposta do sistema a uma entrada de controle, dada pelo vetor de controle δ , está descrita na Equação 2.4.

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} \frac{X_{\delta_c}}{m} & \frac{X_{\delta_A}}{m} & \frac{X_{\delta_B}}{m} & \frac{X_{\delta_P}}{m} \\ \frac{Y_{\delta_c}}{m} & \frac{Y_{\delta_A}}{m} & \frac{Y_{\delta_B}}{m} & \frac{Y_{\delta_P}}{m} \\ \frac{Z_{\delta_c}}{m} & \frac{Z_{\delta_A}}{m} & \frac{Z_{\delta_B}}{m} & \frac{Z_{\delta_P}}{m} \\ L'_{\delta_c} & L'_{\delta_A} & L'_{\delta_B} & L'_{\delta_P} \\ \frac{M_{\delta_c}}{I_{yy}} & \frac{M_{\delta_A}}{I_{yy}} & \frac{M_{\delta_B}}{I_{yy}} & \frac{M_{\delta_P}}{I_{yy}} \\ N'_{\delta_c} & N'_{\delta_A} & N'_{\delta_B} & N'_{\delta_P} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

2.3.2 Equação de Movimento Desacoplados

A matriz \mathbf{A} é utilizada para analisar o comportamento do helicóptero em malha aberta. Entretanto, em algumas situações, é necessário estudar os modos longitudinais e látero-direcionais de forma desacoplada, a fim de verificar o comportamento específico de cada polo, que será obtido pelos autovalores da matriz \mathbf{A} .

Os modos longitudinais desacoplados são analisados por meio da matriz \mathbf{A}_{long} , apresentada na Equação 2.5, cujos autovalores associados aos polos indicam os modos dinâmicos de fugóide e curto período.

$$\mathbf{A}_{\text{long}} = \begin{bmatrix} \frac{X_u}{m} & \frac{X_w}{m} & \frac{X_q}{m} - w_0 & -g \cos \theta_0 \\ \frac{Z_u}{m} & \frac{Z_w}{m} & \frac{Z_q}{m} + u_0 & -g \cos \phi_0 \sin \theta_0 \\ \frac{M_u}{I_{yy}} & \frac{M_w}{I_{yy}} & \frac{M_q}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \cos \phi_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Os modos látero-direcionais desacoplados são analisados por meio da matriz \mathbf{A}_{lat} , apresentada na Equação 2.6, cujos autovalores associados aos polos indicam os modos dinâmicos de *Dutch Roll* (DR), espiral e rolamento.

$$\mathbf{A}_{\text{lat}} = \begin{bmatrix} \frac{Y_v}{m} & \frac{Y_p}{m} + w_0 & \frac{Y_r}{m} - u_0 & g \cos \phi_0 \cos \theta_0 \\ L'_v & L'_p & L'_r & 0 \\ N'_v & N'_p & N'_r & 0 \\ 0 & 1 & \cos \phi_0 \tan \theta_0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Ao obter os autovalores da matriz \mathbf{A} e plotá-los em um mapa de polos, é necessário analisar o efeito gerado pelo acoplamento. Para isso, também podem ser plotados os autovalores das matrizes \mathbf{A}_{long} e \mathbf{A}_{lat} . A análise dos polos desacoplados é importante, pois muitas vezes facilita a identificação dos polos acoplados e permite distinguir a qual modo dinâmico cada polo está associado. Os modos dinâmicos desacoplados ajudam nesse processo de distinção.

2.3.3 Modos dinâmicos

O estudo dos modos dinâmicos revela que cada autovalor (λ_i) obtido a partir da matriz \mathbf{A} está associado a um autovetor à direita (v_i) e a um autovetor à esquerda (w_i^T). O autovetor à direita (v_i) é diretamente obtido da matriz \mathbf{A} , enquanto os autovetores à esquerda (w_i) são os autovetores da matriz \mathbf{A}^T (STEVENS *et al.*, 2016).

A importância relativa que cada perturbação pode causar em cada modo dinâmico pode ser analisada pelo produto $\mathbf{v}_i \mathbf{w}_i^T$. Já a importância relativa que cada comando de entrada exerce sobre o comportamento de um modo dinâmico é analisada por $\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}$. Este último é fundamental para distinguir entre modos dinâmicos longitudinais e látero-direcionais, uma vez que, a priori, espera-se que os modos longitudinais sejam mais excitados por comandos de coletivo e cíclico longitudinal, enquanto os modos dinâmicos látero-direcionais tendem a ser mais excitados por comandos de cíclico lateral e pedal (NETO, 2023).

Portanto, os dados dos autovalores e autovetores são utilizados para identificar qual modo dinâmico está associado a cada autovalor. A seguir, é apresentada uma análise do comportamento típico de cada modo dinâmico que contribui para essa identificação:

1. **Rolamento Puro** - É um modo dinâmico látero-direcional associado à rotação do helicóptero em torno do eixo X. Sua principal característica é ser bem amortecido, ou seja, seu autovalor é puramente real e está posicionado no semi-plano esquerdo, sendo o mais afastado do semi-plano direito, o que indica uma rápida dissipação de energia.

2. **Período Curto** - O período curto é um modo dinâmico longitudinal oscilatório caracterizado por um bom amortecimento, evidenciado por uma parte real negativa significativa, embora menos estável em comparação ao rolamento puro. Quando comparado ao fugóide, outro modo longitudinal, o período curto apresenta uma parte real mais negativa, indicando um decaimento mais eficaz.

Os autovalores associados a esse modo podem ser complexos, representando uma oscilação, ou puramente reais, indicando ausência de oscilação. Quando os autovalores são puramente reais, o modo se desdobra em dois: o Modo em Elevação e o Modo em Arfagem. Neste trabalho, independentemente de serem complexos ou puramente reais, esses modos serão denominados Curto Período 1 e Curto Período 2, para fins de simplificação.

3. **Modo Espiral** - Este modo dinâmico látero-direcional pode, em algumas situações, estar no semi-plano direito, ou seja, ser instável. Apesar disso, as normas de qualidade de voo não exigem necessariamente que o modo espiral seja estável, mas estabelecem um tempo mínimo para que sua amplitude seja dobrada, caso ele seja instável. Normalmente, este modo é puramente real, mas pode se acoplar ao modo em elevação, formando um par complexo.

Uma característica relevante do modo espiral é que, ao analisar $\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}$, espera-se que as entradas de pedal e cíclico-lateral tenham maior representatividade, uma vez que este é um modo látero-direcional. No entanto, quando ocorre o acoplamento com o modo em elevação, as entradas normalmente associadas aos modos longitudinais podem se tornar mais relevantes, dificultando a distinção entre os dois modos.

4. **Fugóide** - Este modo dinâmico longitudinal é geralmente complexo devido às oscilações presentes em sua dinâmica, mas também pode ser puramente real, desdobrando-se em fugóide 1 e fugóide 2. O fugóide é menos amortecido que o período curto, o que significa que possui uma parte real maior. Ao analisar os modos dinâmicos, o polo do fugóide muitas vezes se aproxima do polo do *Dutch Roll* (DR), exigindo uma análise cuidadosa para distingui-los. Uma maneira eficaz de diferenciá-los é analisar a resposta relativa $\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}$, comparando o modo longitudinal (fugóide) com o modo látero-direcional (DR).

5. **Dutch Roll** - Este é um modo dinâmico látero-direcional que resulta do acoplamento entre os movimentos de guinada e rolamento. O *Dutch Roll* é caracteristicamente oscilatório, com autovalores que exibem uma parte imaginária significativa. Para diferenciá-lo do fugóide, pode-se utilizar a análise dos modos dinâmicos desacoplados ou a matriz $\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}$, dada a diferença na natureza dos modos. Além disso, um comportamento característico desse modo é o aumento da parte imaginária dos polos com o incremento da velocidade à frente, indicando oscilações de maior frequência.

2.4 Atuador

Durante um voo real de helicóptero, diversos sistemas e subsistemas interagem de forma rápida, dinâmica e simultânea. Entre esses subsistemas estão os atuadores, que são mecanismos utilizados para controlar a aeronave. Esses atuadores podem ser hidráulicos, elétricos ou eletrônicos, e atuam diretamente nas superfícies de controle, aplicando os comandos de coletivo, cíclico e pedal, que afetam tanto o rotor principal quanto o rotor de cauda.

Como os atuadores não respondem instantaneamente aos comandos recebidos, há um atraso que afeta a resposta da aeronave, influenciando tanto sua estabilidade quanto seu desempenho. Por isso, é fundamental considerar a dinâmica dos atuadores para uma análise apropriada das normas de qualidade de voo (RIBEIRO, 2022).

Existem diferentes tipos de atuadores/dispositivos que podem gerar atraso na resposta aos comandos, tais como:

1. **Resposta Instantânea:** Atuador ideal, no qual a deflexão da superfície de controle ocorre imediatamente após o comando ser gerado, sem qualquer atraso.
2. **Atraso Simples:** Este é o modelo mais simples de atuador, no qual o atraso na resposta depende de uma constante de tempo. Isso significa que, após o comando ser realizado, a resposta ocorre como se fosse “instantânea” após alguns segundos. Quanto menor essa constante de tempo, menor o atraso e, conseqüentemente, mais curta é a defasagem temporal na resposta ao comando.
3. **Resposta a uma Entrada Degrau:** Neste modelo, quando um comando em degrau é aplicado, a resposta do atuador converge de forma assintótica ao valor do comando. Diferentemente do atraso simples, a resposta não ocorre de forma abrupta após um determinado tempo, mas começa a convergir para o comando desde o início, de forma gradual. Quanto menor a constante de tempo do atuador, mais rapidamente a resposta se aproxima do valor do comando.
4. **Sistema de Aumento de Estabilidade:** Os sistemas de aumento de estabilidade afetam a dinâmica entre o atuador e o comando fornecido pelo piloto. Cada sistema interage de maneira distinta, sendo importante considerá-los no estudo da estabilidade do helicóptero e na aplicação das normas de qualidade de voo.

De maneira geral, estes foram exemplos simples para ilustrar as diferentes respostas de um atuador a determinado comando. Para este trabalho, foi modelado um atraso simples, no qual a resposta do atuador sofre apenas uma defasagem temporal. A Seção 2.4.1 explora esse tipo de atuador com mais detalhes.

2.4.1 Atuador de Atraso Simples

A Equação 2.7 ilustra como a deflexão do atuador responde a um comando de entrada. O valor δ_{cs} representa a deflexão do atuador, u_{cs} indica o comando de entrada, enquanto τ_a define a constante de tempo que determina o atraso na resposta do atuador (RIBEIRO, 2022).

$$\dot{\delta}_{cs} = \frac{1}{\tau_a} (u_{cs} - \delta_{cs}) \rightarrow \dot{\delta}_{cs} + \frac{1}{\tau_a} \delta_{cs} = \frac{1}{\tau_a} u_{cs} \quad (2.7)$$

Para compreender melhor o comportamento do atuador, é aplicada a transformada de Laplace, onde a entrada é representada por $U(s) = \mathcal{L}[u_{cs}(t)]$ e a saída por $Y(s) = \mathcal{L}[\delta_{cs}(t)]$. A resposta do atuador de atraso simples é então representada pela Equação 2.8 (RIBEIRO, 2022).

$$sY(s) + \frac{1}{\tau_a} Y(s) = \frac{1}{\tau_a} U(s) \quad \rightarrow \quad Y(s) = \frac{1}{\tau_a s + 1} U(s) \quad (2.8)$$

Portanto, o ganho do atuador de atraso simples $G(s)$ é expresso pela Equação 2.9.

$$G(s) = \frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{1}{\tau_a s + 1} \quad (2.9)$$

Diante disto, ao analisar o diagrama de Bode, o efeito gerado por este atuador é o de causar um atraso na fase e uma atenuação no ganho a partir do polo $s = -1/\tau_a$. Ou seja, a partir deste polo, observa-se um atraso de fase crescente e uma redução no ganho conforme a frequência aumenta.

2.5 Norma ADS-33E-PRF

A norma ADS-33E-PRF foi desenvolvida para padronizar os critérios de estabilidade e qualidade de voo em aeronaves de asas rotativas, como helicópteros, para diversas condições operacionais. Ela define os requisitos mínimos para garantir que essas aeronaves alcancem níveis de estabilidade e controle adequados em várias fases da missão e em diferentes cenários de voo. O objetivo principal da norma é garantir a segurança e a capacidade operacional dos helicópteros, mesmo em ambientes desafiadores.

Os níveis de qualidade de voo são desenvolvidos em duas etapas: **níveis previstos** e **níveis atribuídos**. Os níveis previstos são baseados em análises teóricas dos parâmetros de qualidade de voo da aeronave e são avaliados considerando fatores como a velocidade do helicóptero, a categoria da aeronave (ataque, escolta, utilitária ou de carga), a agilidade

requerida (*agility*) para o cumprimento da missão, as condições do ambiente visual (*UCE*, *DVE* ou *GVE*) e a seleção das tarefas operacionais (*MTE*) empregadas para avaliar o desempenho da aeronave.

Além disso, dois parâmetros essenciais guiam essas análises:

- **MTE (Mission Task Element):** Refere-se às tarefas operacionais que compõem a missão da aeronave. O *MTE* avalia o grau de dificuldade envolvido na execução dessas tarefas, sendo fundamental para determinar qual gráfico normativo será utilizado na avaliação da aeronave.
- **UCE (Usable Cue Environment):** Representa a qualidade do ambiente visual no qual o helicóptero está operando. Um valor elevado de *UCE* reflete condições visuais desfavoráveis, como baixa visibilidade ou referências visuais inadequadas, o que aumenta a dificuldade no controle da aeronave e influencia diretamente a escolha dos gráficos normativos aplicáveis.

De maneira geral, um ambiente de *DVE* (*Degraded Visual Environment*) caracteriza condições visuais adversas, que exigem maior atenção e habilidade para o desempenho seguro da missão. Exemplos típicos incluem voos noturnos, em dias chuvosos ou com neblina. Por outro lado, um ambiente de *GVE* (*Good Visual Environment*) apresenta referências visuais claras e seguras, como em condições de boa iluminação durante o dia, proporcionando uma pilotagem mais facilitada e segura nessas circunstâncias.

Esses parâmetros são fundamentais para avaliar a qualidade de voo em diferentes cenários operacionais. A ADS-33E-PRF, portanto, oferece uma base de referência para projetar e avaliar helicópteros quanto à sua capacidade de realizar missões com segurança e eficiência em diversas condições ambientais e operacionais.

A segunda etapa da análise de qualidade de voo refere-se aos **níveis atribuídos**, que são desenvolvidos em conjunto com os pilotos, levando em consideração suas experiências ao serem submetidos a diferentes condições de voo e perturbações externas. Uma das ferramentas mais utilizadas para mensurar a capacidade do piloto em cumprir tarefas designadas e classificar essas tarefas em níveis de dificuldade é a escala *Cooper-Harper*.

