



**Universidade
Federal de Itajubá**

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO

**Modelagem, Simulação e Análise das
Qualidades de Voo de um Helicóptero**

Autor:

Lucas Antonio de Oliveira

**INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

Itajubá, Setembro de 2020

Minas Gerais - Brasil

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO

Modelagem, Simulação e Análise das Qualidades de Voo de um Helicóptero

Autor: **Lucas Antonio de Oliveira**

Orientador: **Sebastião Simões da Cunha Jr.**

Co-orientador: **Marcelo Santiago de Sousa**

Curso: **Mestrado em Engenharia Mecânica**

Área de Concentração: **Projeto, Materiais e Processos**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica como parte dos requisitos para obtenção do Título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Itajubá, Setembro de 2020

Minas Gerais - Brasil

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO

Modelagem, Simulação e Análise das Qualidades de Voo de um Helicóptero

Autor:

Lucas Antonio de Oliveira

Dissertação aprovada por banca examinadora em 04 de setembro de 2020, conferindo ao autor o título de Mestre em Engenharia Mecânica em Nome do Programa.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Fernando Madeira - UFABC

Prof. Dr. Yohan Alí Díaz Méndez - IEM/UNIFEI

Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa - IEM/UNIFEI (Co-orientador)

Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Júnior - IEM/UNIFEI (Orientador)

Dedicatória

*Ao meu pai Antonio, minha mãe Nildes,
meu irmão Leandro e a minha namorada Bárbara*

Agradecimentos

Agradeço a minha família e amigos que não terão aqui seus nomes citados, mas que ao ler esta mensagem perceberão a importância que tiveram nessa caminhada;

Ao meu orientador, prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Júnior e ao meu co-orientador prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa, profissionais exemplares e detentores de vasto conhecimento, os quais foram essenciais para a conclusão deste trabalho;

Aos amigos e colegas do grupo de pesquisa GEMEC (Grupo de pesquisa em Mecânica Computacional) da UNIFEI;

A todos os profissionais da UNIFEI que passaram e deixaram importantes aprendizados durante essa caminhada. Para finalizar, agradecer ao apoio financeiro fornecido pela CAPES, de fundamental importância para conclusão desta etapa.

O sucesso é a soma de pequenos esforços repetidos diariamente.

Robert Collier.

Resumo

Neste trabalho realizou-se a modelagem da aeronave de asas rotativas modelo Super Lynx e a implementação de leis de controle de vôo para esta aeronave. Para análises iniciais, utilizou-se do código de simulação numérica para voo de helicópteros helicopt—Unifei5 , desenvolvido na UNIFEI e apresentado no Relatório Final Projeto 351 (2015/2016). Foram utilizados, os dados do modelo Super Lynx encontrados no livro do Padfield(2007), os quais foram substituídos no código citado. Leis de controle de voo foram projetadas para "simular"um piloto comandando o helicóptero. O uso de simulações com controle foi importante para se realizar algumas análises de qualidade de voo. Na realização dos controles foi utilizado o Regulador Integrativo Universal, sendo definido para cada projeto do controlador, parâmetros que buscaram atender três condições de voos distintas dentro do envelope da aeronave, em sua maioria definidos para três velocidades diferentes. Além da variação numérica da velocidade, foram definidas variações nas amplitudes dos sinais de referência desejados, o que resultou em uma ampla faixa alcançada pelos controladores. A utilização do RIU para controle de aeronaves de asas rotativas e sua aplicação para distintas relações de velocidades e amplitudes, se apresenta como novidade. Após o projeto das leis de controle de voo, as qualidades de voo foram avaliadas. Os critérios de resposta do eixo longitudinal dos documentos ADS-33E foram utilizados nas avaliações.

Abstract

In this work, the modeling of helicopter Super Lynx was made, followed by the implementation of flight control laws. Flight control were designed in order to "simulate" the pilot commands on the helicopter. The use of flight simulations with control was important in order to perform some handling qualities analysis. For initial analysis, it was used the code for helicopter flight simulations helicoptUnifei5, developed at Unifei and presented on the Final Report Project 351 (2015/2016). In this work, data from the Superlynx model found in the book Padfield(2007) were used, which were implemented in the code used. In carrying out the control, the Universal Integrative Regulator was used. Controller gains were implemented in order to control the helicopter at three different to three different flight conditions within the aircraft envelope. In addition to the numerical variation of the speed, the amplitudes of the controls were changed, which allowed to increase the range controlled by the regulators. After the design of the flight controls laws, some handling qualities were evaluated. The roll axis response criteria of documents ADS-33E was used in the evaluations.

Sumário

Lista de Figuras	iv
Lista de Tabelas	xiv
Lista de Símbolos	xvii
Lista de Abreviaturas	xxi
1 Introdução	1
1.1 Justificativa	1
1.2 Objetivos	5
1.3 Resumo dos Capítulos	5
2 Revisão Bibliográfica	7
2.1 Modelagens e simulações	8
2.2 Leis de Controle de Voo	9
2.3 Análises de Qualidades de Voo	10
3 Fundamentos Teóricos	12
3.1 Dinâmica de Voo de Helicópteros	12
3.2 Sistemas de Controle	19
3.2.1 Regulador Integrativo Universal	20
3.3 Análise das Qualidades de Voo	23
4 Simulações e Validações	35
4.1 Simulações para Analisar o Comportamento da Aeronave em Diferentes Condições de Voo	35
4.2 Validação Quantitativa e Qualitativa	54
4.2.1 Modelo Linearizado - Velocidade de 40kts	54

5	Resultados	63
5.1	Aplicação dos controladores	63
5.1.1	Taxa de Arfagem - q	64
5.1.2	Taxa de Rolamento - p	69
5.1.3	Taxa de Guinada - r	72
5.1.4	Ângulo de Atitude - θ	76
5.1.5	Ângulo de Rolamento - ϕ	80
5.1.6	Ângulo de proa - ψ	84
5.1.7	Ângulo de Ataque - α	86
5.1.8	Posição Lateral Y	89
5.1.9	Velocidade - V, Altitude - H	93
5.1.10	Posição Lateral Y e Posição X	98
5.2	Aplicação dos controladores com atuadores	110
5.2.1	Taxa de Arfagem com atuador - q	110
5.2.2	Taxa de Rolamento com atuador - p	112
5.2.3	Taxa de Guinada com atuador - r	115
5.2.4	Ângulo de Atitude com atuador - Θ	117
5.2.5	Ângulo de Rolamento com atuador - ϕ	120
5.2.6	Ângulo de Proa com atuador - ψ	122
5.2.7	Ângulo de ataque com atuador - α	124
5.2.8	Posição Lateral Y com atuador - Y	126
5.2.9	Velocidade V e Altitude H com atuadores	128
5.2.10	Posição Lateral Y e Posição X com atuadores	128
5.3	Análise das Qualidades de Voo	129
6	Conclusões e Pesquisas Futuras	150
6.1	Conclusões	150
6.2	Pesquisas Futuras	152
6.3	Referências Bibliográficas	153

A	Projeto 351 e Apresentação das Equações da Dinâmica de Voo	159
A.1	Projeto 351	159
A.2	Apresentações Completa das Equações da Dinâmica de Voo . .	161
B	Simulações, Diagrama de Blocos e Matrizes de Estabilidade e Controle	179
B.1	Simulações do Modelos Super Lynx, Bo105 e AS355-F2	179
B.2	Matrizes de Estabilidade e Controle	197

Lista de Figuras

1.1	Vista interna de um simulador tripulado (G1, 2012)	3
1.2	Simulador tripulado(AVIATIONNEWS.EU, 2010)	3
1.3	Arquitetura básica de um simulador de voo	4
3.1	Sistema de coordenadas da aeronave (Padfield,2007)	14
3.2	Forças básicas atuantes na aeronave,(Sérvulo & Saba,2016 . . .	14
3.3	Eixos de batimento, <i>Lead-lag</i> e comando(Aerotecnologia, 2019)	16
3.4	Classificação segundo o UCE para diferentes tipos de resposta, (Padfield, 2007)	24
3.5	Respostas a degrau comandado no cíclico (Padfield, 2007) . . .	25
3.6	Região onde o OFE deve ser válido para a aeronave (Padfield, 2007)	25
3.7	Requisitos para taxa de rolamento (Padfield, 2007)	26
3.8	Critérios de agilidade e estabilidade (Padfield, 2007)	27
3.9	Requisitos mínimos de potência para controle de rolamento (Pad- field, 2007)	28
3.10	definição dos parâmetros de atitude (Padfield, 2007)	28
3.11	Classificação para aquisição e rastreamento de alvos (Padfield, 2007)	29
3.12	classificação para MTEs gerais (Padfield, 2007)	29
3.13	Manobra slalom(ADS33E-PRF, 2000)	29
3.14	Definição da largura de banda e atraso de fase (Padfield, 2007) .	30
3.15	Aquisição e rastreamento de alvos (Padfield, 2007)	31
3.16	MTE-UCE: Valendo 1 (Padfield, 2007)	31
3.17	MTE-UCE: Maior que 1 (Padfield, 2007)	32

3.18	Exigências civis (Padfield, 2007)	33
3.19	Exigências militares (Padfield, 2007)	33
4.1	Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, ângulos e velocidade total	37
4.2	Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, taxas e altitude . . .	37
4.3	Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, inflow nos rotores .	38
4.4	Sinais comandados: degrau no longitudinal cíclico	38
4.5	Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, ângulos de batimento	39
4.6	Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, velocidades u , v , w e V	39
4.7	Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, posições x e y	40
4.8	Resposta ao degrau no lateral cíclico, ângulos e velocidade total	41
4.9	Resposta ao degrau no lateral cíclico, taxas e altitude	42
4.10	Resposta ao degrau no lateral cíclico, inflow nos rotores	42
4.11	Sinais comandados: degrau no lateral cíclico	43
4.12	Resposta ao degrau no lateral cíclico, ângulos de batimento . . .	43
4.13	Resposta ao degrau no lateral cíclico, velocidades u , v , w e V . .	44
4.14	Resposta ao degrau no lateral cíclico, posições x e y	44
4.15	Resposta ao degrau no coletivo, ângulos e velocidade total . . .	46
4.16	Resposta ao degrau no coletivo, taxas e altitude	46
4.17	Resposta ao degrau no coletivo, inflow nos rotores	47
4.18	Sinais comandados: degrau no coletivo	47
4.19	Resposta ao degrau no coletivo, ângulos de batimento	48
4.20	Resposta ao degrau no coletivo, velocidades u , v , w e V	48
4.21	Resposta ao degrau no coletivo, posições x e y	49
4.22	Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, ângulos e velocidade total	50
4.23	Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, taxas e altitude	50
4.24	Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, inflow nos rotores	51
4.25	Sinais comandados: degrau no coletivo do rotor de cauda	51

4.26	Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, ângulos de batimento	52
4.27	Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, velocidades u , v , w e V	52
4.28	Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, posições x e y	53
4.29	Sinal comandado	55
4.30	Ângulos de controle para helicóptero linearizado e não linearizado	55
4.31	Taxas e altitude para helicóptero linearizado e não linearizado .	56
4.32	Diagrama de bode, ϕ/θ_{1c}	58
4.33	Diagrama de bode, θ/θ_{1s}	58
4.34	Diagrama de bode, p/θ_{1c}	59
4.35	Diagrama de bode, q/θ_{1s}	59
4.36	exigências civis, marcação dos autovalores	61
4.37	exigências militares, marcação dos autovalores	61
5.1	Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	65
5.2	Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	66
5.3	Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	66
5.4	Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 1m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	67
5.5	Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 10m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	67
5.6	Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 20m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	68
5.7	Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	69
5.8	Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	70
5.9	Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	70

5.10	Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	71
5.11	Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	71
5.12	Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	72
5.13	Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	73
5.14	Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	74
5.15	Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	74
5.16	Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	75
5.17	Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	75
5.18	Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	76
5.19	Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 1m/s e <i>doublet</i> de 5°	77
5.20	Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10m/s e <i>doublet</i> de 5°	78
5.21	Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 20m/s e <i>doublet</i> de 5°	78
5.22	Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10m/s e <i>doublet</i> de 18°	79
5.23	Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 20m/s e <i>doublet</i> de 18°	80
5.24	Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 20°	81
5.25	Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 20°	82
5.26	Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 20°	82

5.27	Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 60°	83
5.28	Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 10m/s e <i>doublet</i> de 60°	83
5.29	Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 60°	84
5.30	Controle do ângulo de proa para velocidade inicial de 16m/s . .	85
5.31	Controle do ângulo de proa para velocidade inicial de 20m/s . .	86
5.32	Controle do ângulo de ataque para velocidade inicial de 15m/s e <i>doublet</i> de 5°	87
5.33	Controle do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e <i>doublet</i> de 5°	88
5.34	Controle do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e <i>doublet</i> de 10°	88
5.35	Controle do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e <i>doublet</i> de 10°	89
5.36	Controle da senoide em Y para velocidade inicial de 1m/s . . .	91
5.37	Controle da senoide em Y para velocidade inicial de 10m/s . . .	92
5.38	Controle da senoide em Y para velocidade inicial de 20m/s . . .	92
5.39	Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 1 m/s e amplitude de 5m/s	95
5.40	Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 10 m/s e amplitude de 5m/s	95
5.41	Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 15 m/s e amplitude de 5m/s	96
5.42	Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 1 m/s e amplitude de 15m/s	96
5.43	Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 10 m/s e amplitude de 15m/s	97
5.44	Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 15 m/s e amplitude de 15m/s	97
5.45	Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 30m e coeficiente da derivada livre valendo 1	100

5.46	Controle da senoide na posição Y com amplitude de 30m e controle da reta linear na posição X	101
5.47	Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 30m e coeficiente da derivada mais alta valendo 0,5	102
5.48	Controle da senoide na posição Y com amplitude de 30m e controle da reta linear na posição X com mudança no controlador .	103
5.49	Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 60m e coeficiente da derivada mais alta valendo 1	104
5.50	Controle da senoide na posição Y com amplitude de 60m e controle da reta linear na posição X	105
5.51	Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 60m e coeficiente da derivada livre valendo 0,5	106
5.52	Controle da senoide na posição Y com amplitude de 60m e controle da reta linear na posição X com mudança no controlador .	107
5.53	Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 60m e coeficiente da derivada livre valendo 0,5 e ajuste no ganho . . .	108
5.54	Controle da senoide na posição Y com amplitude de 60m e controle da reta linear na posição X com nova mudança no controlador	109
5.55	Controle com atuador da taxa de arfagem para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	110
5.56	Controle com atuador da taxa de arfagem para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	111
5.57	Controle com atuador da taxa de arfagem para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	111
5.58	Controle com atuador da taxa de arfagem para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	112
5.59	Controle com atuador da taxa de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	113
5.60	Controle com atuador da taxa de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	113
5.61	Controle com atuador da taxa de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	114
5.62	Controle com atuador da taxa de rolamento para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	114

5.63	Controle com atuador da taxa de guinada para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	115
5.64	Controle com atuador da taxa de guinada para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 5°/s	116
5.65	Controle com atuador da taxa de guinada para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	116
5.66	Controle com atuador da taxa de guinada para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 20°/s	117
5.67	Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 5°	118
5.68	Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 5°	118
5.69	Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 18°	119
5.70	Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 18°	119
5.71	Controle com atuador do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 20°	120
5.72	Controle com atuador do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e <i>doublet</i> de 20°	121
5.73	Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 1 m/s e <i>doublet</i> de 60°	121
5.74	Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10 m/s e <i>doublet</i> de 60°	122
5.75	Controle do ângulo de proa para velocidade inicial de 1m/s . . .	123
5.76	Controle do ângulo de proa para velocidade inicial de 20m/s . .	123
5.77	Controle com atuador do ângulo de ataque para velocidade inicial de 15m/s e <i>doublet</i> de 5°	124
5.78	Controle com atuador do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e <i>doublet</i> de 5°	125
5.79	Controle com atuador do ângulo de ataque para velocidade inicial de 15m/s e <i>doublet</i> de 10°	125
5.80	Controle com atuador do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e <i>doublet</i> de 10°	126

5.81	Controle com atuador da posição Y para velocidade inicial de 1m/s	127
5.82	Controle com atuador da posição Y para velocidade inicial de 20m/s	127
5.83	Controle com atuador da rampa de velocidade com velocidade inicial de 1m/s e amplitude de 5m/s	128
5.84	Exigências civis, marcação dos autovalores para arfagem	135
5.85	Exigências militares, marcação dos autovalores para arfagem . .	135
5.86	Exigências civis, marcação dos autovalores para rolamento . . .	136
5.87	Exigências militares, marcação dos autovalores para rolamento .	136
5.88	Resposta para pequenas mudanças de atitude	137
5.89	Resposta do código de simulação somada com a resposta utilizando atuador para rolamento	138
5.90	Resposta do código de simulação somado a resposta utilizando atuador e batimento para rolamento	139
5.91	Resposta com acréscimo das equações do atuador e do batimento	140
5.92	Marcação dos pontos no diagrama de bode	141
5.93	Diagrama de bode da aeronave Bo105 voando a 80kts,(PADFIELD,2007)	142
5.94	Diagrama de bode da aeronave Super Lynx voando a 80kts	142
5.95	Regiões e níveis de qualidades de vôo para resposta em rolamento: (a) aquisição e rastreamento de dados; (b) MTE-UTC: igual a 1; (c) MTE-UTC: maior que 1.	143
5.96	Degrau de aproximadamente 12° e velocidade de 0,01m/s	143
5.97	Degrau de aproximadamente 12° e velocidade de 10m/s	144
5.98	Degrau de aproximadamente 12° e velocidade de 20m/s	144
5.99	Degrau de aproximadamente 20° e velocidade de 0,01m/s	145
5.100	Degrau de aproximadamente 20° e velocidade de 10m/s	145
5.101	Degrau de aproximadamente 20° e velocidade de 20m/s	146
5.102	Degrau de aproximadamente 30° e velocidade de 0,01m/s	146
5.103	Degrau de aproximadamente 30° e velocidade de 10m/s	147
5.104	Degrau de aproximadamente 30° e velocidade de 20m/s	147
5.105	Localização dos pontos: Aquisição e rastreamento de alvos . . .	148

5.106	Localização dos pontos:Classificação para MTEs gerais	148
A.1	Trecho do código desenvolvido no relatório projeto 351	160
B.1	Imagem em voo da aeronave modelo Bo105 S123	180
B.2	Dimensões externas da aeronave modelo Bo105 S123	180
B.3	Imagem em voo da aeronave modelo Puma SA330	181
B.4	Dimensões externas da aeronave modelo Puma SA330	181
B.5	Imagem em voo da aeronave modelo Lynx ZD559	182
B.6	Dimensões externas da aeronave modelo Lynx ZD559	182
B.7	Velocidade total e ângulos para voo nivelado	185
B.8	Taxas de rolamento, guinada e arfagem e altitude para voo nivelado	186
B.9	Inflow no rotor principal e no rotor de cauda para voo nivelado .	186
B.10	Comandos para controle de voo nivelado	187
B.11	Ângulos de batimento para voo nivelado	187
B.12	Componentes da velocidade e velocidade total para voo nivelado	188
B.13	posições X e Y para voo nivelado	188
B.14	Velocidade total e ângulos para voo com <i>doublet</i> no longitudinal cíclico	189
B.15	Taxas de rolamento, guinada e arfagem e altitude para voo com <i>doublet</i> no longitudinal cíclico	190
B.16	<i>Inflow</i> no rotor principal e no rotor de cauda para voo com <i>doublet</i> no longitudinal cíclico	190
B.17	Comandos para controle de voo nivelado com <i>doublet</i> no longitudinal cíclico	191
B.18	Ângulos de batimento para voo com <i>doublet</i> no longitudinal cíclico	191
B.19	Componentes da velocidade e velocidade total para voo com <i>doublet</i> no longitudinal cíclico	192
B.20	posições X e Y para voo com <i>doublet</i> no longitudinal cíclico . .	192
B.21	Apresentação geral do controlador sem a utilização de atuadores	193
B.22	Apresentação da distribuição dos controladores para cada controle necessário	194

B.23	Apresentação da montagem para controlador de grau 1	194
B.24	Apresentação da montagem para controlador de grau 2	194
B.25	Apresentação da montagem para controlador de grau 3	195
B.26	Apresentação geral do controlador com a utilização de atuadores	195
B.27	Apresentação da distribuição dos controladores para cada controle necessário com atuadores	196
B.28	Apresentação da montagem para controlador de grau 1 com atuador	196
B.29	Apresentação da montagem para controlador de grau 2 com atuador	197
B.30	Apresentação da montagem para controlador de grau 3 com atuador	197
B.31	Diagrama de bode, ϕ/θ_{1s}	198
B.32	Diagrama de bode, θ/θ_{1s}	199
B.33	Diagrama de bode, p/θ_{1c}	199
B.34	Diagrama de bode, q/θ_{1s}	200

Lista de Tabelas

4.1	Matriz de estabilidade - A (Autor)	56
4.2	Matriz de controle - B (Autor)	57
4.3	Matriz de autovalores (Autor)	57
4.4	Matriz de autovalores para condição lateral	60
4.5	Autovalores para condição lateral	60
4.6	Matriz de autovalores para condição lateral	60
4.7	Autovalores para condição longitudinal	60
5.1	parâmetros dos controladores para amplitude de 30m	101
5.2	parâmetros dos observadores para amplitude de 30m	102
5.3	parâmetros dos controladores para amplitude de 60m	104
5.4	parâmetros dos observadores para amplitude de 60m	104
5.5	Parâmetros dos controladores modificados para amplitude de 60m	106
5.6	Parâmetros dos observadores modificados para amplitude de 60m	106
5.7	Parâmetros dos controladores aumentado ganho do controlador	107
5.8	Parâmetros dos observadores aumentado ganho do controlador	108
5.9	Matriz de estabilidade	129
5.10	Matriz de controle	129
5.11	Matriz de estabilidade e autovalores para o lateral cíclico	130
5.12	Matriz de estabilidade e autovalores para o longitudinal cíclico	130
5.13	Matriz de estabilidade e matriz de controle , velocidade de 0,01m/s	131
5.14	Matriz de estabilidade e matriz de controle, velocidade de 60m/s	132
5.15	Matriz de estabilidade e autovalores para o lateral cíclico, velocidade de 0,01m/s	133

5.16	Matriz de estabilidade e autovalores para o longitudinal cíclico, velocidade de 0,01m/s	133
5.17	Matriz de estabilidade e autovalores para o lateral cíclico, velocidade de 60m/s	134
5.18	Matriz de estabilidade e autovalores para o longitudinal cíclico, velocidade de 60m/s	134
5.19	Características das qualidades de vôo da resposta em rolamento .	140
5.20	Classificação das respostas da aeronave em manobras de rolamento	148
5.21	1ª Classificação das qualidades de voo da aeronave Super-Lynx .	149
5.22	2ª Classificação das qualidades de voo da aeronave Super-Lynx .	149
5.23	3ª Classificação das qualidades de voo da aeronave Super-Lynx .	149
5.24	4ª Classificação das qualidades de voo da aeronave Super-Lynx .	149
B.1	Dados gerais das aeronaves	183
B.2	Rotor de Cauda	184
B.3	Empenagem horizontal	184
B.4	Empenagem vertical	184
B.5	Fuselagem	184
B.6	Matriz de estabilidade - atitude de 1000m	198
B.7	Matriz de controle - altitude de 1000m	198

Lista de Símbolos

A	Matriz de Estabilidade	(-)
B	Matriz de Controle	(-)
A_d	Área do disco do rotor	(m^2, ft^2)
A_0	Curva de sustentação das pás do rotor principal	(-)
α	Ângulo de ataque	(deg,rad)
$\alpha_{ciclico}$	Ângulo de ataque do comando cíclico	(deg,rad)
α_{fus}	Ângulo de ataque da fuselagem	(deg,rad)
α_{total}	Ângulo de ataque total	(deg,rad)
α_{1sw}	Componente cosseno da incidência das pás do rotor	(deg,rad)
α_{1cw}	Componente seno efetivo da incidência das pás do rotor	(deg,rad)
a_x, a_y, a_z	Aceleração nos eixos x, y e z	(m/s^2)
β	Ângulo de derrapagem	(deg,rad)
β_0	Ângulo de derrapagem	(deg,rad)
β_{1c}	Ângulo de batimento lateral	(deg,rad)
β_{1s}	Ângulo de batimento longitudinal	(deg,rad)
β_{1cw}, β_{1sw}	Componentes do batimento total definidos no hub-wind	(deg,rad)
θ_0, θ_{0tr}	Deflexão de controle coletivo e pedal	(deg)
θ_{1s}, θ_{1c}	Deflexão de controle cíclico longitudinal e lateral	(deg)
θ_{tw}	Torção linear da pá do rotor principal	(deg)
θ	Ângulo de atitude	(deg)
θ_{1s}	Deflexão no longitudinal cíclico	(rad)
θ_{1c}	Deflexão no lateral cíclico	(rad)
p	Taxa de rolamento	(deg/s)
q	Taxa de arfagem	(deg/s)
r	Taxa de guinada	(deg/s)

u	Velocidade no eixo longitudinal da aeronave	(m/s)
v	Velocidade no eixo lateral da aeronave	(m/s)
w	Velocidade no eixo vertical da aeronave	(m/s)
H, h	Altitude da aeronave(m)	(m)
L	Momento de rolamento em relação ao eixo x da aeronave	(N*m)
M	Momento de arfagem em relação ao eixo y da aeronave	(N*m)
N	Momento de guinada em relação ao eixo z da aeronave	(N*m)
V	Velocidade total da aeronave	(m/s)
m	Massa da aeronave	(kg)
I_{xx}	Momento de Inércia em relação ao eixo x	(kg.m ²)
I_{yy}	Momento de Inércia em relação ao eixo y	(kg.m ²)
I_{zz}	Momento de Inércia em relação ao eixo z	(kg.m ²)
I_{xz}	Produto de Inércia de massa em relação ao eixo x e z	(kg.m ²)
X	força externa resultante no eixo x da aeronave	(N)
Y	Força externa resultante no eixo y da aeronave	(N)
Z	Força externa resultante no eixo z da aeronave	(N)
CL_{α}	Derivada do coeficiente de sustentação do rotor principal em relação ao ângulo de ataque	(-)
$CL_{\alpha tr}$	Derivada do Coeficiente de sustentação do rotor de cauda em relação ao ângulo de ataque	(-)
$CL_{\alpha ht}$	Derivada do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal em relação ao ângulo de ataque	(-)
$CL_{\alpha vt}$	Derivada do coeficiente de sustentação da empenagem vertical em relação ao ângulo de ataque	(-)
Ω	Velocidade angular do rotor principal	(rad/s)
R_{tr}	Raio do rotor de cauda	(m)
R	Raio do rotor principal	(m)
γ_s	Ângulo do eixo	(deg)
X_{cg}	localização do centro de gravidade (centro de massa)	(m)
μ	Espessura da camada limite regulador integrativo universal	(-)
σ	Integrador condicional	(-)
ρ	Grau relativo	(-)
Ma	Número de Mach	(-)

λ	Inflow total no rotor principal	(-)
λ_0, λ_{0tr}	Inflow uniforme no rotor principal/cauda	(-)
$\lambda_{1c}, \lambda_{1s}$	Harmônicos do inflow	(-)
λ_β	Razão de frequência de batimento	(-)
I_β	Momento de inércia das pás do rotor principal	($kg.m^2$)
M_β	Primeiro momento de inércia das pás do rotor principal	($kg.m$)
K_β	Rigidez do rotor	($N*m/rad$)
$\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$	Acelerações angulares nos eixos x, y e z do helicóptero	(deg/s^2)
\bar{U}_P	Componente normal da velocidade que incide nos perfis aerodinâmicos do rotor	($m/s, ft/s$)
\bar{U}_T	Componente tangencial da velocidade que incide nos perfis aerodinâmicos do rotor	($m/s, ft/s$)
X_{hw}, Y_{hw}	Forças no rotor, orientadas pelo azimute	(N, lbf)
ce_{tr}	Corda média da pá do rotor de cauda	(m)
l_{tr}	Distância horizontal da parte de aplicação da força no rotor de cauda até o CG	(m)
h_{tr}	Distância vertical da parte de aplicação da força no rotor de cauda até o CG	(m)
l_{ht}	Distância horizontal do ponto de referência da	(m)
h_{vt}	Distância horizontal do ponto referência da fuselagem até o ponto de aplicação da carga de guinada	(m)
l_{vt}	Distância vertical do ponto de referência da fuselagem até o ponto de aplicação da força de guinada	(m)
F_L	Força de sustentação local	(N)
F_N	Força de sustentação normal	(N)
C_{xw}, C_{yw}, C_{zw}	Coefficientes de força	(-)
N_b	Numero de pás do rotor	(-)
$F^{(1)}, F^{(2)}$	força de sustentação na pá do rotor	(N)
$F^{(1)}, F^{(2)}$	força de arrasto no plano do rotor	(N)