A escala *Cooper-Harper*, apresentada na Figura 2.19, fornece um algoritmo para padronizar a avaliação do nível de compensação necessária com base na carga de trabalho experimentada pelos pilotos em condições específicas de voo. Esses dados permitem desenvolver critérios gerais de qualidade de voo que são amplamente aplicados na norma.

Um ponto crucial dessa escala é a utilização de um fluxograma que busca minimizar a subjetividade inerente ao julgamento dos pilotos sobre o nível de dificuldade enfrentado

em cada teste. Para aumentar a confiabilidade das avaliações, é fundamental coletar opiniões de múltiplos pilotos, reduzindo a variabilidade e mitigando possíveis distorções decorrentes de julgamentos individuais.

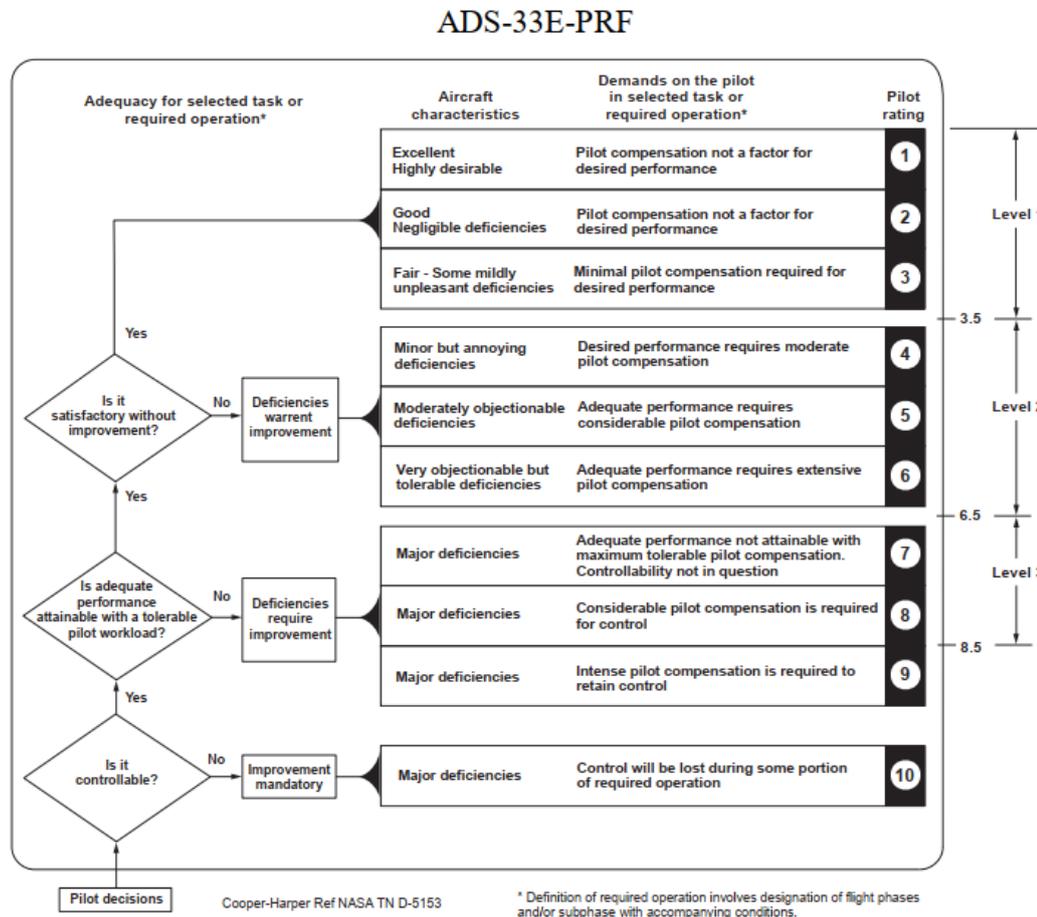


FIGURA 2.19 – Escala Cooper-Harper (AVIATION; COMMAND, 2000).

Conforme apresentado na Figura 2.19, existem três níveis de qualidade de voo, chamados de HQR (*Pilot Handling Quality Ratings*). Esses níveis são divididos para atender aos seguintes critérios (PADFIELD, 2007):

1. **Level 1** - A dinâmica da aeronave é satisfatória para cumprir a tarefa, naquele ambiente, sem necessidade de melhorias adicionais e sem impor uma carga de trabalho elevada ao piloto.
2. **Level 2** - O piloto ainda é capaz de cumprir a tarefa designada para aquele ambiente, porém com um incremento considerável da carga de trabalho. A aeronave ainda é pilotável com segurança, mas o piloto está mais suscetível à fadiga, e a adição de outra tarefa adicional pode aumentar a carga de trabalho de forma que os riscos associados a erros do piloto se tornem significativos.

3. **Level 3** - Este nível de qualidade de voo é inaceitável para condições normais de voo, pois a alta carga de trabalho impõe um risco elevado de erro por parte do piloto. Entretanto, em situações de emergência, como a perda de um sistema de voo ou deterioração das condições meteorológicas, o piloto pode ser obrigado a operar sob tais condições por um período limitado.

A Figura 2.20 apresenta um gráfico que relaciona a frequência com a amplitude das oscilações nos modos dinâmicos do helicóptero. As frequências são classificadas como: *short term* (alta frequência), *mid term* (frequência intermediária), *long term* (baixa frequência), e *trim* (frequência nula). Já a amplitude das oscilações é dividida em três categorias: pequena, moderada e grande.

Esse gráfico destaca a curva “dynamic OFE boundary” (fronteira dinâmica de envelope operacional de voo), que delimita a fronteira dinâmica na qual a aeronave pode operar de maneira segura. Em altas frequências, apenas pequenas amplitudes são permitidas para que o controle seja mantido. Por outro lado, em baixas frequências, o sistema pode suportar amplitudes maiores, pois o piloto é mais capaz de se opor aos movimentos de baixa frequência (PADFIELD, 2007).

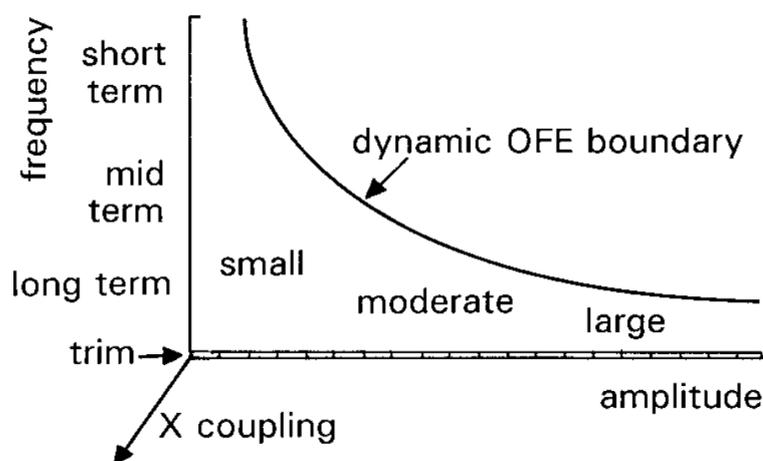


FIGURA 2.20 – Resposta da aeronave em termos de frequência e amplitude (PADFIELD, 2007).

Diante disso, a norma ADS-33E-PRF apresenta requisitos para todas as faixas de frequências mencionadas, visto que cada uma delas possui necessidades distintas. Esses requisitos são organizados conforme a velocidade do voo. Velocidades entre 0 e 45 nós são abordadas na seção intitulada *Hover and Low Speed Requirements*, enquanto que velocidades acima de 45 nós são tratadas na seção *Forward Flight Requirements*.

Ademais, vale ressaltar que os valores estabelecidos foram obtidos por meio de diversos ensaios em voo, realizados com diferentes pilotos, utilizando a escala *Cooper-Harper* com o objetivo de minimizar a subjetividade nas avaliações.

Neste trabalho, serão discutidos e desenvolvidos alguns dos principais requisitos apresentados pela norma, que incluem:

1. **Hover e baixas velocidades:**

- (a) Pequena amplitude com alta frequência, analisando a largura de banda para os movimentos de *pitch* e *roll* com o piloto em atenção total à operação (*Fully Attended Operations*) e para MTEs classificadas como *All Other MTEs*.
- (b) Pequena amplitude e frequência média, analisando a razão de amortecimento para os movimentos de *pitch* e *roll* com o piloto em atenção total à operação (*Fully Attended Operations*).

2. **Velocidade à frente:**

- (a) Pequena amplitude com alta frequência, analisando a largura de banda para os movimentos de *pitch* e *roll* com o piloto em atenção total à operação (*Fully Attended Operations*) e para MTEs classificadas como *All Other MTEs*.
- (b) Pequena amplitude e frequência média, analisando a razão de amortecimento para os movimentos de *pitch* com o piloto em atenção total à operação (*Fully Attended Operations*), de acordo com os critérios estabelecidos para a estabilidade longitudinal.
- (c) Pequena amplitude e frequência média, analisando a razão de amortecimento para os movimentos de *roll* e *Dutch Roll* com o piloto em atenção total à operação (*Fully Attended Operations*), conforme os critérios estabelecidos para a estabilidade látero-direcional.
- (d) A razão de amortecimento para os movimentos espirais, onde o critério é baseado no tempo necessário para dobrar o ângulo de atitude lateral (ϕ).

Essa estrutura organiza os requisitos de estabilidade e qualidade de voo, garantindo que sejam observadas as características específicas de diferentes fases e condições de voo, além de reduzir a subjetividade com base em critérios bem estabelecidos.

2.5.1 Largura de Banda

2.5.1.1 Objetivo

O critério de largura de banda é aplicado em malha fechada, considerando a resposta da aeronave aos comandos do piloto. Esse critério busca entender como o atraso na resposta do piloto pode influenciar a mitigação de perturbações e como o ganho de comando gerado

pelo piloto pode amplificar essas perturbações, levando ao fenômeno chamado de PIO (*Pilot Induced Oscillations*) (PADFIELD, 2007).

A norma estabelece diversas definições de frequências distintas. Assim, é necessário compreendê-las com exatidão para entender o objetivo deste requisito. As frequências são:

- ω_C : A frequência de cruzamento (*Crossover frequency*) é a frequência na qual o ganho de resposta é 0 dB, associada ao ponto de instabilidade da aeronave.
- ω_{180} : A frequência de estabilidade neutra corresponde ao ponto em que a fase da resposta atinge -180° .
- $\omega_{BW_{phase}}$: A frequência em que a fase da resposta atinge -135° , ou seja, 45° acima da fase de estabilidade neutra.
- $\omega_{BW_{gain}}$: A frequência em que o ganho dobra em relação à frequência de estabilidade neutra (aumento de 6 dB).
- ω_{BW} : A frequência de largura de banda (*Bandwidth frequency*) é uma frequência mais baixa que ω_{180} , proporcionando uma margem adicional de estabilidade essencial para o controle seguro e preciso da aeronave (KEY *et al.*, 2015). Na prática, essa frequência pode assumir dois valores distintos: $\omega_{BW_{phase}}$ ou $\omega_{BW_{gain}}$, sendo usada diretamente na aplicação do critério de largura de banda. Quanto maior a largura de banda, maior é a estabilidade da aeronave segundo este requisito (PADFIELD, 2007).

O critério de largura de banda é utilizado em outras áreas acadêmicas, como na eletrônica, para definir a faixa de frequências em que o ganho ou resposta permanece acima de 70,7% de seu valor máximo (ou seja, com uma redução de 3 dB) (BOYLESTAD; NASHELSKY, 2013). Esse conceito indica os limites de frequência em que um circuito transmite sinais de forma eficiente.

No presente trabalho, a largura de banda também é um indicador de estabilidade e controle, mas avalia a frequência máxima de cruzamento que permite estabilidade com o piloto em malha fechada. Aqui, a frequência de largura de banda é a frequência mais alta que ainda proporciona estabilidade sem que ocorram oscilações indesejadas. A maior largura de banda indica uma resposta mais estável do sistema, facilitando o controle pelo piloto sem sobrecarregar o sistema (KEY *et al.*, 2015).

O segundo parâmetro fundamental para atender a esse requisito é o *atraso de fase* (*Phase Delay*). Esse parâmetro mede a velocidade com que a fase decai após a frequência de estabilidade neutra, ω_{180} . Especificamente, o atraso de fase é calculado pela inclinação

da curva de fase entre ω_{180} e $2 \times \omega_{180}$. Esse comportamento reflete a capacidade da aeronave de responder a comandos de alta frequência; assim, quanto maior o atraso de fase, mais suscetível a aeronave se torna ao PIO (Oscilações Induzidas pelo Piloto).

2.5.1.2 Critérios

É importante observar que a definição da frequência de largura de banda varia conforme o tipo de resposta analisada. Para os critérios de *Rate Response Types*, a frequência de largura de banda é determinada pela menor das duas frequências: $\omega_{BW_{phase}}$, onde a fase atinge -135° , e $\omega_{BW_{gain}}$, onde o ganho dobra, equivalente a um ganho de 6 dB. Por outro lado, para os critérios de *Attitude Response Types*, a largura de banda é definida exclusivamente por $\omega_{BW} = \omega_{BW_{phase}}$ (AVIATION; COMMAND, 2000).

Essa distinção reflete as diferentes exigências para cada tipo de resposta. O *Rate Response* está relacionado à taxa de movimento, como a taxa de arfagem ou rolamento, que são fundamentais para estabilizar a aeronave em uma posição específica. Já o *Attitude Response* visa manter a atitude da aeronave, ou seja, o ângulo de arfagem (θ) e de rolamento (ϕ), priorizando uma orientação estável.

Neste trabalho, os critérios analisados são do tipo *Attitude Response Types*, portanto, será adotado $\omega_{BW} = \omega_{BW_{phase}}$ em todas as análises.

A Figura 2.21 apresenta um modelo esquemático para o cálculo da largura de banda e do atraso de fase. Primeiramente, determina-se a frequência de estabilidade neutra (ω_{180}). A partir dela, calculam-se os valores de $\omega_{BW_{phase}}$ e $\omega_{BW_{gain}}$, conforme já explicado.