F_0^1	Componente de força no rotor principal	N
F_0^1	Componente cosseno de um por rotação de F^1	(-)
F_{1s}^1	Componente seno de um por rotação de F^1	(-)
F_{2c}^1	Componente cosseno de dois por rotação de F^1	(-)
F_{2s}^1	Componente seno de um por rotação de F^1	(-)
F_{1c}^2	Componente cosseno de um por rotação de F^2	(-)
F_{1s}^2	Componente seno de um por rotação de F^2	(-)
ϕ	Ângulo de rolamento	(deg)
ψ	Ângulo de proa	(deg)
c	Corda média da pá	(m,ft)
μ_x, μ_y, μ_z	Componentes de mi nos eixos x, y e z do helicóptero	(ΩR)
a_{xb}, a_{yb}, a_{zb}	Componentes da aceleração no elemento de pá	(m/s^2)

Lista de Abreviaturas

RIU	Regulador Integrativo Universal
CG	Centro de Gravidade
MIMO	<i>Multiple Input, Multiple Output</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
OFE	<i>Operational Flight Envelope</i>
HQR	<i>Handling Qualities Ratings</i>
MTE	<i>Mission Task Element</i>
UCE	<i>Usable Cue Enviroments</i>
AC	<i>Attitude Command</i>
TRC	<i>Translational Rate Command</i>
RC	<i>Rate command</i>
RT	<i>Rate Command</i>
CNTH	Centro Nacional de Tecnologias em Helicópteros
UNIFEI	Universidade Federal de Itajuba
CAS	Sistema de Aumento de Controle
PA	Piloto Automático
SAS	Sistema de Aumento de Estabilidade
CFD	<i>Computational Fluid Dynamics</i>
CSD	<i>Computational Structural Dynamics</i>

Capítulo 1

Introdução

1.1 Justificativa

Assim como no desenvolvimento de aeronaves de asas fixas, as aeronaves de asas rotativas são projetadas para serem capazes de cumprir determinadas missões, as quais envolvem inúmeras manobras. As manobras exigidas incluem a decolagem, subida, voo de cruzeiro, voo pairado, aproximação e finalmente o pouso da aeronave. No caso particular de aeronaves de asas rotativas, os modelos não são sempre tão precisos como nos modelos matemáticos de aeronaves de asas fixas. Flexibilidade estrutural dos rotores e escoamento não estacionário (HAYCOCK & GRANT, 2011) causam efeitos que se não considerados de forma apropriada, irão produzir imprecisões nos resultados.

De acordo com o conhecimento atual do autor, no Brasil, as pesquisas relacionadas à dinâmica e controle de voo de Helicópteros, são em maioria realizadas pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica(ITA) e pelo Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo(IPEV), em São José dos Campos. Esta situação começou a mudar por volta de 2011, com a ideia da possível criação do Centro Nacional de Tecnologia em Helicópteros(CNTH). Desde aquele ano, a Unifei estava participando de estudos e reuniões com alguns setores do governo estadual e federal para criação do CNTH. Em 2013, foram iniciadas pesquisas relativas ao projeto e desenvolvimento de futuros simuladores de voo de Helicópteros. As pesquisas iniciais estariam focadas na implementação de modelos

matemáticos e simulações numéricas de voo de Helicópteros (SOUSA, 2016). A ideia da criação do CNTH foi cancelada, mas as pesquisas relacionadas ao uso de simulações de voo de Helicópteros continuam.

Em Sousa(2016) foi desenvolvido um código numérico de simulação do helicóptero Bo-105. Roque(2015) modificou o código de forma a implementar dados do helicóptero AS-355, tirados a partir do trabalho de Cruz(2009). A utilização do Regulador Integrativo Universal(RIU) no controle da dinâmica de voo de Helicópteros e sua aplicação para distintas relações de velocidades e amplitudes se apresenta como uma novidade, já que a utilização em aeronaves de asas fixas já é realizada, conforme pode ser encontrado em Campos(2017), Méndez(2018), Santos *et al.*(2017),etc.

O conhecimento do comportamento em voo da aeronave é primordial para a garantia de um funcionamento adequado, essencial para o cumprimento com eficiência da missão requerida. Modelagens mais precisas permitem um estudo mais detalhado de trimabilidade, estabilidade e autoridade de controle. As informações obtidas com estes estudos, permitem a avaliação das qualidades de voo, ainda na fase de projeto.

Os resultados encontrados nas simulações devem apresentar satisfatório grau de representatividade, garantindo assim a validação do modelo. O modelo validado implica em resultados obtidos das simulações de voo próximos dos resultados que seriam obtidos em voo, caso fossem testadas as mesmas manobras simuladas. Uma ferramenta muito importante para se realizar simulações de voo é o simulador de voo.

As Figuras 1.1 e 1.2 apresentam simuladores de voo utilizados para analisar o comportamento dinâmico da aeronave e para realizar o treinamento pilotos. As avaliações feitas no simulador, podem classificar o modelo da aeronave simulada, como adequado(válido) ou não. Se não for considerado válido, correções deverão ser feitas no modelo matemático, contido no código numérico de simulação. Para que isso seja possível, é muito importante que seja realizada a escolha de pilotos experientes para realização destes testes.



Figura 1.1: Vista interna de um simulador tripulado (G1, 2012)



Figura 1.2: Simulador tripulado (AVIATIONNEWS.EU, 2010)

Sendo a aeronave comandada pelo piloto, um item a ser avaliado para o correto cumprimento da missão, são as qualidades de voo (PADFIELD, 2007). As qualidades de voo definem a capacidade do piloto comandar as manobras necessárias para o cumprimento da missão, com precisão e carga de trabalho adequada (STEVENS & LEWIS, 1992, HAYCOCK & GRANT, 2011).

A análise das qualidades de voo, pode e é feita por meio de ensaios em voo quando o protótipo já existe. Mas, nas últimas décadas, tem havido um uso cada vez maior da modelagem matemática de aeronaves de asa fixa e de asa rotativa. A ideia de implementar simulações de voo utilizando modelos matemáticos da

aeronave em desenvolvimento está sendo praticada e estas simulações permitem a verificação das qualidades de voo e do atendimento aos requisitos de certificação (SOUSA *et al.*, 2016b). Ao se verificar problemas de projeto, pode-se atuar pontualmente, garantindo melhorias rápidas e com baixo custo. Informações referentes à estabilidade, controlabilidade e manobrabilidade auxiliam nas análises de qualidades de voo (SOUSA, 2016), (MOORHOUSE & WOODCOCK, 1981) e (ADS-33E,2000).

Vale lembrar que independente da aeronave projetada possuir ou não qualidades de voo adequadas, sistemas artificiais de controle de voo automático podem ser implementados com o intuito de aumentar a estabilidade das aeronaves (STEVENS & LEWIS, 1992), aumentar o controle das aeronaves durante as manobras (CAS) (STEVENS & LEWIS, 1992), ou simplesmente permitir total controle automático em certas manobras, sem auxílio do piloto(*autopilot*)(STEVENS & LEWIS, 1992). Torna-se então interessante o projeto de leis de controle, e a técnica do Regulador Integrativo Universal uma alternativa para utilização em aeronaves de asas rotativas.

Para realização das análises de qualidades de voo, um modelo de simulação numérica deve ser utilizado. A Figura 1.3 apresenta todos os componentes de um simulador de voo. As análises aqui apresentadas ficaram restritas a área em destaque, ou seja, serão utilizados os modelos de simulação.

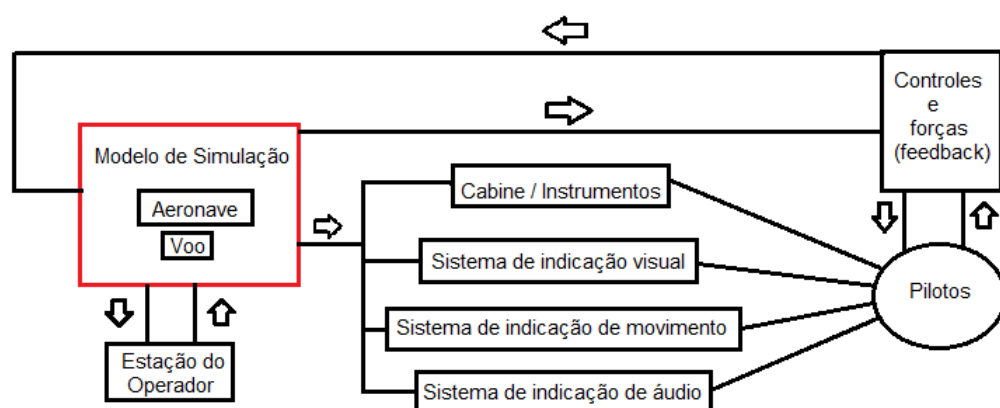


Figura 1.3: Arquitetura básica de um simulador de voo

Para dar continuidade aos estudos sobre helicópteros, neste trabalho foi re-

alizado a modelagem do helicóptero modelo Super Lynx, seguida da implementação de leis de controle de voo (utilizando a técnica do Regulador Integrativo Universal), finalizando com análises iniciais de qualidades de voo.

1.2 Objetivos

- Familiarização com a dinâmica, simulação e controle de voo de Helicópteros;
- Implementação do helicóptero modelo Super Lynx ao código de simulação numérica apresentado em Sousa(2016);
- Aplicação da técnica do Regulador Integrativo Universal no controle do voo da aeronave de asas rotativas modelo Super Lynx;
- Realizar análises iniciais de qualidades de voo do helicóptero modelo Super Lynx, nas quais o controlador vai "simular" o piloto.

1.3 Resumo dos Capítulos

Este trabalho discorre sobre dinâmica de voo de helicópteros, sobre a utilização do Regulador Integrativo Universal e apresenta um estudo sobre qualidades de voo em relação ao eixo longitudinal (eixo de rolamento).

No capítulo 1, foi apresentado o contexto, motivação e objetivos para que a pesquisa fosse desenvolvida.

No capítulo 2, realizou-se uma revisão bibliográfica sobre modelagem, simulação e qualidades de voo de helicópteros.

No capítulo 3, realizou-se a apresentação das equações que permitiram o cálculo da dinâmica de voo da aeronave. Definiu-se também o Regulador Integrativo Universal (RIU), componente básico presente em todos os controladores projetados, os quais foram representados graficamente por diagramas de blocos,

seguido por uma introdução as análises de qualidades de voo e apresentação do helicóptero em estudo.

No capítulo 4 , inicialmente foram apresentadas simulações para duas condições em estudo, a primeira consistiu em um voo na condição trimada, já a segunda apresentou um *doublet* no comando longitudinal cíclico. Em seguida foi realizada a linearização do modelo, com sua respectiva análise e apresentação de suas respectivas matrizes linearizadas. Foram apresentadas também as simulações com aplicação de controladores e com a aplicação de atuadores nos controladores, finalizando com uma análise inicial de qualidades de voo.

No capítulo 5, foram apresentadas as conclusões obtidas com a realização do trabalho e realizada a apresentação de alguns temas para próximas pesquisas a serem realizadas.

Capítulo 2

Revisão Bibliográfica

A preocupação com a resposta da aeronave em voo abrange tanto o desempenho de seus componentes mecânicos quanto a interação aerodinâmica existente. Os diversos modelos de aeronaves precisam se comportar em voo de forma equilibrada e estável, garantindo a segurança e o cumprimento das missões realizadas.

Estudos envolvendo aeronaves de asas rotativas seguem a mesma linha dos estudos realizados para aeronaves de asas fixas. Uma grande dificuldade nessas análises deve-se também ao fato da existência do rotor principal e seus graus de liberdade, essenciais para obtenção do funcionamento adequado. A complexidade de construção e de funcionamento do rotor exige que estudos sejam realizados para que se conheça com mais fidelidade o comportamento deste em voo. A modelagem aerodinâmica de rotores realizando voo pairado (HARIHARAN *et al.*, 2015), a previsão de desempenho do perfil aerodinâmico NACA 8H12 com efeitos de transição laminar-turbulenta (DA SILVA *et al.*, 2015) e a simulações acopladas a CFD/CSD para um rotor de helicóptero em voo a frente e manobra (SHENG *et al.*, 2013) são exemplos de estudos envolvendo este componente.

2.1 Modelagens e simulações

O conhecimento dos componentes, da estrutura e das interações aerodinâmicas, permitem que sejam implementados códigos que visam replicar o comportamento da aeronave real, permitindo assim estudos prévios sobre o comportamento da aeronave em voo. Pode-se então realizar as análises para aeronaves de asas rotativas.

Taamallah(2011), realizou a modelagem dinâmica de voo para um UAV de helicóptero *Flybarless* de pequena escala.

Wei *et al.*(2015), utilizaram um método de identificação de associação de conjunto para modelagem dinâmica de voo de helicóptero.

Sousa *et al.*(2016a), realizaram a implementação de um código de simulação numérica da dinâmica de voo de aeronaves de asas rotativas.

Roque(2016) realizou o estudo da simulação dinâmica do comportamento em voo do helicóptero e analisou a simulação da aeronave AS355-F2 esquilo.

Os códigos implementados também podem ser utilizados em simuladores de voo e são importantíssimos tanto para treinamento de pilotos, quanto para avaliações destes códigos. Estas atividades, permitem a redução do custo para formação de pilotos e a validação dos códigos desenvolvidos. O projeto do simulador de voo de pesquisa DLR AVES (DUDA *et al.*), 2013), a seleção de parâmetros de movimento para simuladores de voo (BILIMORIA *et al.*, 2015), o desenvolvimento de um modelo dinâmico linear e não linear a ser utilizado em simuladores de voo (CRUZ, 2009) e a identificação de parâmetros para calibração do software do simulador de voo, permitindo um treinamento real da tripulação (SUMIDA *et al.*, 2015), são exemplos de estudos realizados que evidenciam a importância destes simuladores.

2.2 Leis de Controle de Voo

Implementado o código de simulação numérica que representa a aeronave estudada, utiliza-se do controle para substituir o piloto tanto em emergências quanto em atuações de alto risco (monitoramento de território inimigo ou proteção de fronteiras). Esta utilização se iniciou com o primeiro sistema de controle automático de voo que foi realizado pela *Sperry Gyroscope Company* e testado em 1914, conforme informado por Stevens & Lewis (1992).

Na década de 1930 em diante, o desenvolvimento de aeronaves permitiu com ele o desenvolvimento do controle clássico.

Evans (1950), descreveu sobre a técnica de análise de lugar das raízes e análises sobre estabilidade de aeronaves controladas por piloto automático começaram a aparecer.