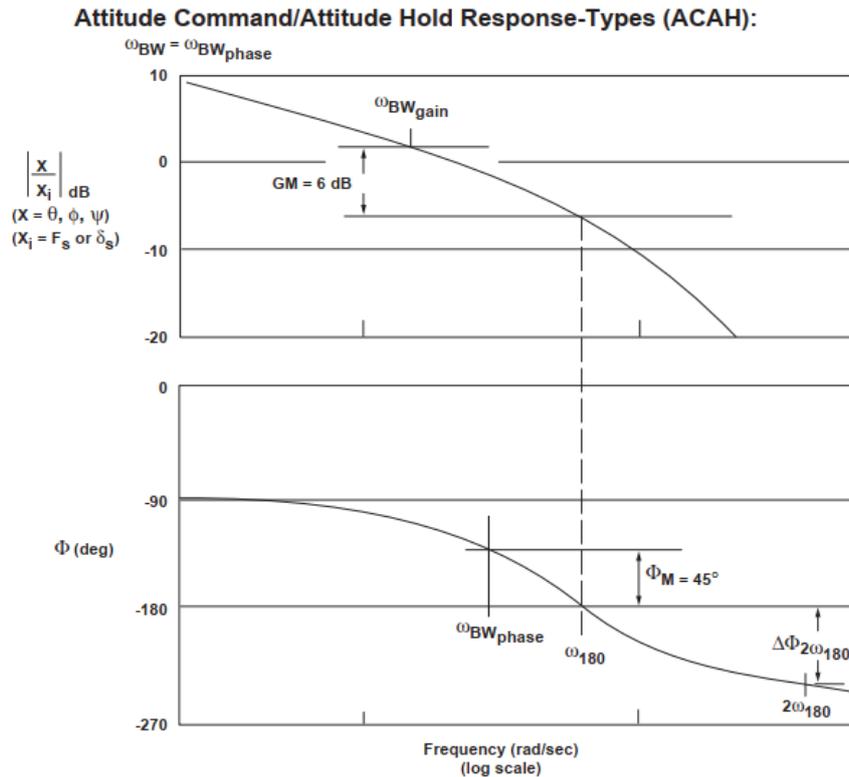


FIGURA 2.21 – Definições de largura de banda e atraso de fase (AVIATION; COMMAND, 2000).

A Figura 2.21 também orienta o cálculo do atraso de fase τ_p , dado pela Equação 2.10. Nessa fórmula, $(2\omega_{180})$ representa o dobro da frequência ω_{180} , e $\Delta\Phi_{2\omega_{180}}$ é a variação de fase indicada na figura. O fator 57,3 converte a unidade de fase de graus para radianos, essencial para expressar τ_p corretamente em termos de atraso de fase.

$$\tau_p = \frac{\Delta\Phi_{2\omega_{180}}}{57,3 \times (2\omega_{180})} \quad (2.10)$$

Entretanto, A Equação 2.10 é válida para uma aplicação direta quando a curva de fase é bem comportada, o que raramente é, sendo assim é necessário realizar uma interpolação linear da fase pela frequência para se obter o resultado apropriado.

As Figuras 2.22 e 2.23 mostram os requisitos de largura de banda para controle de atitude em arfagem e atitude lateral em baixas velocidades e em *hover*, respectivamente. Já as Figuras 2.24 e 2.25 apresentam, respectivamente, os requisitos para atitude em arfagem e atitude lateral para velocidades à frente. Dessa forma, com os valores da frequência de largura de banda (ω_{BW}) e do atraso de fase (τ_p), é possível determinar o *level* do requisito de qualidade de voo. Além disso, todas as quatro figuras referenciam o MTE como *all other* e *fully attended operations*.

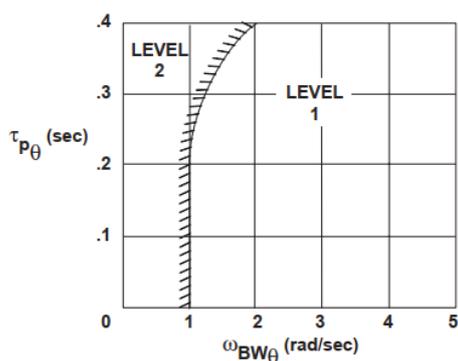


FIGURA 2.22 – Requisito para *pitch* em baixas velocidades de largura de banda (AVIATION; COMMAND, 2000).

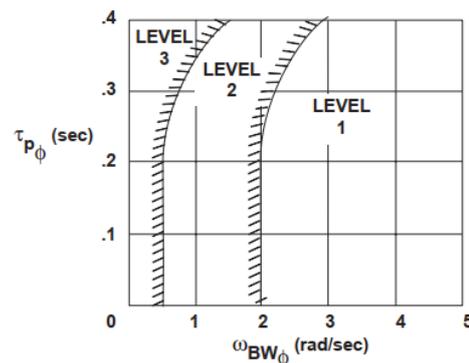


FIGURA 2.23 – Requisito para *roll* em baixas velocidades de largura de banda (AVIATION; COMMAND, 2000).

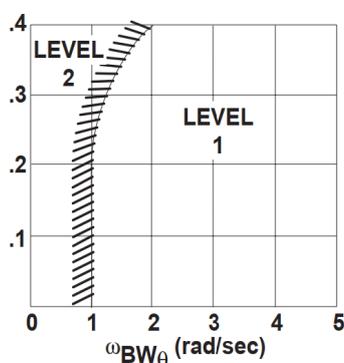


FIGURA 2.24 – Requisito para *pitch* em velocidade à frente de largura de banda (AVIATION; COMMAND, 2000).

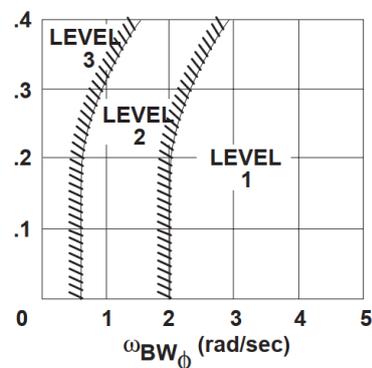


FIGURA 2.25 – Requisito para *roll* em velocidade à frente de largura de banda (AVIATION; COMMAND, 2000).

Outro ponto importante é que, apesar de a norma estabelecer uma diferenciação entre os requisitos para a situação de *hover* ou baixas velocidades e para o caso de velocidade à frente, na prática, as Figuras 2.22 e 2.24 são idênticas, assim como as Figuras 2.23 e 2.25. Portanto, isso simplificou a obtenção de dados dessas curvas para a análise do requisito.

2.5.2 Razão de Amortecimento

2.5.2.1 Objetivo

O critério de razão de amortecimento, por tratar de frequências intermediárias, permite uma amplitude moderada, conforme mostrado na Figura 2.20. O objetivo deste critério é avaliar a resposta da aeronave em condições nas quais o piloto aplica baixos ganhos de controle. No limite, isso implica na ausência de atuação do piloto, representando a aeronave operando em malha aberta. Nessas condições, espera-se que o piloto seja capaz de, em curtos períodos, dividir sua atenção entre outras tarefas, enquanto a aeronave amortece as perturbações externas sem que ocorram grandes amplitudes de movimento.

Este requisito estabelece diferentes critérios para situações de pilotagem com atenção total (critério utilizado neste trabalho) e com atenção dividida. Se a aeronave for instável sob esse requisito, o piloto precisará concentrar toda sua atenção na pilotagem em qualquer circunstância, o que pode levar a um aumento excessivo na carga de trabalho.

Uma comparação interessante pode ser feita com o critério de largura de banda, uma vez que o cumprimento de um não implica necessariamente no cumprimento do outro. Enquanto a largura de banda foca na resposta da aeronave quando há interferência do piloto — podendo resultar em fenômenos como o *Pilot Induced Oscillation* (PIO) —, o critério de razão de amortecimento avalia se o comportamento da aeronave, com baixa interferência do piloto, é aceitável e seguro (KEY *et al.*, 2015).

2.5.2.2 Critérios

A Figura 2.26 apresenta os limites para oscilações em arfagem em todas as velocidades e rolamento em baixa velocidade. O nível de qualidade de voo será determinado com base no posicionamento de cada polo encontrado a partir dos autovalores da matriz de Estado **A**, apresentada na Equação 2.2. Os modos dinâmicos que serão avaliados de acordo com este critério, para qualquer velocidade, incluem o fugóide, o curto-período e o modo em elevação.

A norma não prevê expressamente a avaliação da qualidade de voo para DR e Espiral em baixas velocidades. Contudo, como o objetivo deste trabalho é o desenvolvimento de um *software* para análise de estabilidade, o critério será aplicado de forma ampliada, ou seja, todos os modos oscilatórios em pairado e baixas velocidades serão avaliados conforme a Figura 2.26.

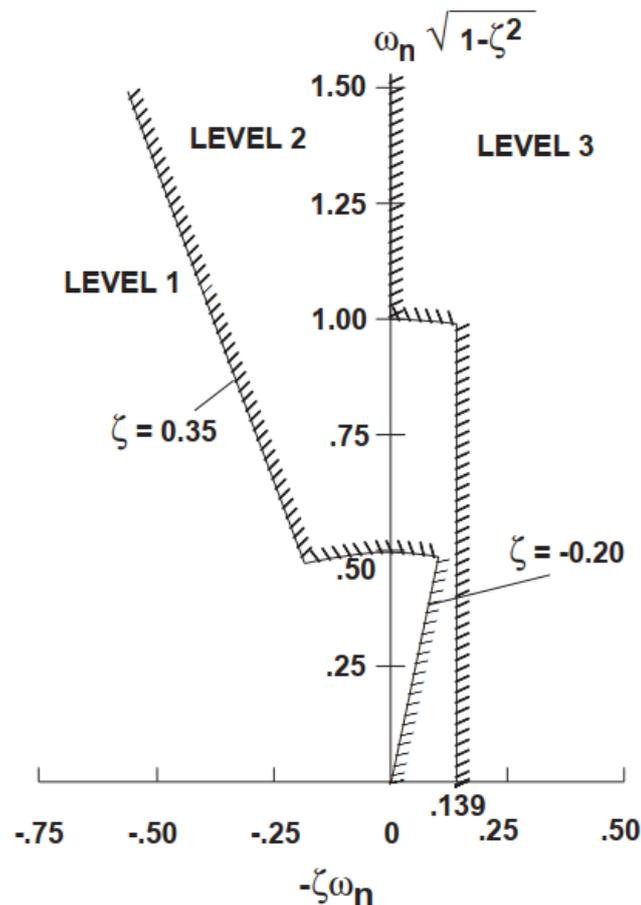


FIGURA 2.26 – Limites para oscilações em *pitch* e *roll*, FIG 7 em (AVIATION; COMMAND, 2000).

O critério de estabilidade para uma operação com atenção dividida é semelhante ao apresentado na Figura 2.26, com a diferença de que o *Level 1* é atribuído pela curva que estabelece que a razão de amortecimento deve atender à seguinte equação: $\zeta \geq 0.35$. Isso ocorre porque os valores estipulados para uma atenção total do piloto permitem um regime instável para o *Level 1*, à medida que polos no semi-plano direito são instáveis, e a amplitude do movimento aumenta com o tempo. Entretanto, como o piloto está totalmente concentrado, o aumento da carga de trabalho não impede a realização de uma pilotagem segura.

Por outro lado, em uma operação com atenção dividida, o *Level 1* só é atribuído se o polo estiver localizado no semi-plano esquerdo, ou seja, a condição deve ser estável. Dessa forma, quando o piloto não pode se concentrar totalmente na pilotagem, a estabilidade da aeronave deve ser garantida para evitar uma carga de trabalho excessiva.

A Figura 2.27 apresenta os limites para oscilações de origem látero-direcional em voo com velocidade à frente. O nível de qualidade de voo será determinado com base no posicionamento de cada polo, obtido a partir dos autovalores da matriz de Estado **A**, apresentada na Equação 2.2. Os modos dinâmicos avaliados de acordo com este critério,

para voo à frente, são o de rolamento e o *Dutch Roll* (DR), conforme estipulado pela norma.

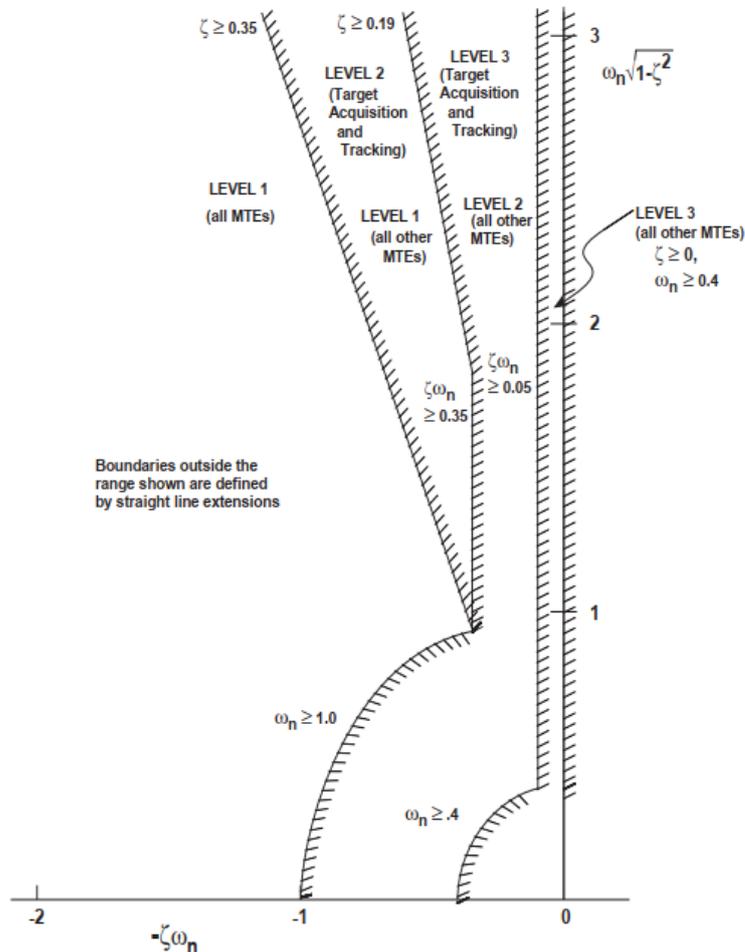


FIGURA 2.27 – Limites para oscilações látero-direcionais com velocidade à frente, FIG 23 em (AVIATION; COMMAND, 2000).

Desta feita, observa-se que as curvas que serão utilizadas neste trabalho abordam à condição de *all other MTEs*, além disso, qualquer polo látero-direcional que esteja no semi-plano direito, para qualquer condição de *MTE* escolhida será atribuído como *Level 3*, ou seja, uma condição de voo inaceitável.

O modo dinâmico Espiral é um modo látero-direcional, mas possui um critério de estabilidade diferente do adotado e apresentado pela Figura 2.27. O critério está previsto na norma para ser utilizado com velocidade à frente, mas também foi aplicado à condição de *hover* e baixas velocidades. Os níveis de qualidade de voo são definidos de forma que a amplitude do ângulo de atitude de arfagem não deve dobrar em intervalos menores que os seguintes:

1. *Level 1*: 20 segundos;

2. *Level 2*: 12 segundos;

3. *Level 3*: 4 segundos;

Desta forma, as normas de qualidade de voo admitem que este polo seja instável; entretanto, limitam o crescimento da amplitude do movimento, de forma a garantir que a pilotagem seja viável.

Entretanto, foi necessário fazer uma alteração nesta abordagem e exibir o *Level* em função diretamente do posicionamento do polo e não do tempo necessário para dobrar a amplitude. A Equação 2.11 mostra o tempo necessário para dobrar a amplitude em função de ζ e ω_n (CRUZ, 2021).

$$2A = Ae^{-\zeta\omega_n t_{2A}} \Rightarrow t_{2A} = \frac{-\ln(2)}{\zeta\omega_n} \quad (2.11)$$

Em seguida, ao analisar os polos que representam o modo dinâmico de espiral, observa-se que todos são puramente reais, ou seja, o fator de amortecimento $\zeta = \pm 1$, dependendo de onde o polo está localizado no plano complexo. Quando o polo está no semi-plano esquerdo (estável), temos $\zeta = +1$, e quando está no semi-plano direito (instável), $\zeta = -1$.

Além disso, ω_n representa a distância do polo até a origem no plano complexo. Como o polo é puramente real, o módulo de ω_n é igual ao módulo de λ , ou seja, $\omega_n = |\lambda|$. Como $b = 0$, o módulo de λ é simplesmente igual ao módulo de a . Desta forma, temos que $a = -\zeta\omega_n$.

Para calcular o tempo de duplicação da amplitude t_{2A} , podemos usar a seguinte relação derivada da equação de movimento exponencial, conforme apresentado na Equação 2.12.

$$t_{2A} = \frac{\ln(2)}{a} \Rightarrow a = \frac{\ln(2)}{t_{2A}} \quad (2.12)$$

Substituindo os valores de t_{2A} para cada nível de segurança, temos:

1. *Level 1*: $a \leq \frac{\ln(2)}{20} \approx 0.03465$

2. *Level 2*: $a \leq \frac{\ln(2)}{12} \approx 0.05776$

3. *Level 3*: $a \leq \frac{\ln(2)}{4} \approx 0.17329$

Essa conversão é importante porque, na Seção 3, todos os gráficos serão interpolados de forma a discretizar os intervalos entre os *levels* de segurança. Sem essa transformação, seria difícil realizar tal discretização.

3 Metodologia

3.1 Largura de Banda

3.1.1 Frequência de largura de Banda

Conforme elucidado na Seção 2.5.1.2, como só serão abordados requisitos de *Attitude Response Types*, a largura de banda é definida exclusivamente por $\omega_{BW} = \omega_{BW_{phase}}$ (AVIATION; COMMAND, 2000).

3.1.2 Atraso de fase

Conforme elucidado na Seção 2.5.1.2, a Equação 2.10 é utilizada para calcular o atraso de fase. No entanto, para um cálculo preciso de τ_p , é necessário realizar uma regressão linear entre as frequências ω_{180} e $2\omega_{180}$. A curva obtida assume a forma $\phi_1(\omega) = a\omega + b$, e esse ajuste permite reescrever o valor de $\Delta\Phi_{2\omega_{180}}$ na Equação 3.1.

$$\Delta\Phi_{2\omega_{180}} = \phi_{2\omega_{180}} - \phi_{\omega_{180}} = a \cdot (2\omega_{180}) + b - a \cdot (\omega_{180}) - b = a \cdot \omega_{180} \quad (3.1)$$

Assim, a Equação 2.10 pode ser reescrita com o auxílio da Equação 3.1, resultando na Equação 3.2, onde a representa a inclinação da reta de regressão linear.

$$\tau_p = \frac{\Delta\Phi_{2\omega_{180}}}{57.3 \times (2\omega_{180})} = \frac{a \cdot \omega_{180}}{57.3 \times (2\omega_{180})} = \frac{a}{57.3 \times 2} \quad (3.2)$$

3.1.3 Requisitos analisados

A norma ADS-33E-PRF descreve diversos critérios de largura de banda. Neste trabalho, foram analisadas algumas configurações de entrada e resposta da aeronave:

1. Entrada em cíclico lateral com saída em ϕ , conforme seção 3.4.6.1 da Norma ADS-33E-PREF;
2. Entrada em cíclico longitudinal com saída em θ , conforme seção 3.4.1.1 da Norma

ADS-33E-PREF;

Ao analisar o diagrama de Bode para o comportamento de fase nesses modelos, verificou-se que nenhum deles apresentou uma fase que cai abaixo de -180° . Isso indicou que o critério de largura de banda não era aplicável diretamente, pois o primeiro passo para a análise é calcular ω_{180} , a frequência de estabilidade neutra. Em alguns casos, a resposta de fase apenas se aproxima de -180° sem atingi-la, sugerindo que ω_{BW} (frequência de largura de banda) seria excessivamente elevada, o que implica que a aeronave possui uma resposta rápida suficiente para garantir a estabilidade.

Para simular uma condição mais próxima da realidade, foi inserido um ganho derivado da modelagem de um atuador, conforme a Equação 2.9, com $\tau_a = 0,1$. Essa abordagem permitiu avaliar o critério de largura de banda e validar o *software* desenvolvido para a análise de estabilidade da aeronave. Contudo, para uma análise precisa, é ideal utilizar o modelo de atuador real da aeronave, bem como o ganho do sistema de aumento de estabilidade que possa estar instalado.

3.1.4 Discretização do requisito

A construção deste *software* requer, além da determinação do *level* conforme a norma, uma discretização entre os níveis estabelecidos e uma expansão (extrapolação) para definir um valor para cada par ordenado no plano complexo. Esta discretização é essencial para otimizar a condição de voo, visto que apenas classificar como *level* 1, 2 ou 3 seria insuficiente. Conforme (TISCHLER, 2017), o processo de pontuação de cada requisito é explicado, sendo que um exemplo é apresentado na Figura 3.1, onde as curvas foram interpoladas pelo algoritmo de interpolação com spline biarmônica.

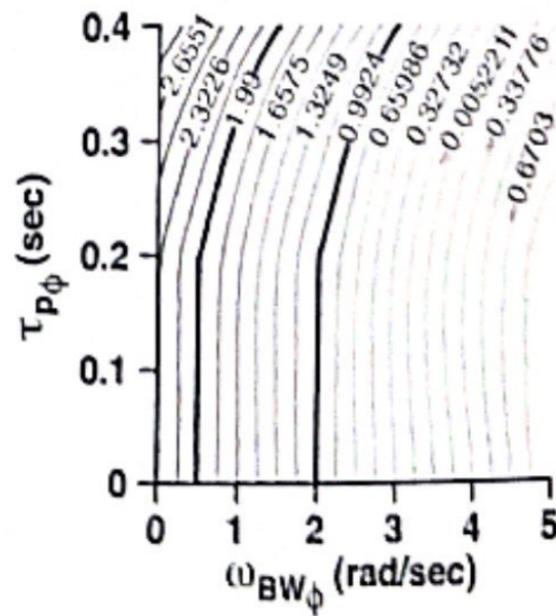


FIGURA 3.1 – Requisito de largura de banda discretizado conforme (TISCHLER, 2017).

A Figura 3.2 apresenta o gráfico da ADS-33E-PRF, conforme mostrado na Figura 2.23, agora com as curvas discretizadas utilizando os mesmos princípios que levaram à obtenção da Figura 3.1. Inicialmente, ao utilizar o *software* MATLAB e a opção de *ExtrapolationMethod* com *biharmonic*, como sugerido na literatura, os resultados obtidos não foram satisfatórios, pois o modelo final apresentou inconsistências, com a perda da linearidade esperada e a presença de “ilhas” de isotenciais locais. Para manter a linearidade, foi utilizado o método *thinplate*, que demonstrou-se mais adequado e foi aplicado em todos os ajustes de curvas deste trabalho.

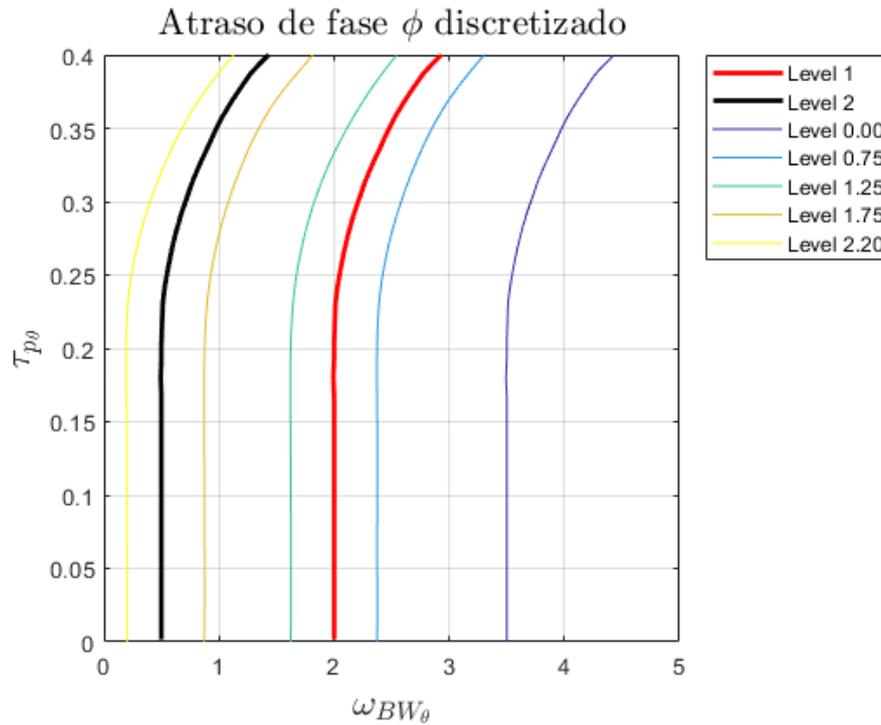


FIGURA 3.2 – Requisito de largura de banda discretizado para ângulo de rolamento

A Figura 3.3 apresenta o gráfico da ADS-33-PRF, conforme mostrado na Figura 2.22, com as curvas discretizadas. Um ponto importante a destacar é que a curva definindo o *Level 2* não está presente na norma, conforme observado na Figura 2.22. Entretanto, para realizar a interpolação e atribuir valores a pontos no plano, foi criada artificialmente uma curva, igual à do *Level 1*, porém deslocada para a esquerda, partindo da origem.

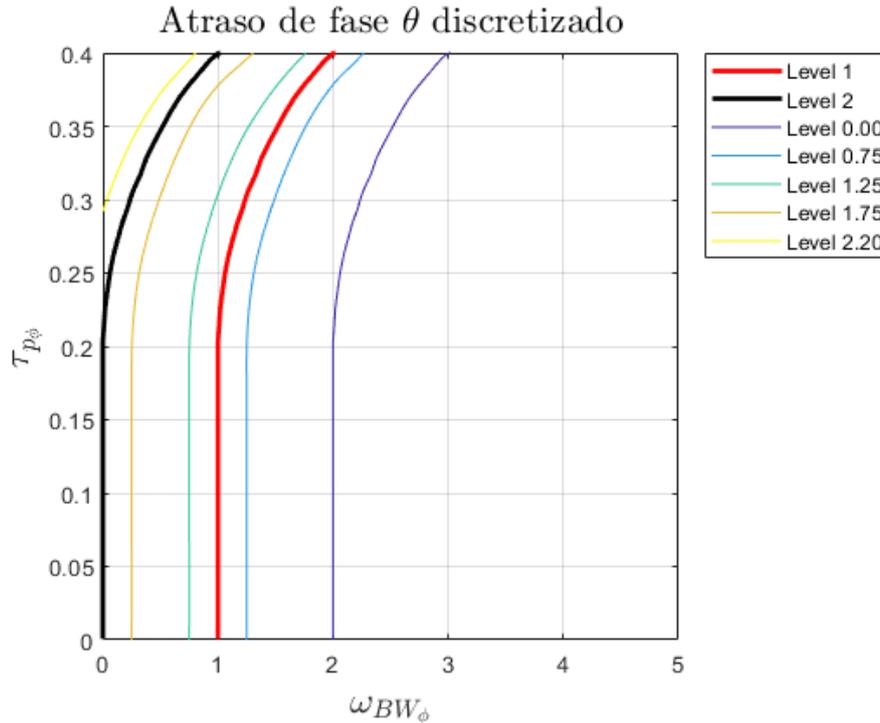


FIGURA 3.3 – Requisito de largura de banda discretizado para atitude de arfagem

Diferentemente dos requisitos de razão de amortecimento, cujas curvas são bem definidas por valores analíticos de ζ e ω_n , as curvas dos requisitos de largura de banda não possuem forma analítica. Para extrair os pontos dessas curvas, utilizou-se a ferramenta *WebPlotDigitizer*, que auxilia nesse processo.

3.2 Razão de Amortecimento

3.2.1 Identificação dos modos dinâmicos

O principal objetivo deste trabalho é desenvolver e testar um *software* para auxiliar na análise de estabilidade de aeronaves conforme os requisitos de qualidade de voo estabelecidos pela norma ADS-33E-PRF. Para atingir este objetivo, é necessário sistematizar e automatizar grande parte do processo de análise. Conforme discutido na Seção 2.5.2, o critério de razão de amortecimento apresenta três abordagens distintas, conforme ilustrado nas Figuras 2.26 e 2.27, e no critério adicional em 2.5.2.2. Esses critérios são aplicados dependendo do modo dinâmico a ser avaliado. No entanto, não foi identificado um método sistemático na literatura para, a partir dos polos da matriz de estado em malha aberta, determinar automaticamente o modo dinâmico associado a cada polo.

Diante disso, foi necessário estabelecer um critério para sistematizar a determinação dos modos dinâmicos de cada polo. Cada matriz linearizada do movimento pode ser cons-

truída com base em alguns parâmetros; normalmente, os mais utilizados são a velocidade e o ângulo de derrapagem, o que resulta em uma matriz de 4 dimensões. Duas dessas dimensões estão associadas à própria matriz de estado \mathbf{A} , uma terceira dimensão refere-se a diferentes velocidades a serem analisadas e a quarta ao ângulo de derrapagem.

Neste trabalho, a matriz linearizada foi elaborada considerando apenas a variação de velocidade, ou seja, para cada velocidade à frente existe uma matriz de estado \mathbf{A} distinta. Os dados utilizados neste trabalho foram os seguintes:

1. Planta linearizada do fornecida pelo IPEV com as seguintes velocidades em nós (kts): 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90 e 130. Esses dados foram os mesmos utilizados em (BEZZERRA, 2020) e estão em posse do Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV).
2. Planta linearizada do **AH-1G** voando ao nível do mar com centro de gravidade (CG) mediano. As velocidades analisadas variam de -40 kts a 140 kts, com incremento de 20 kts. Os dados foram obtidos a partir das derivadas de estabilidade apresentadas em (HEFFLEY *et al.*, 1979).
3. Planta linearizada do **OH-6A** voando ao nível do mar com CG mediano. As velocidades em nós (kts) utilizadas foram: -40, -30, -20, 0, 20, 30, 40, 60, 80, 100, 120 e 130. Os dados foram extraídos conforme as derivadas de estabilidade apresentadas em (HEFFLEY *et al.*, 1979).