Slotine *et al.* (1991), sugeriu o uso de técnicas robustas de controle não linear como o controle por modos deslizantes (SMC).

Xu *et al.* (2004) utilizou modos deslizantes no controle da dinâmica longitudinal de uma aeronave supersônica.

Seshagiri & Khalil (2005) chamam a atenção para a dinâmica de alta frequência não modelada, que pode ser exitada na busca da redução dos erros quando se aumenta o ganho dos controladores, propondo o uso do Regulador Integrativo Universal.

Da Silva (2007) utilizou-se da técnica de controle por modos deslizantes para controle da dinâmica longitudinal de uma aeronave hipersônica.

Dentre os diversos tipos de controles utilizados para realizar o projeto das leis de controle, neste trabalho será utilizada a técnica do Regulador Integrativo Universal. Técnica esta que apresenta sua expressão definida em Seshagiri & Khalil (2005) e a qual exige que se conheça somente o grau relativo do sistema e o sinal de alta frequência para sua determinação.

Sousa & Paglione (2012), ao realizarem a proposição de valores para os graus relativos de parâmetros da dinâmica de voo de aeronaves, fizeram a uti-

lização da técnica do Regulador Integrativo Universal para controle de voo de uma aeronave de asa fixa.

Campos(2017), comparou diferentes técnicas de controle, inclusive o Regulador Integrativo Universal para aeronave de asa fixa e uma aeronave de asa flexível.

Santos(2017), ao controlar uma aeronave com defeito induzido no aileron, utilizou a técnica do Regulador Integrativo Universal para uma aeronave de asa fixa.

Méndez(2018), realizou um estudo detalhado do Regulador Integrativo Universal, realizando sua aplicação e implementação numérica e depois comparou com outras técnicas, as quais foram aplicadas a uma aeronave de asa fixa.

Neste trabalho a técnica do regulador integrativo universal foi usada para controlar o voo do helicóptero Super-Lynx.

2.3 Análises de Qualidades de Voo

Após realizado o estudo dos componentes, a modelagem matemática da aeronave e ser realizado o controle, deve-se fechar as análises com o estudo das qualidades de voo. As qualidades de voo de um helicóptero, considerando um movimento com 6 graus de liberdade, referente a sua estabilidade dinâmica e de sua resposta ao comando foi realizada por Johnson(1980).

Hoh(1988), realizou a análise em tarefas que exigem entradas no comando com pequena amplitude e grande frequência, como tarefas de alto ganho, fazem com que diferentes características de respostas a uma entrada do tipo degrau levam a um mesmo HQR(*Handling Qualities Rating*).

Cooke & Fitzpatrick(2002) realizaram a divisão na avaliação das qualidades de voo das aeronaves de asas rotativas em: características mecânicas dos comandos, da estabilidade estática, estabilidade em manobra e etc.

Ogawa(2015) realizou um estudo sobre qualidade de voo no modo longitudinal.

Arantes(2016), realizou análises das qualidades de voo nos eixos longitudinal e lateral de uma aeronave de asa rotativa.

Frente a essa possibilidade de estudo, a análise inicial das qualidades de voo da aeronave modelo Super Lynx é importante para ampliar os estudos sobre aeronaves de asas rotativas na UNIFEI e conseqüentemente no Brasil. O projeto do helicóptero e de leis de controle de voo, para que as aeronaves possam ter qualidades de voo adequadas para o cumprimento da missão prevista, também se torna importante a engenheiros e projetistas.

Capítulo 3

Fundamentos Teóricos

3.1 Dinâmica de Voo de Helicópteros

Os Helicópteros se apresentam como máquinas versáteis com capacidade de suprir necessidades tanto de transporte de passageiros quanto de carga. Este tipo de aeronave se caracteriza por impulsionar o ar através da fuselagem após a passagem deste pelo rotor principal. A passagem pelas pás resultam na criação de forças, as quais somadas irão gerar a sustentação da aeronave. O rotor principal atua com elevada rotação (entre 27 e 53rad/s, valores tirados de PADFIELD(2007) E PROUTY(1990)) e a inclinação das pás em relação ao plano de atuação do rotor altera as forças aerodinâmicas geradas, permitindo assim manobras verticais, avanços e recuos, além de deslocamentos laterais conforme decisão prévia do piloto.

Um bom helicóptero deve fornecer ao piloto condições mínimas adequadas para a realização de suas tarefas, condições estas que garantem o cumprimento da missão com segurança para o piloto, tripulantes e carga transportada. As missões podem ser realizadas envolvendo uma combinação de voos pairados e voos a frente, as quais serão limitadas pela manobrabilidade apresentada pela aeronave. Em Cruz(2009), foi definido o termo manobrabilidade como sendo a habilidade apresentada pela aeronave quando exigida a mudança de direção, respeitando o envelope de voo, a facilidade e a precisão requerida para realização da manobra. Estas características podem limitar a atuação da aeronave no

transporte de cargas ou passageiros e em manobras que exijam grandes razões de subida ou mudanças rápidas de direção.

Ao se projetar aeronaves de asas rotativas, uma boa estabilidade é desejada e conforme definido em ANAC(2008), representa uma propriedade de massa ou corpo que garante que a estrutura perturbada gere forças e momentos que tendem a restaurar as condições iniciais. Além da estabilidade, a controlabilidade e a manobrabilidade devem se balancear, sendo estas definidas como a capacidade de retirada da aeronave de sua condição de equilíbrio, alcançando e mantendo esta em outra condição, e a retirada da aeronave de sua condição de equilíbrio comandando manobras, respectivamente.

A localização no helicóptero de seu centro de gravidade é essencial para que se possa relacionar a este ponto, as forças e momentos atuantes na aeronave. Acompanhando a eixo longitudinal da aeronave, ou seja, seu plano de simetria, define-se o eixo x (Figura 3.1), no qual estará aplicada a força longitudinal (X), o momento de rolamento (L), a velocidade angular de rolamento (p) e o componente da velocidade total da aeronave, u . Perpendicularmente a este eixo e com origem no centro de gravidade, temos o eixo lateral y , no qual estará aplicada a força lateral (Y) o momento de arfagem (M), a velocidade angular arfagem (q) e o componente de velocidade total da aeronave, v . Finalizando a definição dos eixos originários no centro de gravidade do helicóptero, tem-se o eixo z , perpendicular aos eixos x e y e com orientação para baixo. No eixo z estará aplicada a força (Z), o momento de guinada (N), a velocidade angular de guinada (r) e o componente da velocidade total da aeronave, w .

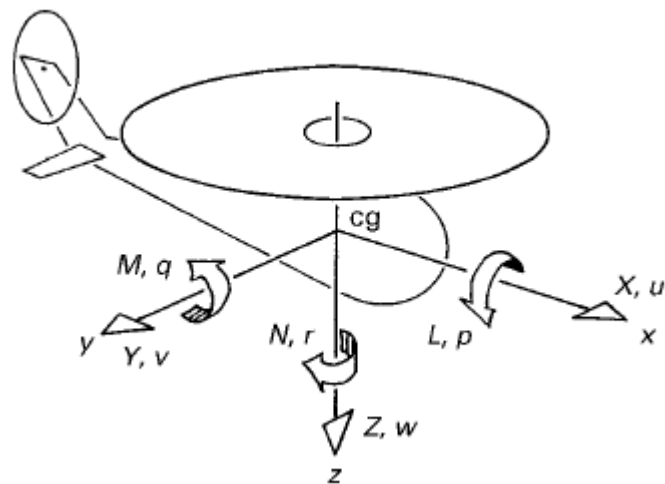


Figura 3.1: Sistema de coordenadas da aeronave (Padfield,2007)

Nas atuações do piloto sobre os pedais (rotor de cauda), coletivo (rotor principal), cíclico (rotor principal) e sobre a manete de combustível(rotor principal), as variações nas forças e momentos produzidas.

A análise das aeronaves de asas rotativas seguem os mesmos princípios utilizados para um avião convencional (VIEIRA & SERAPIÃO, 2013). O início da análise da dinâmica do helicóptero deve ser feita com a apresentação das forças e momentos atuantes na aeronave, nota-se então a presença da sustentação, do peso, da tração e do arrasto. Estas forças se originam devido a massa da aeronave e das interações aerodinâmicas envolvendo a aeronave e a atmosfera. A Figura 3.2 apresenta as forças geradas nessas interações.

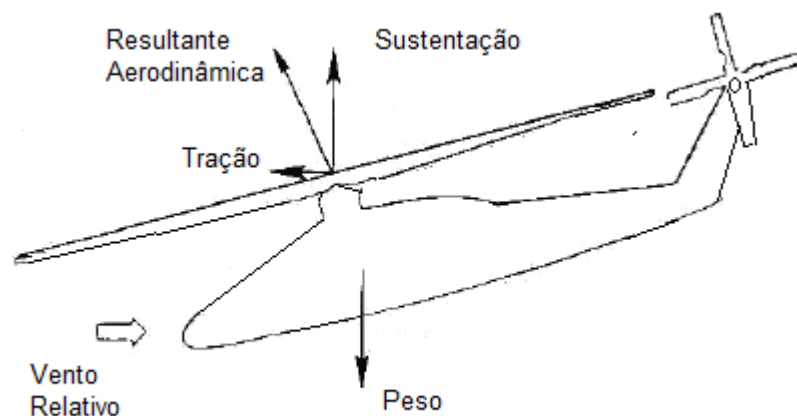


Figura 3.2: Forças básicas atuantes na aeronave,(Sérvulo & Saba,2016)

De forma simplificada, a sustentação gerada para viabilizar o voo da aeronave se deve as interações existentes entre o movimento e angulação das pás com o ar local que envolve a aeronave, o conhecimento do Teorema de Bernoulli ajuda na realização deste entendimento. Pode-se dizer que "Quanto maior a velocidade do escoamento, maior será a pressão dinâmica e menor será a pressão estática", ou seja, ao colocar um perfil aerodinâmico em um escoamento, a massa de ar que enfrenta um "caminho" maior para chegar ao bordo de fuga, apresentará uma maior pressão dinâmica e com isso haverá menor pressão estática no extradorso, e vice-versa.¹

Nos Helicópteros, os fenômenos presentes durante a interação das pás com o escoamento, são fundamentais para realização do voo da aeronave e influenciam na medida do ângulo de ataque encontrado pela pá em seu movimento. Portanto, devem ser consideradas estas influencias para que se consiga realizar o calculo correto do coeficiente de sustentação e conseqüentemente o calculo do valor da força de sustentação. A Equação 3.1 apresenta os termos que definem o valor do ângulo de ataque total, (ROQUE, 2016).

$$\alpha_{total} = \alpha_{fus} + \alpha_{ciclico} + \beta + \lambda \quad (3.1)$$

Onde:

α_{total} é o ângulo de ataque total;

α_{fus} é o ângulo do escoamento com a fuselagem. Este ângulo é fixo e representa a inclinação da fuselagem com relação ao vetor velocidade;

$\alpha_{ciclico}$ é o ângulo de ataque cíclico. Este ângulo é variado atuando pontualmente através do comandado do manche do piloto;

β é o batimento. Este é o nome para o movimento em que a pá faz para cima e para baixo;

$\lambda(Inflow)$ - pode ser entendido também como *downwash* no rotor principal. É

¹Existem explicações aerodinâmicas mais detalhadas para explicar a produção da força de sustentação. Explicações que incluem a condição de Kutta, conceitos de starting-vortex, de Circulação, Teorema de Kutta-Joukowski, junto com o Teorema de Bernoulli. A explicação comentada apresenta a idéia, mas não está completa. Para maiores informações, consultar Anderson(2017).

a massa de ar deslocada para baixo devido ao movimento do rotor principal e para o lado devido ao movimento do rotor de cauda.

As pás do rotor principal da aeronave, onde são geradas as forças que permitem a sustentação e os movimentos da aeronave, fazem parte de um mecanismo que permite a pá apresentar alguns graus de liberdade. Serão descritos rapidamente, três movimentos apresentados pelas pás. O primeiro movimento, chamado de *Lead-lag*, representa o avanço e o recuo sofrido pela pá quando a pá está sujeita ao fenômeno do batimento(CRUZ). O segundo movimento, chamado de batimento, é causado pela variação da força de sustentação quando a pá percorre seu plano de rotação(fenômeno este conhecido como dissimetria de sustentação), a velocidade relativa da pá em relação ao vento varia quando a pá avança ou recua em relação ao seu eixo de rotação. Já o terceiro movimento, ocorre devido a rotação da pá em torno de seu eixo longitudinal, variação esta causada pela atuação do piloto no comando ou pela torção sofrida pela pá ao ser exposta a uma força aerodinâmica aplicada fora de seu eixo de flexão(CRUZ). A Figura 3.3 apresenta os eixos nos quais ocorrem os fenômenos e o comando descritos.

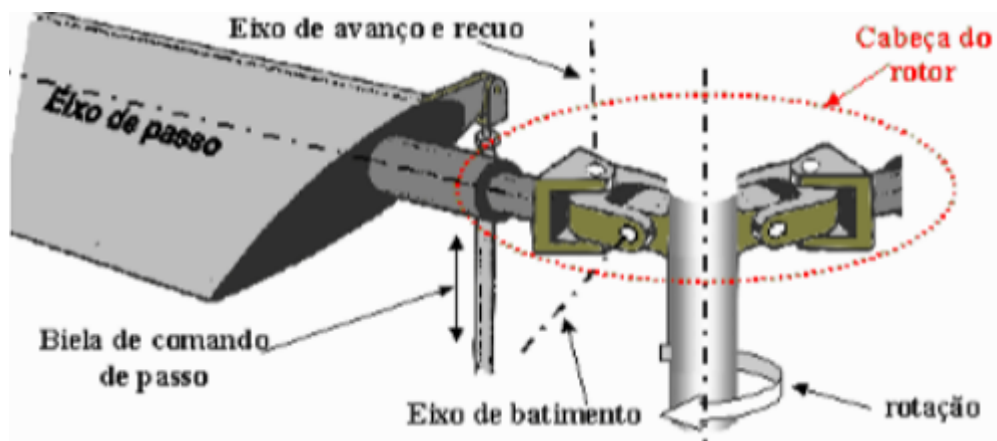


Figura 3.3: Eixos de batimento, *Lead-lag* e comando(Aerotecnia, 2019)

Após terem sido escritos de forma sucinta, as Equações 3.2 descrevem a dinâmica da aeronave, também apresentadas em Sousa *et al.*(2016) e melhor explicadas em Padfield(2007).

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= rv - qw - g\sin(\theta) + \frac{F_x}{m} \\
\dot{v} &= -ru + pw + g\sin(\phi)\cos(\theta) + \frac{F_y}{m} \\
\dot{w} &= qu - pv + g\cos(\phi)\cos(\theta) + \frac{F_z}{m} \\
\dot{\phi} &= p + \tan(\theta)[q\sin(\phi) + r\cos(\phi)] \\
\dot{\theta} &= q\cos(\phi) - r\sin(\phi) \\
\dot{\psi} &= \frac{q\sin(\phi) + r\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \\
\dot{p} &= (c_1r + c_2p)q + c_3Lr + c_4N \\
\dot{q} &= c_5pr - c_6(p^2 - r^2) + c_7M \\
\dot{r} &= (c_8p - c_2r)q + c_4Lr + c_9N \\
\dot{h} &= u\sin(\theta) - v\sin(\phi)\sin(\theta) - w\cos(\phi)\cos(\theta) \\
V &= \frac{u\dot{u} + v\dot{v} + w\dot{w}}{V}
\end{aligned} \tag{3.2}$$

Onde:

u , v e w são os componentes da velocidade total V descritas no sistema de eixos da aeronave;

p , q e r são as velocidades angulares em torno dos eixos x , y e z ;

ϕ , θ e ψ são os ângulos de Euler da aeronave, que dizem a orientação desta com relação ao sistema de eixos da terra;

h é a altitude da aeronave;

F_x , F_y e F_z são as componentes da força resultante, atuantes os eixos x , y e z da aeronave;

L_r , M e N são os momentos de rolamento, arfagem e guinada atuantes na aeronave.

Segundo Stevens & Lewis(1992), os momentos são gerados devido as forças aerodinâmicas em relação ao CG da aeronave e as constantes c_1 , c_2 , c_3 , c_4 , c_5 , c_6 , c_7 , c_8 , c_9 são expressas em função dos momentos de inércia da aeronave.

coeficiente c1

$$c_1 = \frac{(I_y - I_z) * I_z - I_{xz}}{\Gamma} \quad (3.3)$$

coeficiente c2

$$c_2 = \frac{(I_x - I_y + I_z) * I_{xz}}{\Gamma} \quad (3.4)$$

coeficiente c3

$$c_3 = \frac{I_z}{\Gamma} \quad (3.5)$$

coeficiente c4

$$c_4 = \frac{I_{xz}}{\Gamma} \quad (3.6)$$

coeficiente c5

$$c_5 = \frac{I_z - I_x}{I_y} \quad (3.7)$$

coeficiente c6

$$c_6 = \frac{I_{xz}}{I_y} \quad (3.8)$$

coeficiente c7

$$c_7 = \frac{1}{I_y} \quad (3.9)$$

coeficiente c8

$$c_8 = \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}}{\Gamma} \quad (3.10)$$

coeficiente c9

$$c_9 = \frac{I_x}{\Gamma} \quad (3.11)$$

Apresentada as equações que descrevem a dinâmica da aeronave, orientase o leitor a realizar uma leitura do Anexo 1 deste trabalho, o qual apresenta de forma mais detalhada das equações utilizadas.

3.2 Sistemas de Controle

Sistemas envolvendo controle são ferramentas que auxiliam nos mais diversos ramos de atuação na engenharia, sendo aplicado para um controle de temperatura, um controle de nível, em um reator químico, em uma planta de extração de petróleo, no controle do sistema de marcha lenta de um automóvel, em uma maquina de lavar roupas e etc. Definido em Murray *et al.*(2003), um sistema de controle é um dispositivo no qual a quantidade a ser medida é utilizada para realizar a modificação do comportamento do sistema, concluindo-se que a descrição de um sistema de controle se refere a relação entre a entrada e a saída do sistema, as quais serão descritas matematicamente através da utilização de funções de transferência, equações diferenciais, equações de diferença e etc.

De acordo com Ogata(2010), o controle é de essencial importância em qualquer campo da engenharia e da ciência, sendo aplicados a maioria dos objetos, equipamentos, maquinas e sistemas. Portanto, leis de controle são também desenvolvidas para realização e aplicação do controle em aeronaves, em Méndez(2018) e Campos(2017) são encontrados controles para aeronaves de asas fixas.

Dentre as técnicas para projetar leis de controle, podem ser citadas a técnica de controle ótimo usada por Mclean(1978), Kubica *et al.*(1995) e Da Silva (2012), inversão dinâmica usada por Gregory(1999) e Gregory(2001), controle por modos deslizantes usado por Edwards, *et al.*(2000), entre outras. A utilização destas técnicas, abrange diferentes tipos de controles, sendo eles, o sistema de aumento de estabilidade(SAS), o sistema de aumento de controle(CAS) e o piloto automático(PA), (STEVENS & LEWIS,1992). O presente trabalho utilizou de dois destes tipos de controle, o SAS e o PA.

3.2.1 Regulador Integrativo Universal

A técnica de controle por modos deslizantes ou estrutura variável permite que o modelo matemático utilizado nas simulações seja impreciso, podendo existir incertezas em valores de parâmetros utilizados (chamados de incertezas paramétricas) ou podendo corresponder a subestimação da ordem do sistema (chamado de incerteza não estruturada ou dinâmica não modelada) (SESHAGIRI & KHALIL, 2005).

Este método se baseia na maior facilidade em controlar sistemas de 1 ordem em relação a sistemas de ordem n , ou seja, essa simplificação permite que sistemas de ordem n sejam transformados em sistemas de ordem 1 para realização das análises.

Mesmo com incertezas no modelo matemático, um bom desempenho é conseguido. Esta utilização pode causar uma alta atividade nos controles, levando a uma atuação excessiva e permanente dos atuadores ou levando a excitação de modos naturais da dinâmica não modelada.

A técnica do Regulador Integrativo Universal é derivada a partir do controle por modos deslizantes. O controle equivalente é igualado a zero, a função sinal é substituída pela função saturação, sendo considerada uma região de "tolerância" em torno da superfície $s=0$. Esta região é chamada de camada limite. A superfície s contém um termo integrativo, que usa um integrador condicional, só atuante dentro da camada limite.

A utilização do RIU consiste no uso de uma técnica de controle não linear que pode ser aplicada no controle da dinâmica de voo de aeronaves conforme utilizado em Sousa & Paglione (2012), Sousa (2013), Campos (2017) e Méndez (2018). Nesta técnica de controle, considera-se um sistema não linear MIMO, representado pela Equação 3.12:

$$\begin{cases} \dot{X} = f(x, \theta) + \sum_{m=1}^i g_m(x, \theta) [u_m + \delta_m(x, \theta, w)] \\ y_i = h_i(x, \theta) \end{cases} \quad (3.12)$$

Onde: $x \in R^n$ é o vetor de estados, $u \in R^m$ é o vetor de controle, $y \in R^m$ é o sinal de saída, θ é o vetor de parâmetros constantes não conhecidos e pertencentes a um conjunto compacto $\Theta \subset R^p$, $w(t)$ é um sinal externo contínuo, com exceção de números finitos de descontinuidades, e pertencem a um conjunto compacto $W \subset R^q$, $f_i(\cdot)$ e $g_i(\cdot)$ são campos suaves em $D \equiv D_x x \Theta$, onde D_x é um subconjunto aberto conectado de R_n , h_i são funções suaves em D , e as perturbações δ_i são funções contínuas em $D \times W$.

O projeto da lei de controle começa na especificação da superfície deslizante na qual o deslizamento acontece (SESHAGIRI & KHALIL, 2005), (SLO-TINE & LI, 1991). Para definição inicial, sem ação integrativa:

$$s_i = \sum_{j=1}^{p_i-1} k_j^i e_{p_i}^j + e_{p_i}^i \quad (3.13)$$

Conforme descrito anteriormente, a escolha das constantes $k_i^1, k_i^2, \dots, k_{\rho_i-1}$ é realizada de tal forma que a equação polinomial apresente todas as suas raízes no semi-plano complexo esquerdo. Garantindo que o erro de rastreamento e suas derivadas convirjam para zero. Seja então, a equação do integrador condicional.

$$\dot{\sigma} = -k_0^i + \mu_i \text{sat}\left(\frac{s_i}{\mu_i}\right), k_0^i > 0 \quad (3.14)$$

Utilizando o integrador condicional, as superfícies deslizantes s_i podem ser definidas conforme apresentado na equação 3.15

$$s_i = k_0^i \sigma_i + \sum_{j=1}^{p_i-1} k_j^i e_{\rho_i}^j + e_{p_i}^i \quad (3.15)$$

A expressão para a Lei de Controle do tipo RIU, definida em Seshagiri &

Khalil(2005) é apresentada pela equação 3.16

$$u = -k.sat\left(\frac{s}{\mu}\right) = -k.sat\left(\frac{k_0\sigma + k_1e_1 + k_2e_2 + \dots + e_\rho}{\mu}\right) \quad (3.16)$$

As leis de controle definidas pela equação 3.16 exigem que se conheça o grau relativo do sistema e o sinal de alta frequência. Explicado de forma detalhada em Méndez(2018), o parâmetro grau relativo, representa o número de derivadas necessárias da saída para achar uma relação que implica em uma relação não direta do controle com a primeira derivada parcial da saída a controlar.

Utiliza-se então dos controladores para "substituir"os pilotos nos comandos da aeronave . Pode ser considerado que a lei de controle "simular"o piloto, permitindo assim a realização de avaliações sobre qualidades de voo.

Para tornar os resultados mais realistas, faz-se da utilização de atuadores. Nestas condições, limites são impostos para os controles a fim de limitar os ângulos permitidos para os comandos. Utilizou-se então, as dinâmicas dos atuadores das superfícies primárias de controle da aeronave. As equações dos atuadores são dadas por:

$$\begin{aligned} \dot{\theta}_{1s} &= n1 * \theta_{1s} + n2 * \theta_{m1} \\ \dot{\theta}_{1c} &= n1 * \theta_{1c} + n2 * \theta_{m2} \\ \dot{\theta}_{0tr} &= n1 * \theta_{0tr} + n2 * \theta_p \\ \dot{\theta}_0 &= n3 * \theta_0 + n4 * \theta_c \end{aligned} \quad (3.17)$$

Onde: $\theta_{m1}, \theta_{m2}, \theta_p$ são as deflexões necessárias para comandar o longitudinal cíclico, o lateral cíclico e a deflexão do pedal necessária para comandar o coletivo do rotor de cauda, já o θ_c é a deflexão necessária para comandar o coletivo do rotor principal. Tem-se também que n1, n2, n3 e n4 são constantes de tempo usadas nos modelos dos atuadores.

3.3 Análise das Qualidades de Voo

A análise sobre a qualidade de voo de uma aeronave, abrange tanto as percepções relatadas pelos pilotos, quanto a facilidade encontrada por eles em realizar uma manobra pré-definida. Para Cooper & Harper(1969) e para Cook(2007), as qualidades de pilotagem(*handling qualities*) são aquelas qualidades ou características que regem com qual facilidade e precisão o piloto é capaz de realizar as tarefas necessárias em apoio ao papel da aeronave. Para Ashkenas(1984), qualidades de voo representam as propriedades da aeronave que permitem ao piloto explorar totalmente seu potencial e desenvolvimento durante uma larga gama de missões e testes sem ocorrer problemas de controlabilidade.

Desta forma, a qualificação da aeronave dentro de uma escala de medição aceita é essencial para garantir uma atuação adequada dentro do envelope de vôo operacional da aeronave(OFE - *Operational Flight Envelope*). Uma escala reconhecida e bem desenvolvida é a escala de Cooper & Harper(1969), a qual permite a classificação da aeronave a partir da experiência vivida pelo piloto, sendo esta classificada em uma das nove notas(*ratings*) estabelecidas. Já para os engenheiros, as notas são classificadas em 3 níveis. O nível 3 consiste na região onde o voo da aeronave é inadequado ou inaceitável, o nível 2 pode ser tolerado em determinadas situações(emergências e falhas) e o nível 1 garante que a aeronave cumpre um mínimo exigido, sendo um indicativo que a aeronave vai conseguir realizar as manobras necessárias para a missão. A classificação conforme apresentada na Figura 3.5, é realizada pelo piloto, baseado em sua experiência no cumprimento de um elemento de manobra para a missão (MTE - *Mission Task Elements*). Essas análises englobam a precisão com que a missão é realizada e a carga de trabalho exigida do piloto(PADFIELD, 2007).

Além dos comandos que são essenciais para realização de um voo, a visibilidade encontrada pelo piloto tem grande influência na realização de um voo. O ambiente de sinalização utilizável (UCE - *Usable Cue Environment*), corresponde às condições visuais encontradas pelos pilotos, sendo que seus níveis 1, 2

e 3 correspondem a condições muito boas até condições deficientes encontradas pelos pilotos, respectivamente. Portanto, ao estar em nível 3, o piloto não deve realizar correções bruscas e grandes.

A Figura 3.4 apresenta a relação entre os tipos de resposta (RT - *Response Types*) (resposta da aeronave segundos após um controle do tipo degrau), os elementos de tarefa de missão (MTE) e o ambiente de sinalização utilizável (UCE). Nota-se então, que em ambientes menos favoráveis os requisitos para voo são mais exigentes, a fim de garantir a segurança do voo.

UCE	Response types in hover/low-speed flight	Response types in forward flight
UCE 3	TRC + RCDH + RCHH + PH	RC + TC
UCE 2	ACAH + RCDH + RCHH + PH	
UCE 1	RC	
	Response types	Selected MTEs
RC	- rate command	rapid bob up/down, hover turn,
TC	- turn coordination (applies to yaw and pitch response)	rapid transition to precision hover, sonar dunking, rapid
ACAH	- attitude command, attitude hold (roll and pitch)	sidestep, rapid accel-decel,
RCDH	- rate command, direction hold (yaw)	target acquisition and tracking,
RCHH	- rate command, height hold (heave)	divided attention tasks
PH	- position hold (horizontal plane)	
TRC	- translational rate command	

Figura 3.4: Classificação segundo o UCE para diferentes tipos de resposta, (Padfield, 2007)

A Figura 3.5 apresenta como a atitude varia para diferentes tipos de respostas, estes são apresentados como comando de atitude (AC - *Attitude Command*), comando de taxa de translação (TRC - *Translational Rate Command*), comando de taxa (RC - *Rate Command*) e comando de aceleração (*Acceleration command*). Vale lembrar, que o comando de atitude é mais fácil de pilotar que o comando de taxa e o comando de taxa de translação é mais fácil de pilotar que o comando de atitude (PADFIELD, 2007).