Não obstante, o algoritmo desenvolvido para identificar automaticamente os modos dinâmicos conseguiu reconhecer corretamente todos os polos presentes no conjunto de dados descrito. Contudo, é fundamental que o operador valide se todos os modos foram corretamente identificados e realize ajustes, se necessário. Para maior robustez, seria desejável analisar um conjunto de dados mais amplo, considerando variações adicionais nas condições de voo, como o ângulo de derrapagem.

Existem algumas abordagens para construir o conhecimento científico, e uma delas é a indução, que permite generalizar uma lei ou teoria a partir de um conjunto de dados limitado (CHALMERS, 1993). O desenvolvimento do algoritmo de identificação dos modos dinâmicos de cada polo baseou-se em uma lógica indutiva, observando o conjunto de dados e criando uma regra que busca generalizar as situações. A citação a seguir exemplifica essa linha de raciocínio, em que o conhecimento científico é construído a partir dos dados.

“Não foram tanto as observações e experimentos de Galileu que causaram a ruptura com a tradição, mas sua atitude em relação a eles. Para ele, os dados eram tratados como dados, e não relacionados a alguma ideia preconcebida...”

Os dados da observação poderiam ou não se adequar a um esquema conhecido do universo, mas a coisa mais importante, na opinião de Galileu, era aceitar os dados e construir a teoria para adequar-se a eles.¹”(Anthony, apud Chalmers, 1993, p. 19).

Apesar do caráter filosófico da explicação, a evolução científica moderna, especialmente em inteligência artificial, é fortemente associada à abordagem indutivista, na qual um extenso banco de dados é necessário para identificar padrões frequentes a partir de afirmações singulares. Também há um esforço constante em evitar o *overfitting* — situação em que o programa perde a capacidade de generalização e se ajusta apenas aos dados específicos, sendo incapaz de oferecer respostas eficazes fora desse conjunto.

Observou-se na literatura que, em algumas condições de voo, os modos dinâmicos de Espiral e Elevação podem se acoplar, formando um par de polos complexos conjugados. Essa situação, porém, não estava presente no conjunto de dados analisado e, portanto, não foi modelada neste trabalho. Esse caso representa uma oportunidade para futuros estudos, uma vez que este trabalho considerou o modo dinâmico em Espiral como puramente real, evidenciando as limitações da abordagem indutiva/experimental que sempre necessita de mais dados para construir uma teoria robusta.

3.2.1.1 Fator Longitudinal

O primeiro passo para identificar os modos dinâmicos consiste em comparar os polos acoplados, obtidos a partir dos autovalores da matriz de estado \mathbf{A} , com os modos longitudinais e látero-direcionais desacoplados, representados pelos autovalores das matrizes \mathbf{A}_{long} e \mathbf{A}_{lat} , conforme discutido na Seção 2.3.2. Em geral, os autovalores das matrizes desacopladas fornecem uma indicação preliminar sobre o modo dinâmico na matriz completa. Outra abordagem consiste em analisar como esses polos se comportam com a alteração da velocidade: além da proximidade, a direção de deslocamento dos polos com a variação de velocidade tende a ser similar entre as duas matrizes.

A Figura 3.4 apresenta um exemplo do helicóptero fornecido pelo IPEV com velocidade de 0 kts, onde os modos dinâmicos acoplados foram identificados na legenda. Os modos dinâmicos longitudinais e látero-direcionais desacoplados estão representados com um asterisco vermelho e uma estrela verde, respectivamente.

¹H. D. Anthony, *Science and Its Background* (Londres: Macmillan, 1948), p. 145.

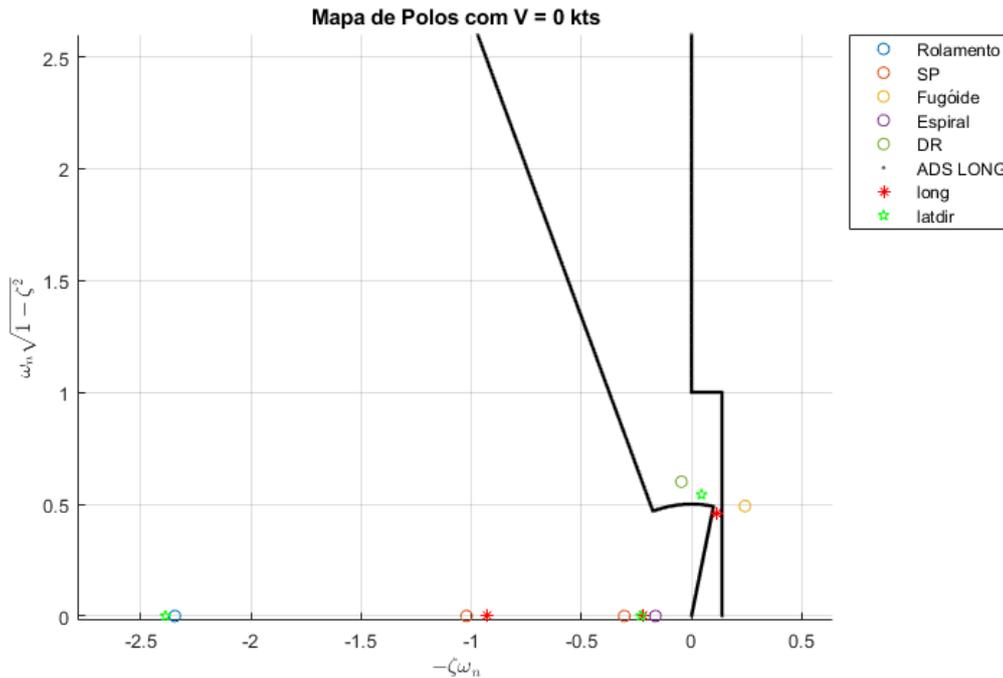


FIGURA 3.4 – Mapa de polos da aeronave com velocidade de 0 kts

A partir da Figura 3.4, evidencia-se que a identificação dos modos dinâmicos acoplados por meio dos desacoplados pode, em certos casos, gerar ambiguidade ou levar a erros. Observa-se que os modos dinâmicos desacoplados, que auxiliariam na distinção entre o modo espiral e o modo de elevação, encontram-se próximos e poderiam induzir a uma interpretação equivocada. A estrela verde, que representa o modo látero-direcional desacoplado, está ligeiramente mais à esquerda, o que poderia sinalizar incorretamente uma troca entre os modos.

Além disso, embora esta análise leve ao resultado correto, nota-se que os modos *Dutch Roll* (DR) e fugóide estão também próximos no mapa de polos, assim como seus respectivos modos desacoplados, o que destaca a necessidade de cautela adicional ao interpretar esses resultados.

Dado o desafio em distinguir corretamente entre modos dinâmicos longitudinal e látero-direcional, foi necessário desenvolver um critério adicional, descrito na Seção 2.3.3. Esse critério se baseia nos diferentes comportamentos esperados para o resultado de $\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}$: modos longitudinais devem apresentar maior sensibilidade aos comandos de coletivo e cíclico longitudinal, enquanto modos látero-direcionais devem ser mais responsivos aos comandos de pedal e cíclico lateral.

Para parametrizar essa diferença, a Equação 3.3 define um fator longitudinal, F_{long} , que atribui maior probabilidade de um modo ser longitudinal quanto maior seu valor. No numerador são priorizados os comandos longitudinais, enquanto o denominador inclui os

comandos laterais. Os índices entre parênteses representam as colunas de $\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}$, correspondentes à mesma ordem do vetor de controle da Equação 2.3: coletivo, cíclico lateral, cíclico longitudinal e pedal.

$$F_{long} = \frac{|\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}(1)|^2 + |\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}(3)|^2}{|\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}(2)|^2 + |\mathbf{w}_i^T \mathbf{B}(4)|^2} \quad (3.3)$$

Para esclarecer a análise feita na Figura 3.4, os valores de F_{long} foram calculados para os modos Espiral, Elevação, DR e Fugóide, resultando em: 0,2847; 1,3976; 0,5017; e 1,2402, respectivamente. Esses valores facilitaram a diferenciação entre os modos Espiral e Elevação, bem como entre DR e Fugóide, já que apresentaram uma diferença significativa nos valores de F_{long} , mesmo com a proximidade entre seus polos.

3.2.1.2 Descrição do Algoritmo

O algoritmo para identificação dos modos dinâmicos foi desenvolvido a partir do conhecimento teórico discutido na Seção 2.3.3, do Fator Longitudinal (Seção 3.2.1.1) e da observação detalhada dos dados para avaliar a consistência de cada regra aplicada. Dessa forma, as regras foram ordenadas conforme sua robustez, iniciando-se pelas mais confiáveis, que possibilitam a identificação inicial dos modos dinâmicos associados a essas regras, e prosseguindo com as menos restritivas até a finalização da análise.

Diante disso, ao identificar o autovalor correspondente a um modo dinâmico, ele é removido do ciclo de análise, permitindo que apenas os modos e autovalores ainda não identificados continuem na iteração. Esse fluxo iterativo segue as etapas abaixo para a determinação de todos os modos dinâmicos:

1. **Rolamento:** O modo de Rolamento, caracterizado por ser sempre estável, é identificado como o autovalor puramente real com o menor valor real.
2. **Curto Período:** O próximo autovalor com a menor parte real será identificado como o modo Curto Período. Caso esse autovalor seja complexo, seu par complexo conjugado será o segundo polo do modo Curto Período. Por outro lado, se o autovalor for puramente real, o segundo menor autovalor puramente real será classificado como Curto Período 2.

Quando o modo Curto Período é puramente real, ele se desdobra em dois modos distintos: o Modo em Elevação e o Modo em Arfagem, ambos caracterizados por uma resposta não oscilatória. Apesar de a referência da Figura 2.26 abordar principalmente o comportamento de modos oscilatórios, ambos os modos serão avaliados segundo o mesmo critério.

Adicionalmente, não é necessário distinguir, para este trabalho, qual dos modos puramente reais corresponde ao Modo em Elevação ou ao Modo em Arfagem porque ambos serão avaliados conforme a Figura 2.26. Assim, para fins de simplificação, ambos serão tratados como modos Curto Período, mantendo a consistência na análise.

3. **Dutch-Roll e Fugóide:** Nesta terceira etapa, o modo Fugóide será identificado somente se seus autovalores forem complexos. Caso sejam puramente reais, a identificação ocorrerá na próxima etapa. Para esta etapa, seguem os subprocessos de identificação:

- (a) Se restarem apenas dois autovalores complexos, ambos serão considerados como DR, e a identificação do Fugóide será realizada no próximo processo.
- (b) Se houver quatro autovalores complexos, utiliza-se o fator F_{long} para distinguir entre o par de Fugóide e o de DR. Espera-se que o DR tenha um F_{long} menor que o Fugóide.

No entanto, é prudente adotar uma margem de segurança para essa análise, garantindo maior precisão na identificação. A margem selecionada é de 50%, ou seja, essa distinção será confirmada se o F_{long} do Fugóide for 50% maior que o do DR. Caso contrário, verifica-se a tendência de a parte imaginária do DR aumentar com a velocidade. Assim, o modo DR deve ter sua parte imaginária entre as partes imaginárias observadas nas velocidades imediatamente anteriores e posteriores à analisada. Por exemplo, espera-se que a parte imaginária do DR para a matriz de estado a 40 kts esteja no intervalo entre as partes imaginárias observadas a 20 kts e 60 kts.

4. **Espiral e Fugóide:** Se nesta etapa restar apenas um autovalor a ser identificado, ele será classificado como modo Espiral. Caso restem três autovalores, isso indica que o Fugóide é puramente real e precisa ser diferenciado do modo Espiral usando o F_{long} . Neste caso, o modo Espiral será o autovalor com menor F_{long} entre os três autovalores restantes, enquanto os outros dois serão identificados como modos de Fugóide.

3.2.2 Discretização do requisito

Assim como o requisito de largura de banda, a razão de amortecimento foi discretizada para que o *software* possa auxiliar em um sistema de otimização. A Figura 3.5 mostra o critério de razão de amortecimento na norma ADS-33-PRF para *pitch* e *roll* em baixas velocidades. Observa-se que a curva de *Level 1* não é convexa e possui uma região de

modelagem complexa, representada pelo arco de circunferência que conecta as curvas de $\zeta = -0.2$ e $\zeta = 0.5$, conforme mostrado na Figura 2.26.

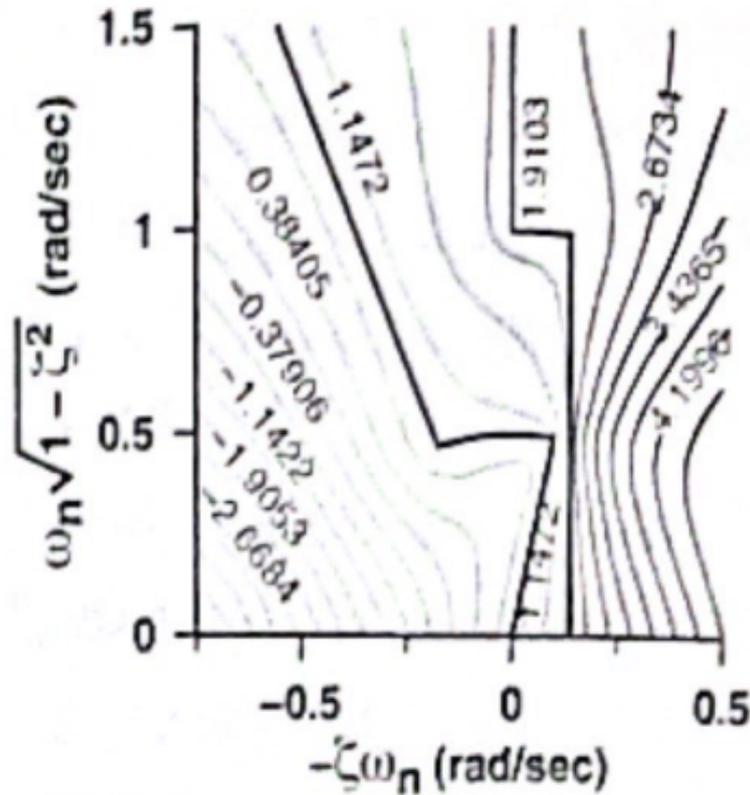


FIGURA 3.5 – Requisito de razão de amortecimento longitudinal discretizado conforme (TISCHLER, 2017)

A Figura 3.6 apresenta o resultado obtido após a interpolação das curvas de *level* 1 e 2, utilizando o *software* MATLAB com o método *thinplate*. Observa-se que a curva de *level* 0,9 está posicionada à esquerda da curva em vermelho e acompanha de maneira adequada o arco de circunferência, similar ao resultado apresentado em (TISCHLER, 2017) na Figura 3.5.