Os limites de manobra as quais a aeronave vai ser exposta, são apresentados na Figura 3.6. Como limitação superior, tem-se a curva de capacidade máxima de manobra e como limitação inferior, tem-se a curva de exigências mínimas de manobra. O intervalo definido dentro dessas curvas, apresenta o envelope de voo operacional da aeronave, dessa forma a aeronave deve apresentar em qualquer ponto dessa região qualidades de voo adequadas. Nota-se

que para amplitudes de resposta maiores, a aeronave deve apresentar menores frequências, já para amplitudes menores de resposta a frequência deve ser alta.

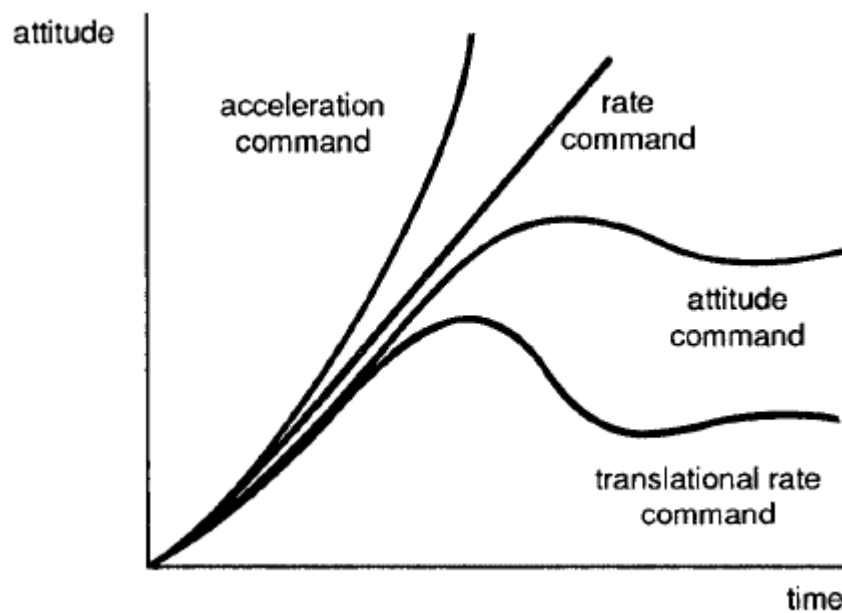


Figura 3.5: Respostas a degrau comandado no cíclico (Padfield, 2007)

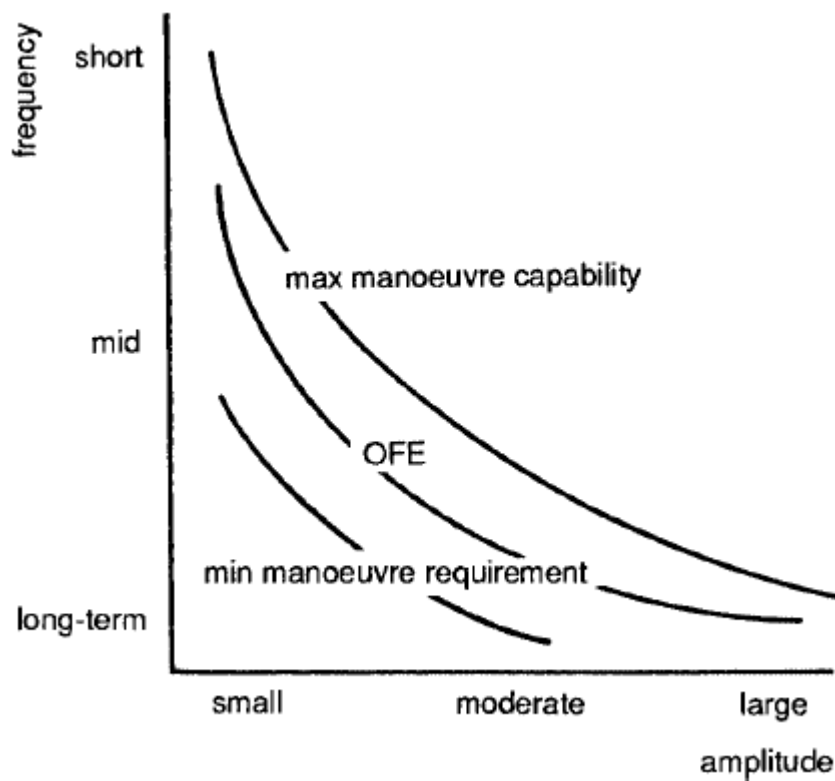


Figura 3.6: Região onde o OFE deve ser válido para a aeronave (Padfield, 2007)

A Figura 3.7 apresenta em linha tracejada o limite de demanda de manobra,

valor exigido nas tarefas que compõem a missão que a aeronave irá executar. A partir dessa linha, ao percorrer o gráfico verticalmente, tem-se uma margem que será limitada superiormente pela próxima curva, definida como limite de capacidade do veículo. Esse intervalo corresponde à capacidade adicional que a aeronave irá usar em situações de emergência. As diferentes hachuras presentes na figura, indicam as faixas pequena, moderada e grande que correspondem a rastreamentos precisos, manobras discretas e máximas manobras, respectivamente. Tais considerações são realizadas para a taxa de rolamento, porém conceitos similares são válidos para arfagem e guinada.

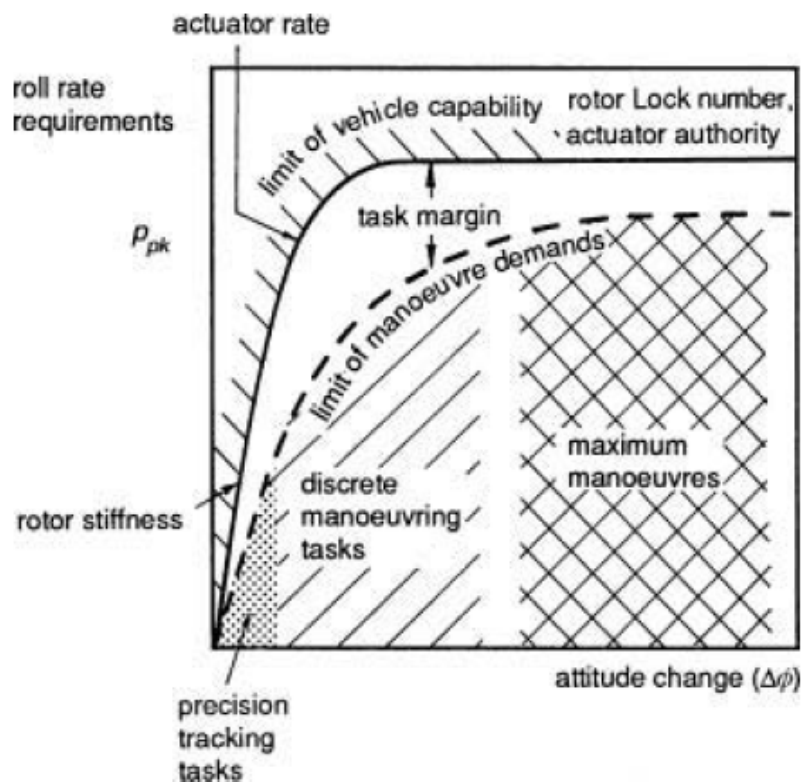


Figura 3.7: Requisitos para taxa de rolamento (Padfield, 2007)

O estudo das respostas apresentadas pela aeronave frente a execução de manobras são classificadas seguindo critérios estabelecidos e aceitos no ramo de aviação. De forma geral, a Figura 3.8 apresenta quatro regiões limitadas superiormente pela curva que define o envelope de voo da aeronave. Essas regiões abrangem requisitos de resposta relacionados a agilidade e estabilidade, critérios encontrados em ADS33E-PRF(2000). Nota-se que a limitação imposta

pela curva de envelope de voo implica em uma redução da amplitude de resposta para maiores frequências. A área que abrange as regiões de pequena amplitude são utilizadas para classificar a aeronave em relação à estabilidade, já a área que abrange as regiões de médias e grandes amplitudes é utilizada para classificar a aeronave em relação à sua agilidade. Em ambas as áreas são realizadas classificações referentes à malha aberta e à malha fechada.

Quando deseja-se analisar manobras que exigem grande amplitude de voo, deve-se analisar a potência de controle disponível para sua realização. O parâmetro mais apropriado para definir a qualidade das manobras de grande amplitude de voo é a potência de controle disponível, isto é, a resposta máxima alcançável através da aplicação de controle a partir da condição resposta mínima. A Figura 3.9, apresenta a taxa mínima de rolamento exigida para aeronaves que queiram realizar manobras limitadas, moderadas e agressivas. Conclui-se então, que quanto mais exigente a manobra realizada pela aeronave, maior será a taxa mínima exigida para que está possa ser realizada.

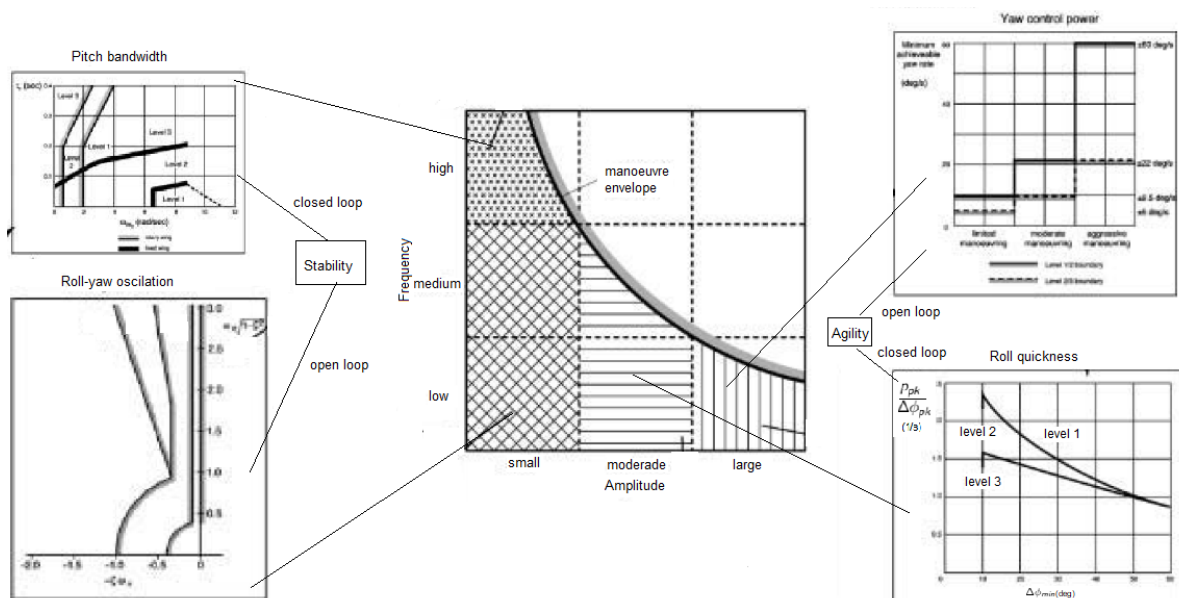


Figura 3.8: Critérios de agilidade e estabilidade (Padfield, 2007)

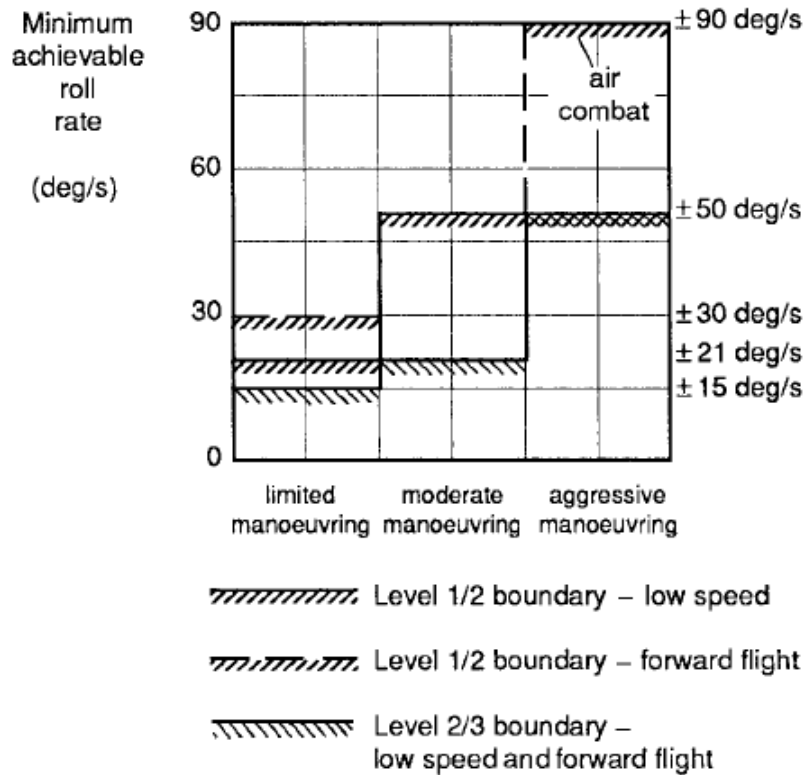


Figura 3.9: Requisitos mínimos de potência para controle de rolamento (Padfield, 2007)

A análise da rapidez na qual a aeronave realiza manobras que exigem rolamento, pode ser analisada e classificada conforme apresentado nas figuras 3.11, 3.12 e 3.10. Estas exigências podem ser feitas quando a aeronave realiza uma parada rápida ou realiza uma manobra de *slalom* por exemplo, manobra apresentada na figura 3.13. Após definição dos parâmetros de altitude $\Delta\phi_{pk}$ e $\Delta\phi_{min}$ a partir da figura 3.10, classifica-se a MTEs em níveis 1, 2 ou 3 utilizando-se as figuras 3.11 e 3.12.

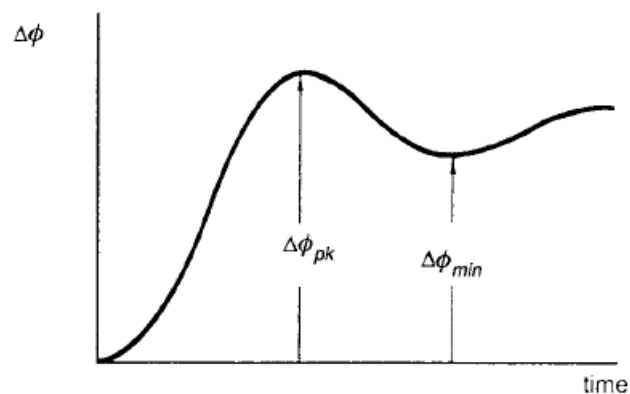


Figura 3.10: definição dos parâmetros de atitude (Padfield, 2007)

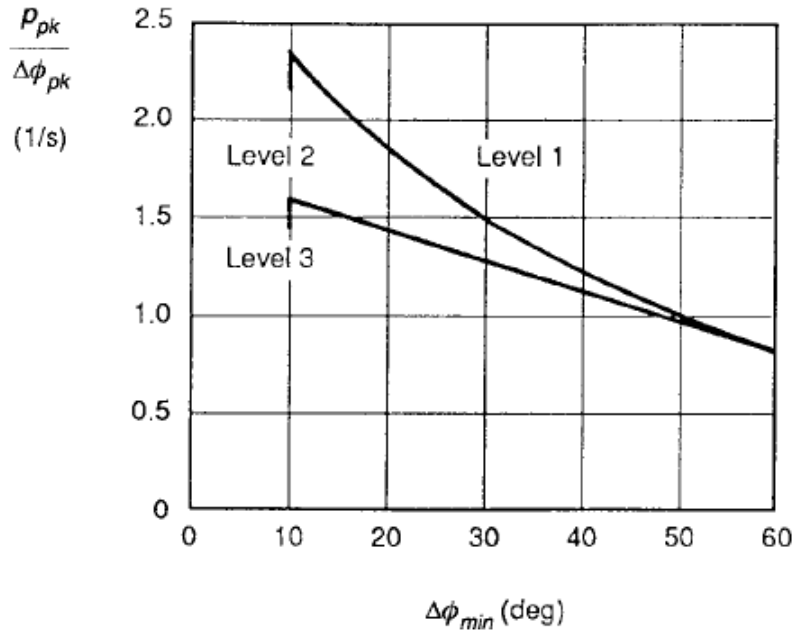


Figura 3.11: Classificação para aquisição e rastreamento de alvos (Padfield, 2007)

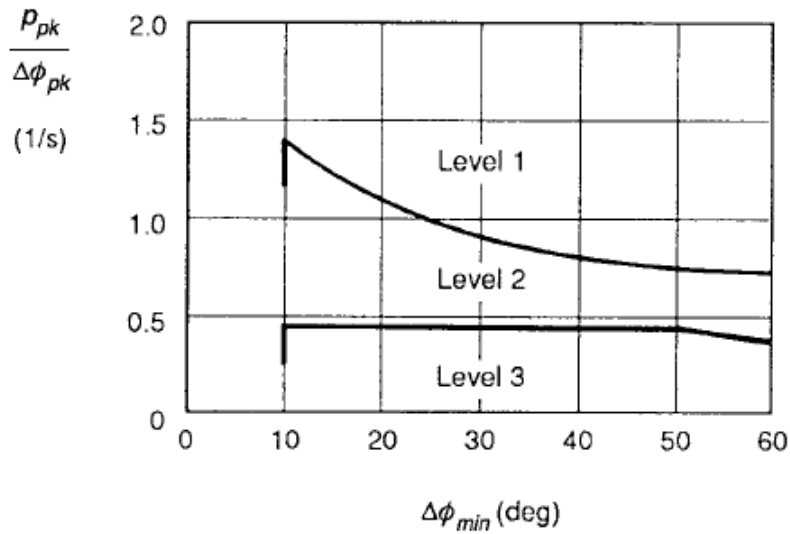


Figura 3.12: classificação para MTEs gerais (Padfield, 2007)

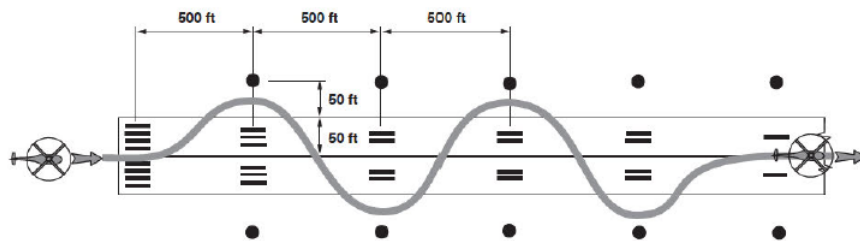


Figura 3.13: Manobra slalom(ADS33E-PRF, 2000)

A Figura 3.14 apresenta a região para a marcação dos pontos necessários para que se possa realizar a classificação de manobras envolvendo pequenas mudanças de atitude. Estas manobras podem ser divididas em aquisição e rastreamento de alvos (Figura 3.15), elementos de tarefa de missão apresentando $MTE = 1$ (Figura 3.16) e para os demais elementos de tarefa de missão $MTE > 1$ (Figura 3.17).

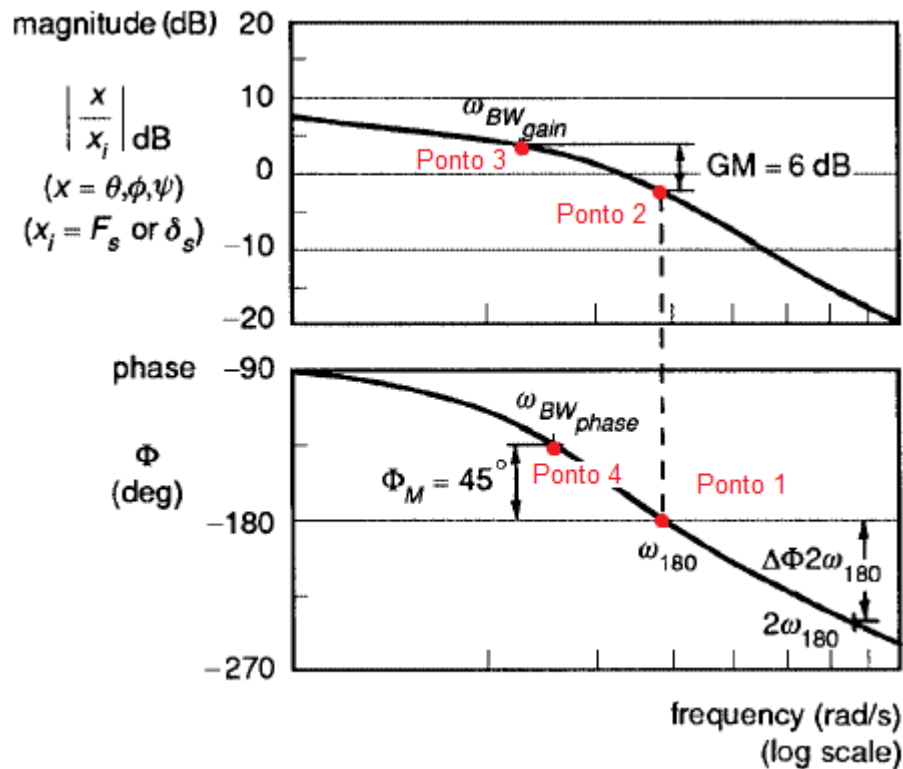


Figura 3.14: Definição da largura de banda e atraso de fase (Padfield, 2007)

O diagrama de Bode apresenta uma grande faixa de frequências, variando da baixa até a alta, permitindo uma apresentação mais fácil de resultados onde se encontram alguns parâmetros no domínio da frequência. Na Figura 3.14, o cruzamento da curva de fase com a reta imaginária valendo -180° é um valor importante, pois representa um limite potencial de estabilidade para controle de rastreamento em circuito fechado realizado pelo piloto (ponto 1). A frequência definida por este ponto é utilizada como referência para marcação do próximo ponto (ponto 2), localizado na curva de magnitude. Ao se considerar uma defasagem de 6dB na curva de magnitude, encontra-se o novo ponto (ponto 3),

a esquerda do anterior. Para fechar a localização das referências no diagrama de bode, na curva da fase, marca-se um novo ponto (ponto 4), atrasado de 45° em relação ao ponto inicial. Portanto, define-se a largura de banda de fase ($\Omega_{BW_{phase}}$) como o ponto localizado na fase de 135° e a largura de banda de ganho ($\Omega_{BW_{gain}}$) como o ponto localizado 6dB acima do ganho correspondente a frequência, cuja fase é 180° . Uma explicação mais detalhada pode ser encontrada em Padfield(2007) e na ADS33E-PRF(2000).

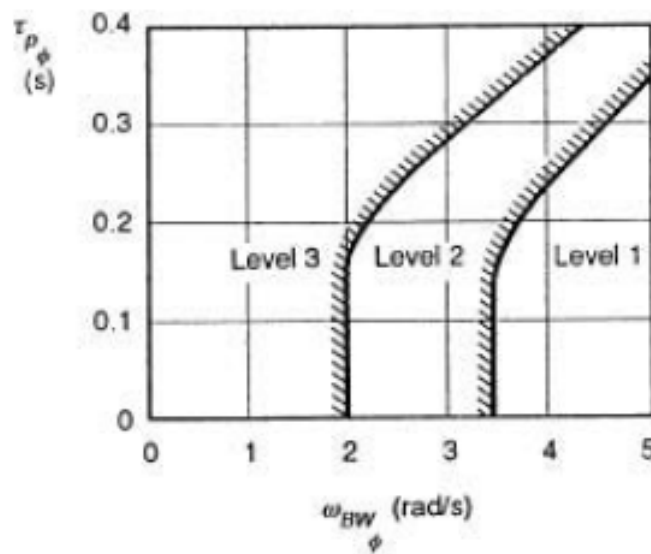


Figura 3.15: Aquisição e rastreamento de alvos (Padfield, 2007)

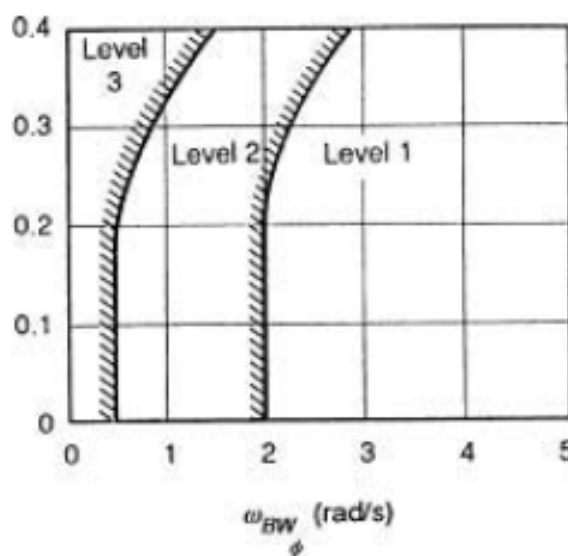


Figura 3.16: MTE-UCE: Valendo 1 (Padfield, 2007)

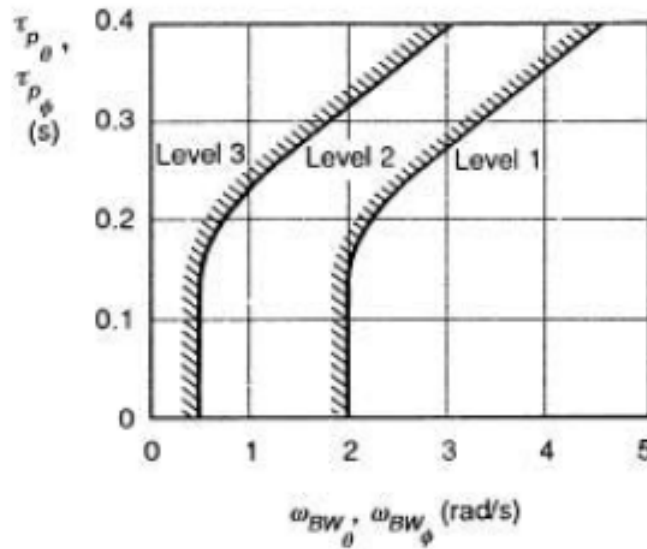


Figura 3.17: MTE-UCE: Maior que 1 (Padfield, 2007)

Pode-se então, a partir destes valores, realizar o cálculo de largura de banda (ΩBW) e do atraso de fase (τ_p). Calcula-se então, o atraso de fase e determina-se também a largura de banda, através das Equações 3.18 e 3.19, respectivamente.

$$\tau_p = \frac{\Delta\phi_{2180}}{57,3(2\omega_{180})} \quad (3.18)$$

$$\omega_{BW} = \min(\omega_{BW_{gain}}, \omega_{BW_{phase}}) \quad (3.19)$$

Após determinado os valores de largura de banda e do atraso de fase, estes valores são plotados nas Figuras 3.18 e 3.19, e assim, determina-se o nível de qualidade de voo da aeronave.

A análise de movimentos que apresentam pequena amplitude e frequência de baixa a moderada é realizada através das Figuras 3.18 e 3.19. A partir da frequência natural amortecida e do coeficiente de amortecimento determina-se o nível de classificação das qualidades de voo da aeronave em 1, 2 ou 3. Aqui é avaliado estabilidade do helicóptero em malha aberta, no ponto de equilíbrio considerado.