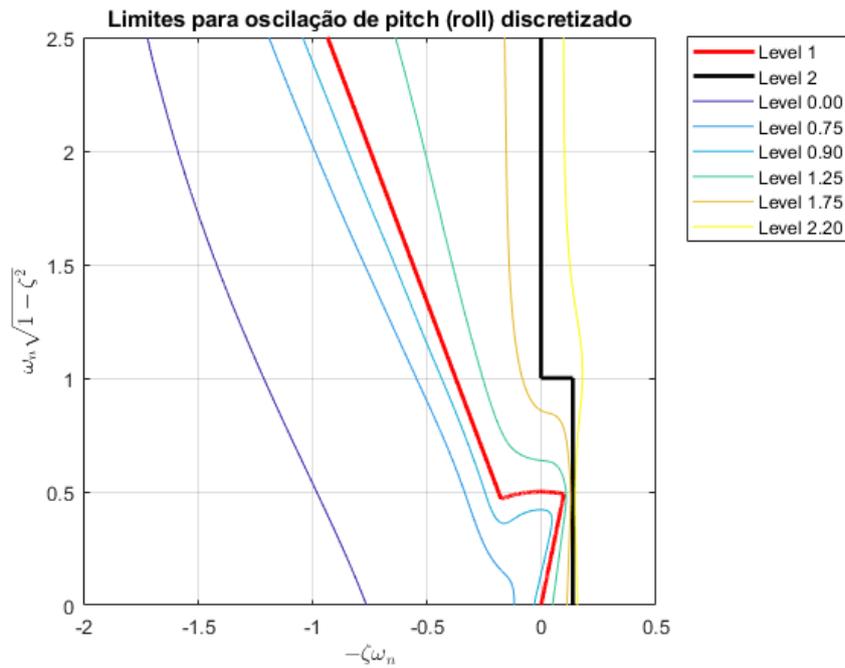


FIGURA 3.6 – Requisito de razão de amortecimento em baixas velocidades discretizado

A Figura 3.7 apresenta os critérios de qualidade de voo discretizados para oscilações látero-direcionais em voo à frente, conforme estabelecido pela norma e mostrado na Figura 2.27.

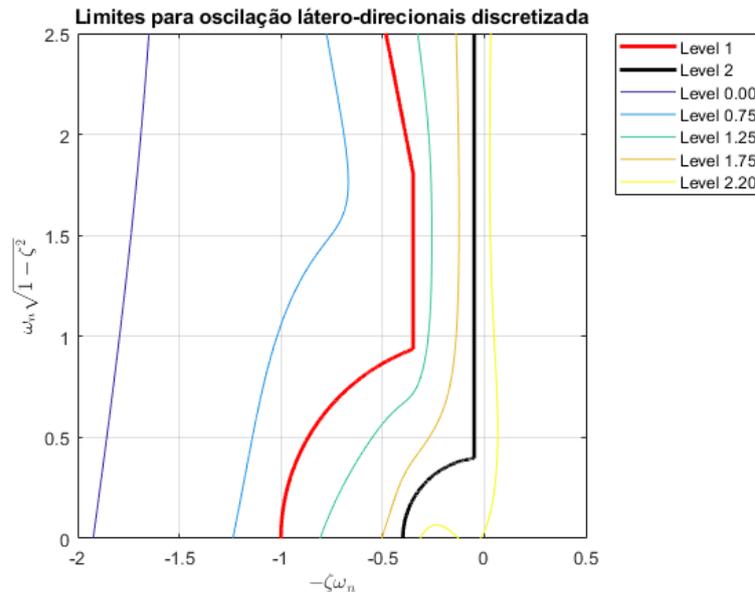


FIGURA 3.7 – Limites de oscilações látero-direcionais discretizados

Por fim, o critério de qualidade de voo para o modo espiral, descrito na Seção 2.5.2.2, foi modelado utilizando uma interpolação da parte real do autovalor e do *level* de qualidade de voo atribuído para discretizar também esse requisito.

4 Resultados

Os resultados apresentados nesta seção referem-se ao helicóptero cuja matriz foi fornecida pelo IPEV, avaliados de acordo com os critérios de largura de banda e razão de amortecimento. O principal objetivo desta análise é demonstrar as ferramentas desenvolvidas no *software* para a análise de estabilidade da aeronave em relação às normas de qualidade de voo, além de fornecer subsídios para um sistema que auxilia na otimização da condição da qualidade de voo.

4.1 Largura de Banda

A Tabela 4.1 apresenta os níveis de qualidade de voo obtidos com base no critério de largura de banda. Notam-se valores “NA”, indicando resultados não aplicáveis. Os comandos de entrada **DDM** e **DDL** representam, respectivamente, o cíclico longitudinal, o cíclico lateral, enquanto os subscritos θ e ϕ indicam a atitude de arfagem e de rolamento analisadas.

TABELA 4.1 – Tabela de *Level* de qualidade de voo para o critério de Largura de Banda

Vel (kts)	DDL $_{\phi}$	DDM $_{\theta}$
0	1,33	10,36
10	1,32	NA
20	1,35	NA
30	1,38	NA
40	1,41	NA
50	1,48	NA
60	1,55	NA
70	1,56	10,625
80	1,57	10,591
130	1,51	NA

A despeito dos resultados apresentados na Tabela 4.1, algumas considerações adicionais

são necessárias:

1. **Valores “NA”:** A Figura 2.21 sugere que a fase da resposta atinge de forma sequencial as frequências de -135° e -180° . Entretanto, em alguns casos, a fase apresenta comportamento errático, não atingindo esses valores, o que torna o critério de largura de banda não aplicável, uma vez que não há valores de ω_{180} e $\omega_{BW_{phase}}$.

Diante disso, conforme discutido na Seção 2.5.1.1, onde ω_{180} representa a frequência de estabilidade neutra e ω_{BW} indica maior estabilidade conforme cresce, respostas classificadas como “NA” podem ser consideradas estáveis. Um exemplo pode ser observado na Figura 4.1, onde o ganho de fase tende a zero em baixas frequências, aumenta em frequências intermediárias e se estabiliza em -90° — comportamento que sugere uma frequência de estabilidade neutra muito alta, nunca alcançada, indicando estabilidade.

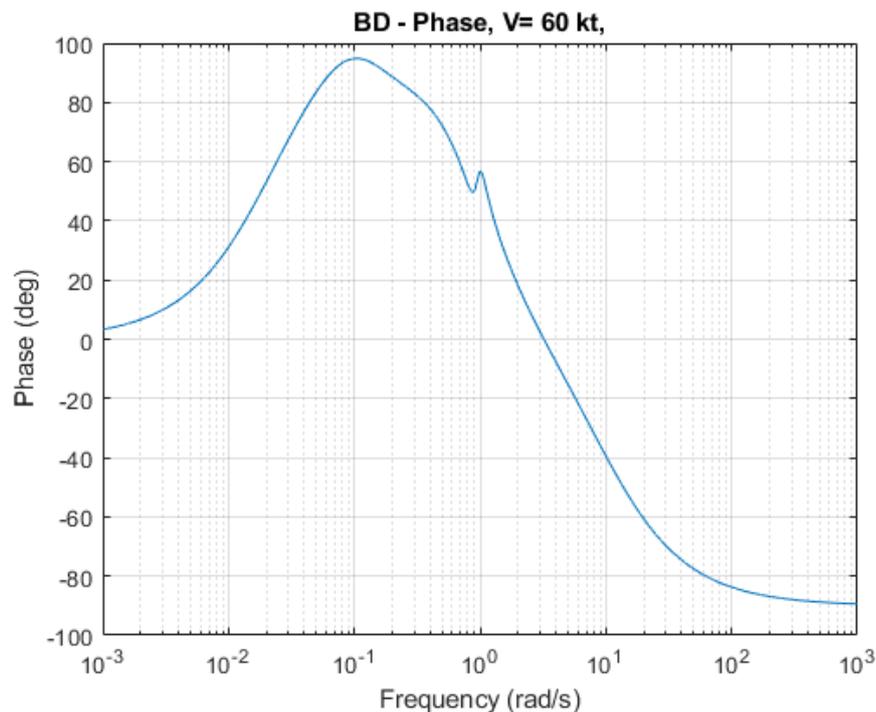


FIGURA 4.1 – Resposta da fase com DDM_θ e velocidade de 60 kts

2. **DDL $_\phi$:** Em todas as velocidades, foi possível calcular o *level* do requisito. Observe-se que a variação de velocidade não alterou significativamente o resultado, com valores situados entre 1 e 2, classificando o desempenho como *level 2*. Esse nível de qualidade de voo indica que o piloto pode realizar a tarefa designada, mas uma otimização adicional na configuração da aeronave para melhorar a resposta dinâmica é desejável.
3. **DDM $_\theta$:** A avaliação deste requisito apresentou algumas dificuldades, com a maioria dos resultados marcados como não aplicáveis, como ilustrado na Figura 4.1. Adici-

onalmente, em três velocidades distintas, os valores ficaram acima de 2, indicando um *level 3*, ou seja, condição de voo inaceitável.

As Figuras 4.2 e 4.3 mostram duas das condições em que o requisito pôde ser calculado. Nelas, observa-se a grande inclinação da curva entre ω_{180} e $(2\omega_{180})$, resultando em um valor elevado de τ_p (atraso de fase), conforme a Equação 3.2. Esses valores são, respectivamente, 2,1 e 1,76, valores bastante altos, considerando que este requisito está apresentado na Figura 2.22 e vai até 0,4. Como discutido anteriormente, um atraso de fase elevado aumenta a probabilidade de PIO e dificulta o comando da aeronave, tornando necessária uma otimização para a segurança da tarefa.

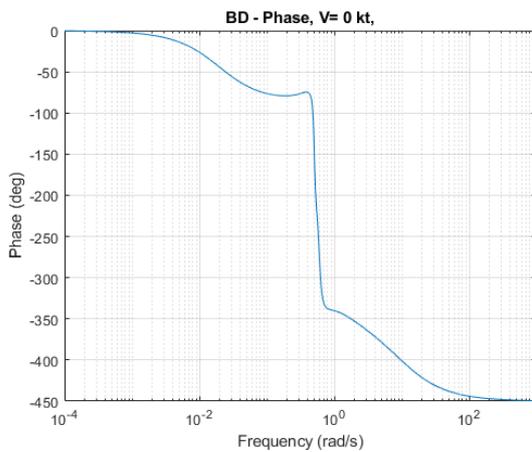


FIGURA 4.2 – Resposta da fase com \mathbf{DDM}_θ e velocidade de 0 kts

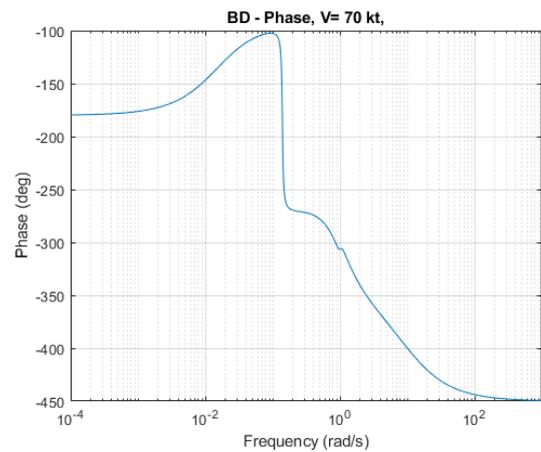
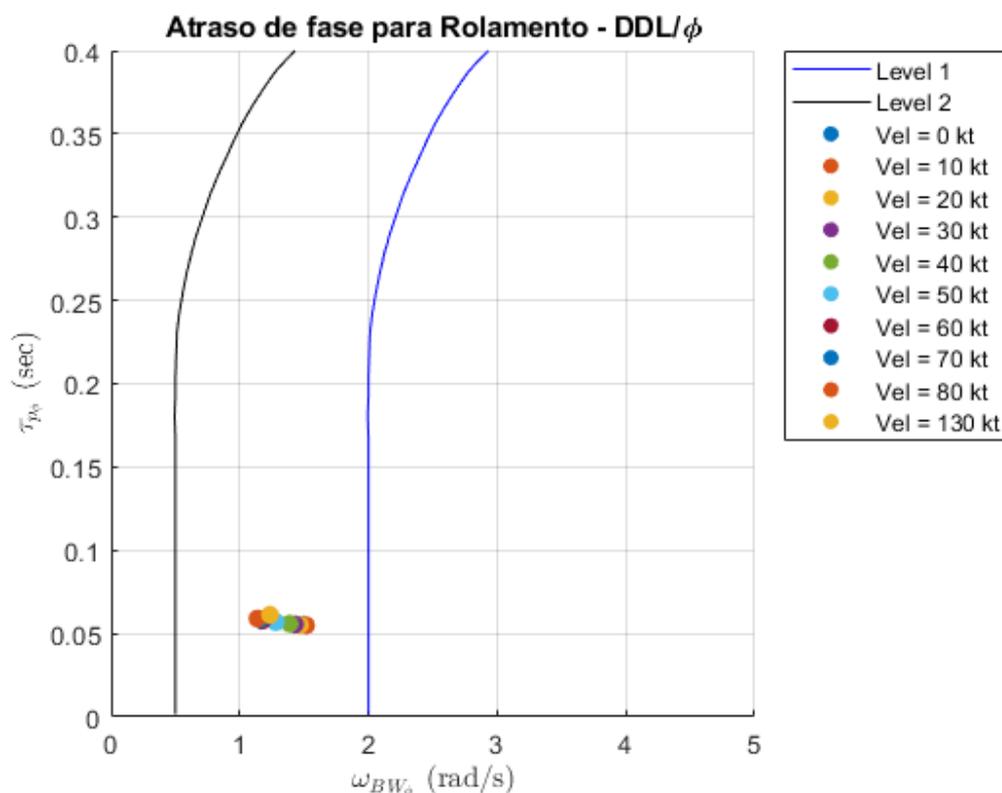


FIGURA 4.3 – Resposta da fase com \mathbf{DDM}_θ e velocidade de 70 kts

A Figura 4.4 apresenta o requisito de \mathbf{DDL}_ϕ para todas as velocidades. Essa visualização é uma maneira complementar de analisar o comportamento dos *levels* de qualidade de voo obtidos na Tabela 4.1. Como esperado, todos os valores situam-se entre as curvas de *level 1* e *level 2*, indicando que o nível de qualidade de voo desse requisito é *level 2*.

FIGURA 4.4 – Requisito de atraso de fase para DDL_ϕ

4.2 Razão de Amortecimento

A Tabela 4.2 apresenta os níveis de qualidade de voo determinados com base no critério de razão de amortecimento. Os modos dinâmicos **SP** e **DR**, listados na tabela, correspondem aos modos *Short-Period* (Curto Período) e *Dutch Roll*, respectivamente.

TABELA 4.2 – Tabela de *Level* de qualidade de voo para o critério de razão de amortecimento

Vel (kts)	SP	SP 2	Fugóide	Espiral	Rolamento	DR
0	-0,28	0,55	3,18	-5,28	-2,07	1,16
10	-0,41	0,56	3,08	-4,93	-2,21	1,28
20	-0,65	0,59	3,16	-4,04	-2,24	1,40
30	-0,76	0,62	3,28	-2,40	-2,35	1,47
40	-0,77	0,65	2,54	1,77	-2,28	1,53
50	-0,22	0,66	0,67	3,59	-0,28	1,79
60	0,22	0,22	0,76	3,08	-0,04	1,79
70	0,30	0,30	0,89	-3,56	0,10	1,80
80	0,39	0,39	0,84	-3,88	0,17	1,79
90	0,51	0,51	0,90	-4,41	0,19	1,98

130 1,03 1,03 0,81-1,7 -5,38 0,15 1,99

A Figura 4.5 apresenta o mapa de polos para todas as matrizes linearizadas parametrizadas pela velocidade à frente. Os modos dinâmicos estão indicados na legenda da figura. Os dois requisitos de razão de amortecimento, ilustrados nas Figuras 2.26 e 2.27, estão representados por pontos pretos e azuis, respectivamente. Destaca-se que cada requisito possui duas curvas, onde a curva mais à esquerda marca o limite para o *level 1*, enquanto a outra define o limite para o *level 2*.

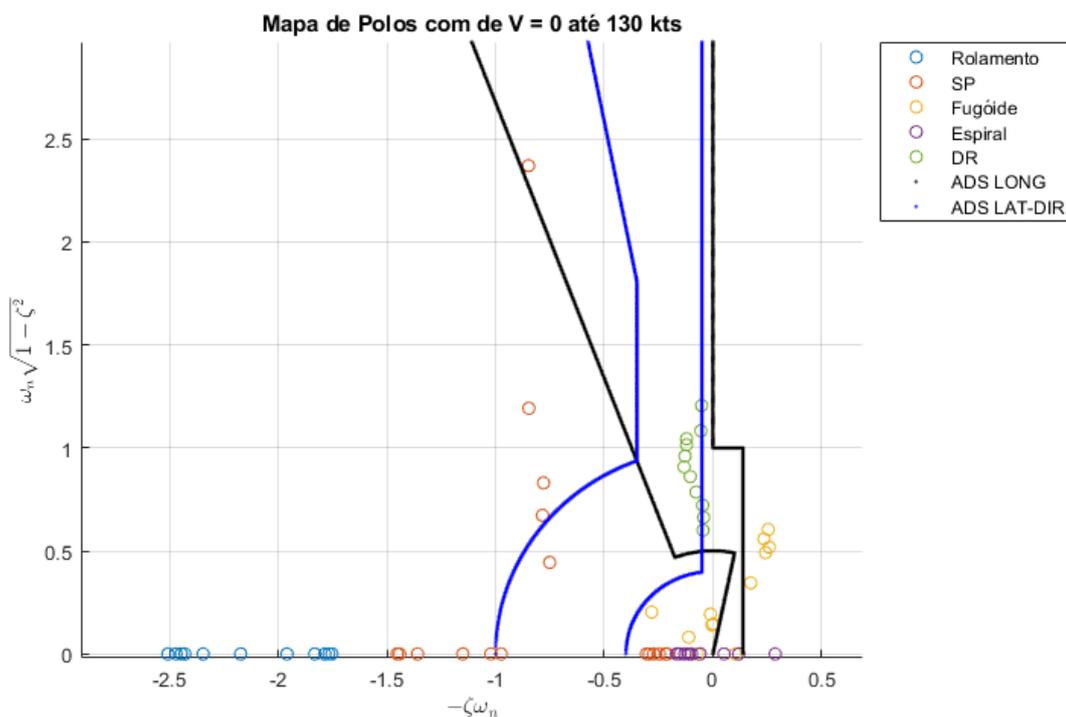


FIGURA 4.5 – Mapa de Polos da aeronave de 0 até 130 kts de velocidade

Diante das observações descritas na Tabela 4.2 e na Figura 4.5, é possível realizar uma análise do comportamento de cada modo dinâmico e correlacioná-lo com os conceitos teóricos expostos na Seção 2. A seguir, apresenta-se a análise do comportamento dos modos dinâmicos:

1. **Curto Período:** O modo de curto período é uma oscilação longitudinal que é fortemente influenciada pelo estabilizador horizontal. Os resultados indicam que este modo é bem amortecido, conforme esperado, com a parte real das raízes posicionada no semi-plano esquerdo e atendendo ao critério da norma para *level 1*, exceto na velocidade de 130 kts, onde o nível discretizado foi ligeiramente superior a 1.

O comportamento do modo de curto período em altas velocidades está diretamente relacionado ao estabilizador horizontal. Com o aumento da velocidade, ocorre um incremento na pressão dinâmica sobre o estabilizador, o que intensifica a força de sustentação e eleva a frequência de oscilação deste modo — isto é, a parte imaginária da raiz aumenta.

Outra forma de entender esse fenômeno é considerar o aumento da área do estabilizador horizontal em vez do aumento da velocidade, pois ambos têm o mesmo efeito. A Figura 4.6 ilustra o lugar geométrico das raízes longitudinais da matriz de estabilidade conforme a variação da área da empenagem horizontal. Observa-se, no primeiro e terceiro gráficos, que o aumento da área do estabilizador provoca o surgimento de uma parte imaginária nas raízes, reforçando a oscilação do modo curto período.

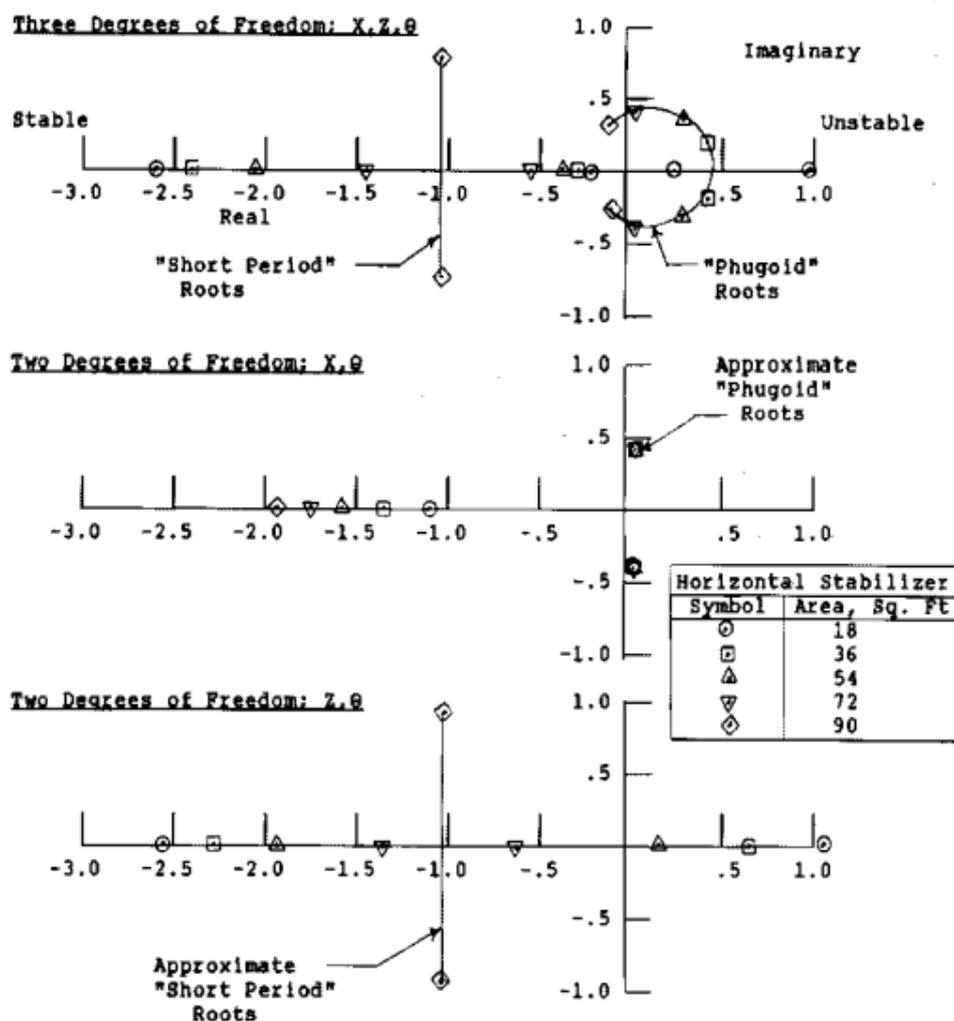


FIGURA 4.6 – Lugar geométrico das raízes com variação da área do estabilizador horizontal (PROUTY, 1990).

Além disso, observa-se que, de 0 a 60 kts de velocidade, há dois valores distintos

de *level* atribuídos ao curto período. Isso ocorre porque, nessa faixa, os autovalores são puramente reais e foram atribuídos como curto período por simplicidade, correspondendo, na verdade, aos modos de elevação e arfagem. A partir de 70 kts, esses modos dinâmicos se degeneram, formando um único modo oscilatório propriamente dito, denominado curto período. Conseqüentemente, apenas um valor de *level* é registrado nessa condição.

2. **Fugóide:** Este é o terceiro modo dinâmico longitudinal analisado e é perceptível que o aumento da velocidade melhora o amortecimento segundo os critérios de qualidade de voo. A Figura 4.5 evidencia duas regiões bem definidas: a primeira no semiplano direito, onde estão as raízes de baixas velocidades, e a segunda no semiplano esquerdo, onde os polos migram para a região delimitada pela curva de *level* 1 de qualidade de voo longitudinal.

Conforme discutido na Seção 2.2.4.1, o helicóptero é instável quando pairado devido à sua estabilidade em velocidade e instabilidade em ângulo de ataque. Assim, qualquer perturbação longitudinal não é amortecida adequadamente e pode ser amplificada, uma vez que o estabilizador horizontal não recebe pressão dinâmica suficiente para estabilizar o movimento.

A importância do estabilizador horizontal para mitigar a fugóide é destacada em outras fontes. Na Figura 4.6, o primeiro gráfico mostra que, em um sistema com três graus de liberdade, o aumento da área do estabilizador horizontal move as raízes em direção ao semiplano esquerdo, indicando maior estabilidade.

Além disso, a Figura 2.13 demonstra que um aumento na incidência do estabilizador horizontal afasta o ponto de operação da região de instabilidade associada à fugóide.

Portanto, o aumento da velocidade proporciona uma maior pressão dinâmica no estabilizador horizontal, o que, conforme esperado, melhora o comportamento dinâmico do helicóptero em relação ao modo fugóide.

3. **Espiral:** O modo dinâmico Espiral é um modo de oscilação látero-direcional, com requisitos especificados pela norma para velocidades acima de 45 kts. Entretanto, a Tabela 4.2 exhibe os resultados para todas as velocidades, uma vez que essas informações serão necessárias para futuras melhorias no *software*, onde componentes de otimização serão adicionados. A análise aqui será focada nos valores que atendem às velocidades especificadas pela norma.

Este critério permite que o polo esteja no semi-plano positivo, desde que respeite limites de tempo aceitáveis para o aumento da amplitude. Observa-se que, nas menores velocidades – 50 e 60 kts – o critério não atingiu o nível adequado exigido pela norma. Entretanto, acima dessas velocidades, os polos rapidamente se deslocam para o semi-plano esquerdo, cumprindo plenamente o requisito.

Além disso, percebe-se uma grande variação no nível de qualidade de voo, o que ocorre devido aos valores apresentados em 2.5.2.2. A interpolação e extrapolação são extremamente sensíveis à variação na parte real do polo; ou seja, uma leve alteração na parte real é suficiente para impactar o *level* do requisito. Quando o polo se desloca para o semi-plano negativo, o *level* discretizado é rapidamente ajustado.

4. **Rolamento Puro:** O rolamento puro é um modo dinâmico látero-direcional com critérios estabelecidos para todas as velocidades. Como esperado, é um modo caracterizado por sua estabilidade, e, portanto, todas as velocidades analisadas apresentaram valores dentro do *level* 1 das normas de qualidade de voo. Além disso, observa-se uma tendência de aumento dos valores com o aumento da velocidade, o que pode ser analisado devido à discretização utilizada. No entanto, trata-se de um modo dinâmico bem amortecido em todas as condições de voo analisadas.
5. **Dutch-Roll (DR):** O Dutch-Roll é um modo dinâmico látero-direcional caracterizado pelo acoplamento entre os movimentos de guinada e rolamento, sendo um fator crítico para a estabilidade lateral e a segurança em voo. Assim observa-se uma deterioração da qualidade de voo com o aumento da velocidade. Esse comportamento é atribuído ao aumento da parte imaginária do polo com o incremento de velocidade, bem como a uma leve tendência de aproximação do semi-plano direito. Todas as velocidades analisadas enquadraram-se no *level* 2, indicando a necessidade de otimização para reduzir a carga de trabalho do piloto e melhorar a qualidade de voo conforme os requisitos da norma.

4.2.1 Ferramentas Adicionais

O *software* apresentado neste trabalho auxilia na observação das normas de qualidade de voo presentes na ADS-33E-PRF e possui algumas ferramentas gráficas adicionais. A primeira é a geração do gráfico apresentado na Figura 4.7, onde são exibidos todos os modos dinâmicos do voo, tanto acoplados quanto desacoplados. Os modos desacoplados estão indicados por asterisco vermelho para os modos longitudinais e estrela verde para os modos látero-direcionais, enquanto o critério de amortecimento associado aos modos longitudinais é representado pelo pontilhado preto.

Dessa forma, observa-se que o requisito da norma para os modos látero-direcionais não foi exibido, pois a velocidade de 40 kts está abaixo do limite de 45 kts, o que torna essa análise não aplicável a essa velocidade. Além disso, nota-se a proximidade entre os modos acoplados e desacoplados, sendo essa uma boa ferramenta para verificar a correta identificação dos modos dinâmicos.

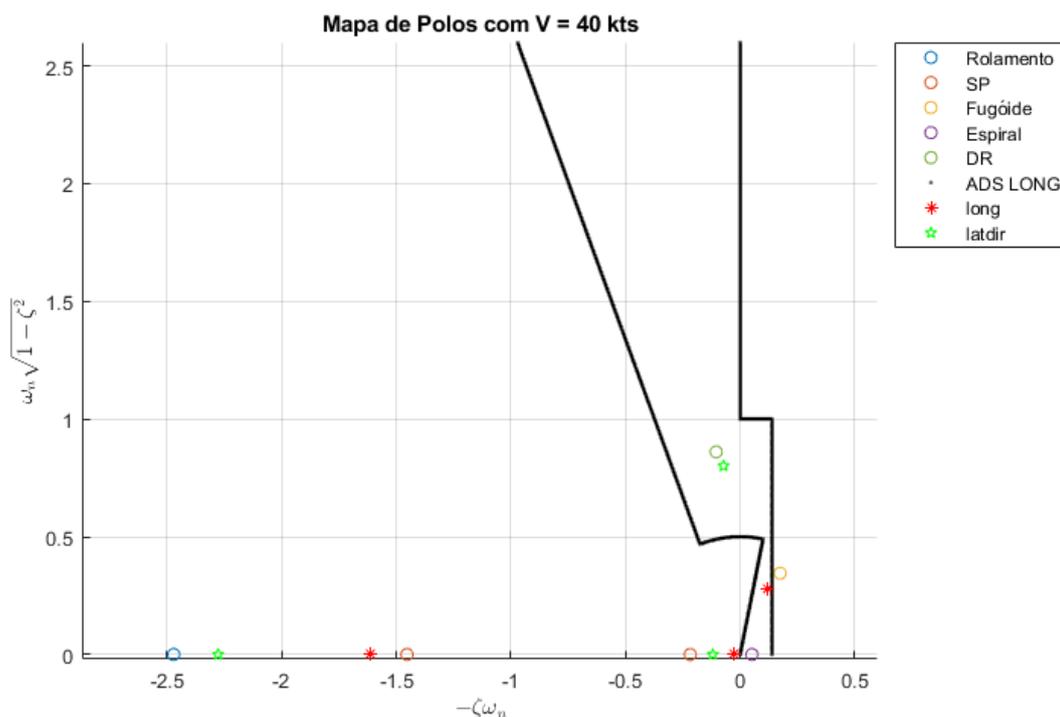


FIGURA 4.7 – Modos dinâmicos acoplados e desacoplados a 40 kts

A Figura 4.8 apresenta os modos dinâmicos acoplados e desacoplados para a aeronave a uma velocidade de 130 kts. Este gráfico inclui uma linha pontilhada em azul, que representa os requisitos látero-direcionais, dado que a velocidade de 130 kts é superior ao limite de 45 kts estabelecido pela norma.

Nessa velocidade, observa-se com maior clareza o comportamento do modo dinâmico de curto período, que apresenta um aumento significativo de sua parte imaginária, deslocando-se para a direita da curva que delimita o *level 1* de qualidade de voo. Adicionalmente, destaca-se a proximidade entre os polos acoplados e desacoplados, sendo este um recurso útil para verificar a correta identificação dos modos dinâmicos.

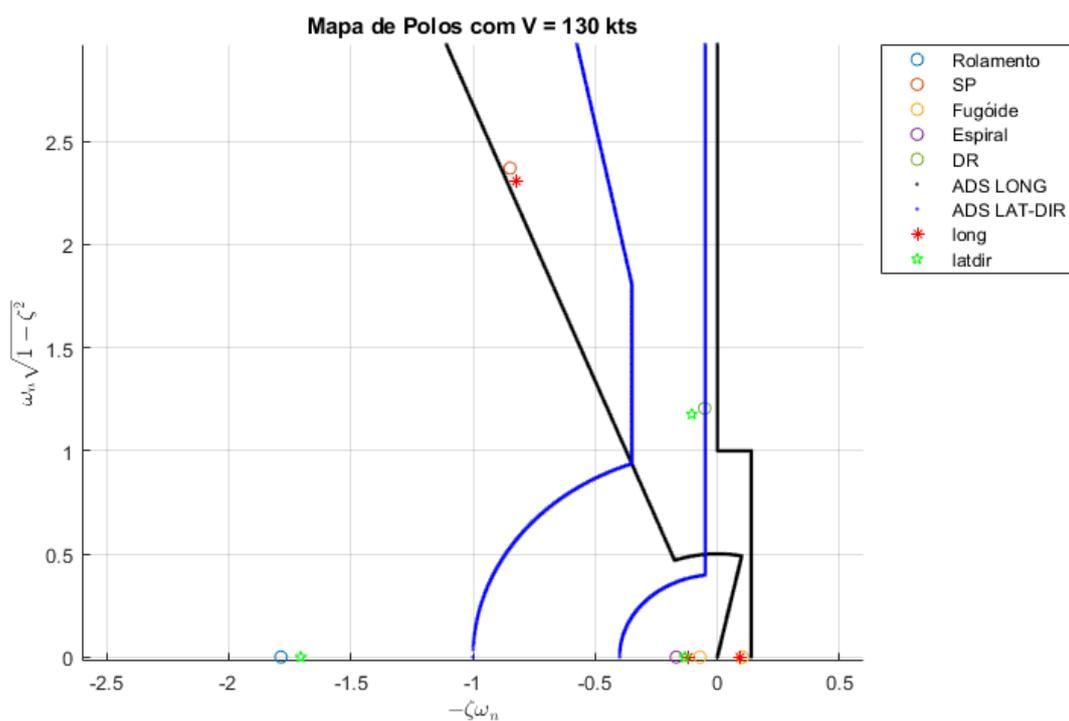


FIGURA 4.8 – Modos dinâmicos acoplados e desacoplados a 130 kts

5 Conclusão

5.1 Conclusão

Este trabalho apresentou o desenvolvimento de um *software* em MATLAB voltado para a análise de estabilidade e qualidade de voo de aeronaves de asas rotativas, especificamente em comparação com os requisitos estabelecidos pela norma ADS-33E-PRF. À medida que as regulamentações para certificação aeronáutica se tornam mais rigorosas, a proposta deste *software* se alinha à necessidade de ferramentas precisas e interativas para análise de estabilidade, inspirada no *Control Designer's Unified Interface* (CONDUIT), um exemplo de robustez em aplicações para aeronaves de asas rotativas.

O objetivo de avaliar os critérios de Razão de Amortecimento foi integralmente alcançado. As seguintes atividades foram realizadas:

- Automatização do reconhecimento dos modos dinâmicos de oscilação;
- Discretização das curvas normativas apresentadas na norma ADS-33E-PRF;
- Cálculo do nível de qualidade de voo para cada modo dinâmico;
- Organização dos resultados em tabelas e visualizações gráficas, tornando a análise mais fácil.

O objetivo de avaliar os critérios de Largura de Banda foi parcialmente alcançado, com os seguintes avanços e limitações:

- **Conquistas:**
 - Discretização das curvas normativas relacionadas à largura de banda;
 - Desenvolvimento do algoritmo para cálculo da frequência de largura de banda e do atraso de fase;
 - Avaliação completa do comando de cíclico lateral com saída em atitude lateral, sem registros de valores “NA”, o que atende plenamente ao objetivo estabelecido.

- **Limitações:**

- O comando de entrada em cíclico longitudinal com saída em atitude de arfagem apresentou muitos valores “NA”. Devido a presença excessiva desses valores “NA” indica a necessidade de uma análise mais detalhada para identificar possíveis erros no processo de cálculo.
- A ausência de literatura comparativa ou ferramentas para validação dos resultados obtidos dificulta confirmar ou refutar os resultados apresentados.

Os resultados da aplicação dos critérios de Razão de Amortecimento indicaram que o helicóptero estudado apresenta estabilidade significativa em relação aos modos dinâmicos de curto período e elevação, que mostraram respostas bem amortecidas em conformidade com o *level 1* da norma ADS-33E-PRF. O modo fugóide também apresentou comportamento adequado, melhorando a estabilidade com o aumento da velocidade devido à atuação do estabilizador horizontal. O modo Espiral, embora estável em sua maioria, demonstrou a necessidade de otimizações específicas para operar em algumas faixas de velocidade. O modo Rolamento apresentou a estabilidade esperada, consistente com a literatura, sendo bem amortecido e classificado como *level 1*. O modo Dutch Roll (DR), contudo, apresentou uma degradação qualidade de voo e merece atenção devido à necessidade de ajustes para otimizar a carga de trabalho do piloto e elevar o *level* de qualidade de voo a um padrão mais seguro e confiável.

A análise de Largura de Banda, fundamental para mitigar o risco de *Pilot Induced Oscillations* (PIO), não pôde ser realizada em todas as velocidades devido à ausência de condições ideais para avaliação. Nas faixas em que foi possível aplicar o critério, as respostas para o controle de rolamento indicaram que ainda são necessários ajustes para melhorar a estabilidade. Em comandos de cíclico longitudinal, uma parcela significativa dos valores não pôde ser avaliada com precisão. Uma alternativa para aprimorar esses resultados seria a implementação de um modelo de atuador mais sofisticado ou a integração de um sistema de aumento de estabilidade, ambos os quais poderiam fornecer uma resposta com maior fidelidade da condição de estabilidade.

Em termos de limitações, a análise ficou restrita ao uso de um único atuador simples, o que reduziu a sensibilidade das simulações para algumas condições de voo mais complexas. Além disso, a falta de algumas condições ideais para certas faixas de velocidade limitou a avaliação completa dos critérios de Largura de Banda.

Concluindo, o *software* desenvolvido não só se mostrou eficaz na aplicação prática para análise de estabilidade e conformidade normativa, mas também representa um avanço em ferramentas de apoio para engenheiros e pesquisadores na otimização de aeronaves. Com as melhorias sugeridas, o sistema poderá ampliar sua utilidade, oferecendo uma análise cada vez mais precisa e eficiente para o setor aeronáutico.

5.2 Sugestões para Trabalhos Futuros

Este trabalho representa um passo inicial na criação de um *software* para auxiliar na análise de conformidade com as normas de qualidade de voo, inspirado pelo sistema *Control Designer's Unified Interface* (CONDUIT). No momento, o CONDUIT não está disponível; no entanto, em pesquisas futuras, caso se torne acessível, ele poderá ser utilizado para validar os resultados obtidos neste trabalho, ajudando a identificar e corrigir eventuais erros de implementação e possibilitando testes mais robustos dos algoritmos desenvolvidos.

Para aprimorar a precisão das simulações, recomenda-se o desenvolvimento de modelos de atuadores mais avançados e compatíveis com os sistemas atualmente integrados às aeronaves, especialmente aqueles que replicam os sistemas de aumento de estabilidade, possibilitando análises em malha fechada. Esse aprimoramento traria ganhos significativos de precisão nos resultados de Largura de Banda, um requisito que se aplica especificamente a essa configuração de controle.

A norma ADS-33E-PRF abrange uma ampla gama de requisitos de qualidade de voo, dos quais este trabalho explorou apenas dois aspectos fundamentais. Para expandir a aplicabilidade do *software*, futuras pesquisas poderiam focar na modelagem e implementação dos demais requisitos da norma, criando uma ferramenta ainda mais abrangente para análise de estabilidade e conformidade.

Além disso, o CONDUIT oferece funcionalidades para otimização da qualidade de voo, o que representa um importante recurso complementar. Como observado neste estudo, algumas condições não atenderam integralmente aos requisitos de qualidade, sinalizando a necessidade de ajustes para alcançar um desempenho otimizado. É importante destacar que, ao realizar modificações como a instalação de dispositivos como *Dorsal Fin* e *Ventral Fin*, existem trocas a serem consideradas, já que o *Dorsal Fin* contribui para reduzir a instabilidade por espiral, mas pode elevar a suscetibilidade ao *Dutch Roll* (DR), enquanto o *Ventral Fin* apresenta efeito oposto. Isso ilustra a complexidade de um sistema de otimização, onde as interdependências devem ser avaliadas cuidadosamente. Portanto, recomenda-se que futuras ferramentas de otimização considerem essas compensações, com o intuito de aprimorar a qualidade de voo da aeronave de forma abrangente, garantindo segurança e desempenho superiores.

Referências

- AVIATION, U. A.; COMMAND, M. **ADS-33E-PRF Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft**. Redstone Arsenal, Alabama, 2000. Version E-PRF.
- BEZZERRA, C. Desenvolvimento de sistemas de aumento de estabilidade e controle para modelos de simulação de uma aeronave de asa rotativa. *In: INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA. Trabalho de Graduação. Proceedings [...]*. São José dos Campos: ITA, 2020.
- BOYLESTAD, R. L.; NASHESKY, L. **Dispositivos eletrônicos e teoria de circuitos**. 11. ed. São Paulo: Pearson Education do Brasil, 2013. Título original: *Electronic Devices and Circuit Theory*. ISBN 978-85-64574-21-2.
- CHALMERS, A. F. **O que é ciência afinal?** São Paulo: Editora Brasiliense, 1993. Título original: *What is This Thing Called Science?*
- CRUZ, P. D. R. V. **PRJ 85 - Certificação Aeronáutica**. São José dos Campos, 2022. Aula do curso de Certificação Aeronáutica.
- CRUZ, R. V. **Fundamentos da Engenharia de Helicópteros e Aeronaves de Asas Rotativas**. São José dos Campos: ITA, 2021.
- HEFFLEY, R. K.; JEWELL, W. F.; LEHMAN, J. M.; WINKLE, R. A. V. **A Compilation and Analysis of Helicopter Handling Qualities Data: Volume One - Data Compilation**. Moffett Field, CA, August 1979. Contract NAS2-9344.
- KEY, D. L.; BLANKEN, C. L.; HOH, R. H.; MITCHELL, D. G.; APONSO, B. L. **Background Information and User's Guide (BIUG) for Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft**. Redstone Arsenal, AL 35898-5000, December 2015. ATTN: RDMR-ADF-SV.
- NETO, A. B. G. **Aircraft Dynamic Modes, Chapter 6, AB-266 Aircraft Simulation and Control**. 2023. Aula da disciplina AB-266, Departamento de Mecânica do Voo, Divisão de Engenharia Aeronáutica e Aeroespacial, Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Disponível com o professor via e-mail: antonio@ita.br.
- PADFIELD, G. D. **Helicopter Flight Dynamics**. 2nd. ed. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. (Progress in Astronautics and Aeronautics).
- PROUTY, R. W. **Helicopter Performance, Stability, and Control**. Reprint, with corrections. Boston: PWS Engineering, 1990. Original work published 1986. ISBN 1-57524-209-5.

RIBEIRO, F. L. C. **Modelagem de Atuadores, MVO-32 Estabilidade e Controle de Aeronaves**. 2022. Material da disciplina MVO-32, Departamento de Mecânica do Voo, Divisão de Engenharia Aeronáutica e Aeroespacial, Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Material preparado por Antônio Bernardo Guimarães Neto. Disponível com o professor via e-mail: flaviocr@ita.br.

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L.; JOHNSON, E. N. **Aircraft Control and Simulation: Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems**. 3rd. ed. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2016. (Library of Congress Cataloging-in-Publication Data). ISBN 978-1-118-87098-3.

TISCHLER, M. B. **Practical methods for aircraft and rotorcraft flight control design: an optimization-based approach**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2017. (AIAA education series).

WIKIPEDIA. **U.S. Army YAH-63**. 2024. Foto disponível na Wikipedia. Available at: https://en.wikipedia.org/wiki/Bell_YAH-63/media/File:U.S._Army_YAH-63.jpg. Accessed on: 15/10/2024.

WINGS-AVIATION. **Bell 212 Helicopter**. 2024. Foto disponível na Wings-Aviation. Available at: <https://www.wings-aviation.ch/14-Thai%20Army/2-Aircraft/Bell-212/Helicopter.htm>. Accessed on: 15/10/2024.