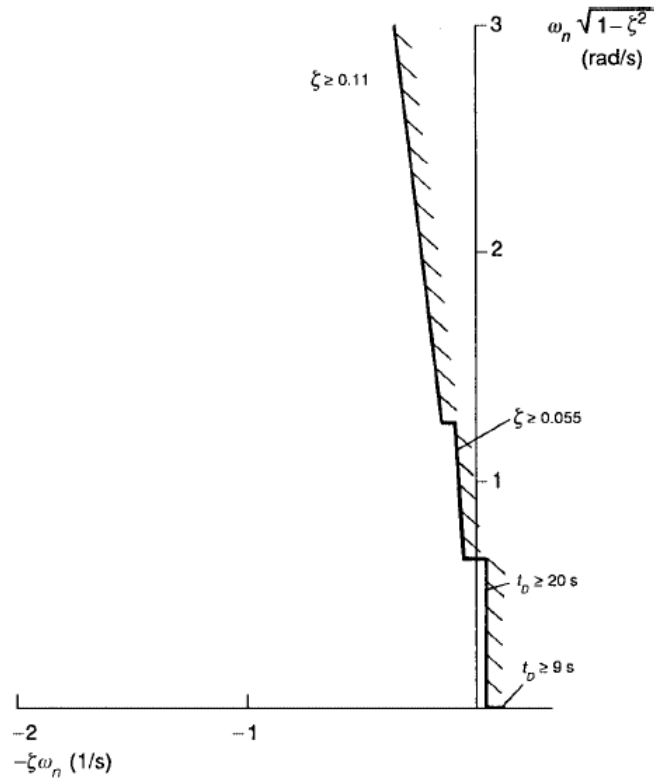


Figura 3.18: Exigências civis (Padfield, 2007)

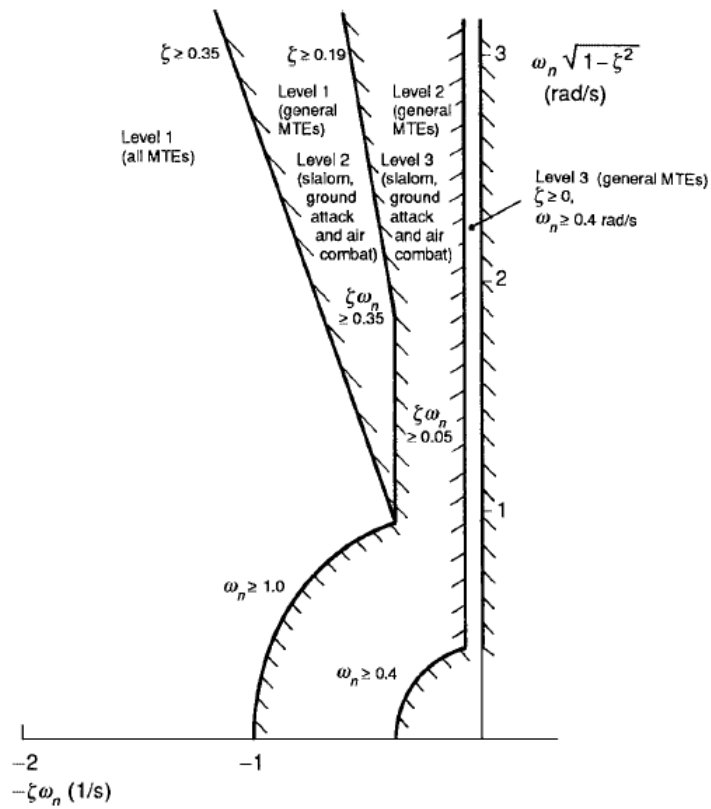


Figura 3.19: Exigências militares (Padfield, 2007)

De posse destas informações, pode-se realizar análises iniciais das qualidades de voo do helicóptero, considerando manobras de rolamento.

Capítulo 4

Simulações e Validações

4.1 Simulações para Analisar o Comportamento da Aeronave em Diferentes Condições de Voo

A utilização do código de simulação para o modelo de aeronave de asa rotativa Super Lynx, iniciou-se com a simulação das respostas da aeronave a comandos do piloto. Estes estudos permitiram analisar o comportamento da aeronave quando exposta a diferentes condições de voo. Serão apresentadas e analisadas diferentes situações para atuações nos comandos do longitudinal cíclico, do lateral cíclico, do coletivo e do coletivo do rotor de cauda.

Cada conjunto de figuras contém os gráficos de velocidade V (kts), ângulo de ataque(α), ângulo de derrapagem(β), ângulo de rolamento(ϕ), ângulo de atitude(θ), ângulo de proa(ψ), taxa da rolamento(p), taxa de arfagem(q), taxa de guinada(r), altitude(He), *inflow* no rotor principal (λ_0), *inflow* no rotor de cauda(λ_{0tr}), comando no longitudinal cíclico(θ_{1s} , comando no lateral cíclico(θ_{1c} , comando no coletivo do rotor principal(θ_0 , comando no coletivo do rotor de cauda(θ_{0tr} , batimento longitudinal(β_{1s}), batimento lateral(β_{1c}), batimento total(β_0), componente de velocidade em $x(u)$, componente de velocidade em $y(v)$, componente de velocidade em $z(w)$, posição X e posição Y em função do tempo. Serão apresentados 4 tópicos de simulações(enumerados de 1 a 4), sendo que cada tópico se refere a uma condição de comando da aeronave. Estas simulações foram realizadas utilizando 3 velocidades diferentes, de forma a

permitir uma análise do comportamento da aeronave em voo.

1. Degrau no longitudinal cíclico, para velocidades iniciais de 0,1, 10 e 20kts:

As figuras apresentaram resultados referentes a aplicação de um de grau no longitudinal cíclico para velocidades iniciais de 0,1, 10 e 20kts, as quais foram representadas pelas curvas nas cores verde, preta e vermelha, respectivamente. Aplicou-se então no tempo de 1s, um de grau no longitudinal cíclico (Figura 4.4). Ao passar pelo azimute de 90, a pá do rotor principal tem seu passo aumentado, resultando em um aumento da sustentação gerada na pá para o azimute de 180 e resultando em uma redução na sustentação gerada na pá para o azimute de 360. Verificou-se que, no geral, quanto maior a velocidade inicial da aeronave, menores foram as amplitudes atingidas pelos ângulos da aeronave em voo. Na Figura 4.1 o ângulo de ataque e o ângulo de rolamento exemplificam melhor essa redução. A Figura 4.2 permitiu observar a redução das taxas apresentadas pela aeronave quando realizado o aumento da velocidade da aeronave, assim como a redução ocorrida com o *inflow* nos dois rotores, conforme apresentado na Figura 4.3. Nas Figuras 4.12 e 4.6, os ângulos de batimento e os componentes de velocidade apresentaram uma menor variação total quando se aumenta a velocidade da aeronave.

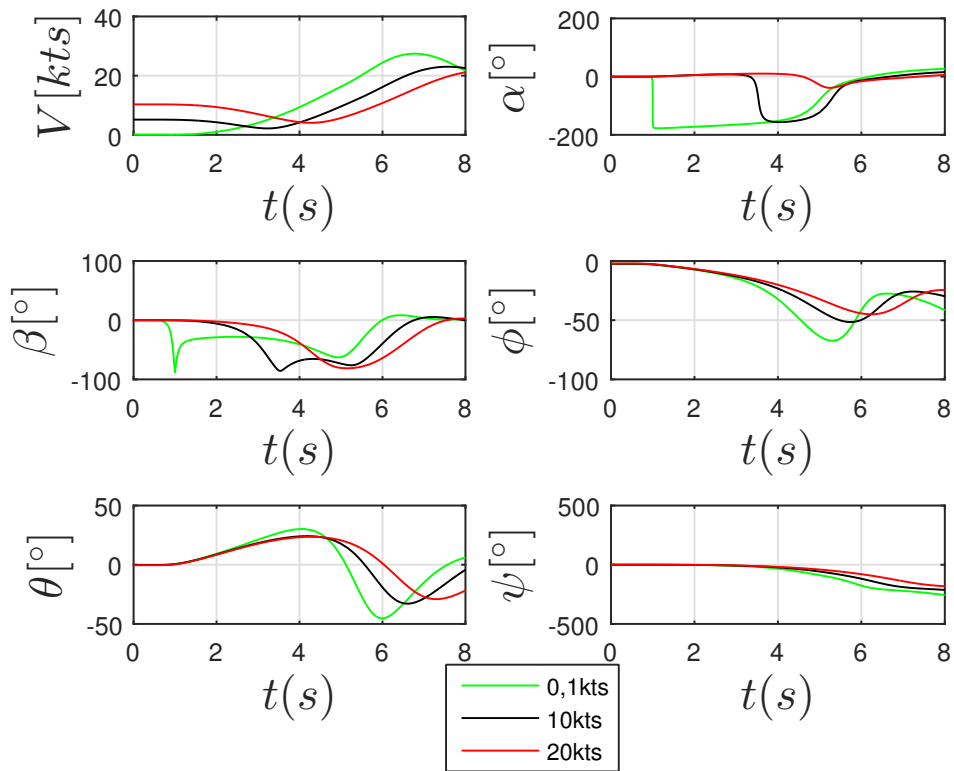


Figura 4.1: Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, ângulos e velocidade total

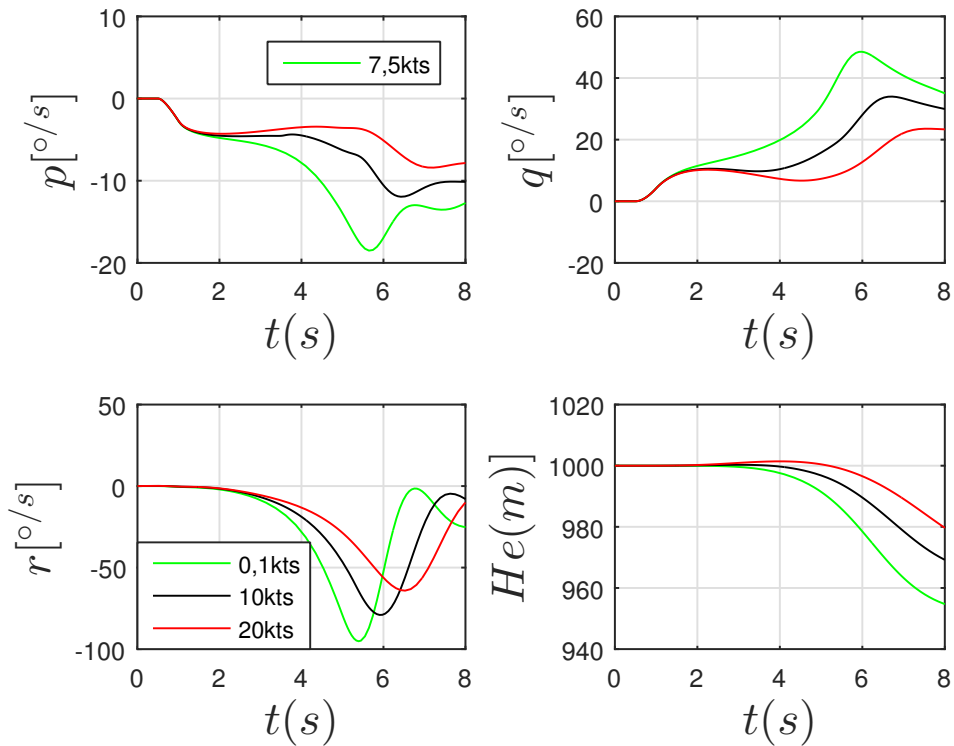


Figura 4.2: Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, taxas e altitude

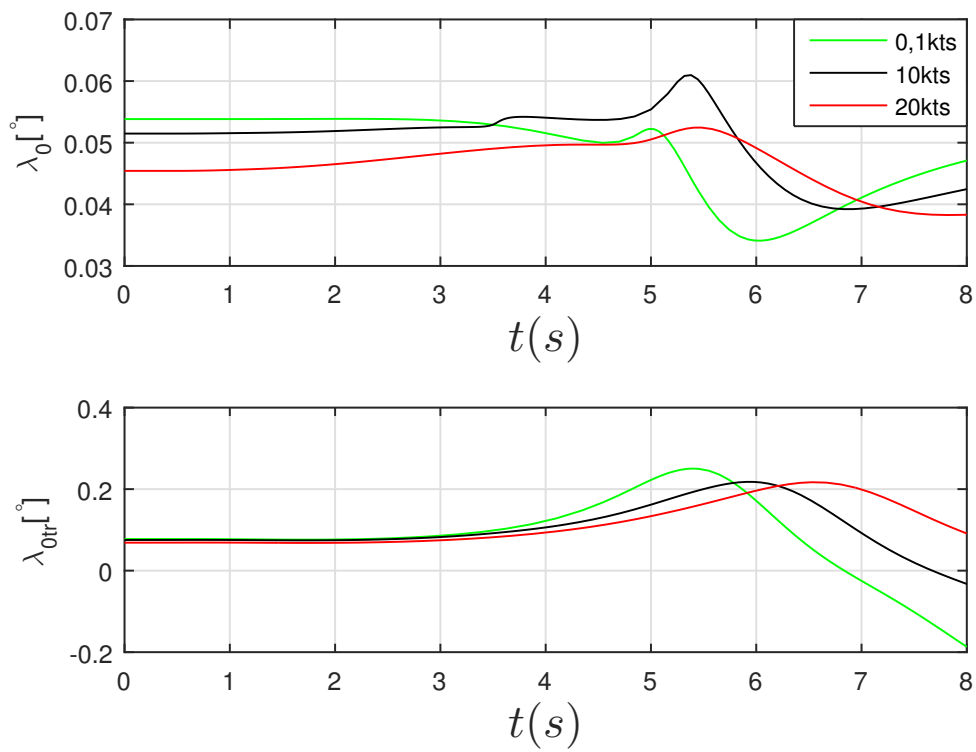


Figura 4.3: Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, inflow nos rotores

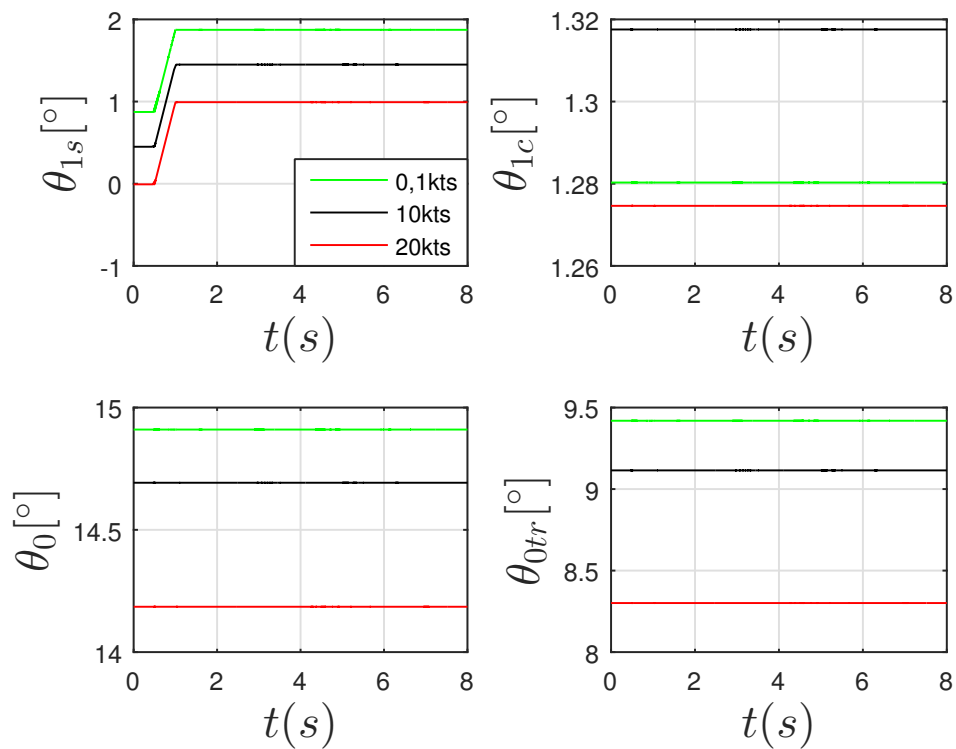


Figura 4.4: Sinais comandados: degrau no longitudinal cíclico

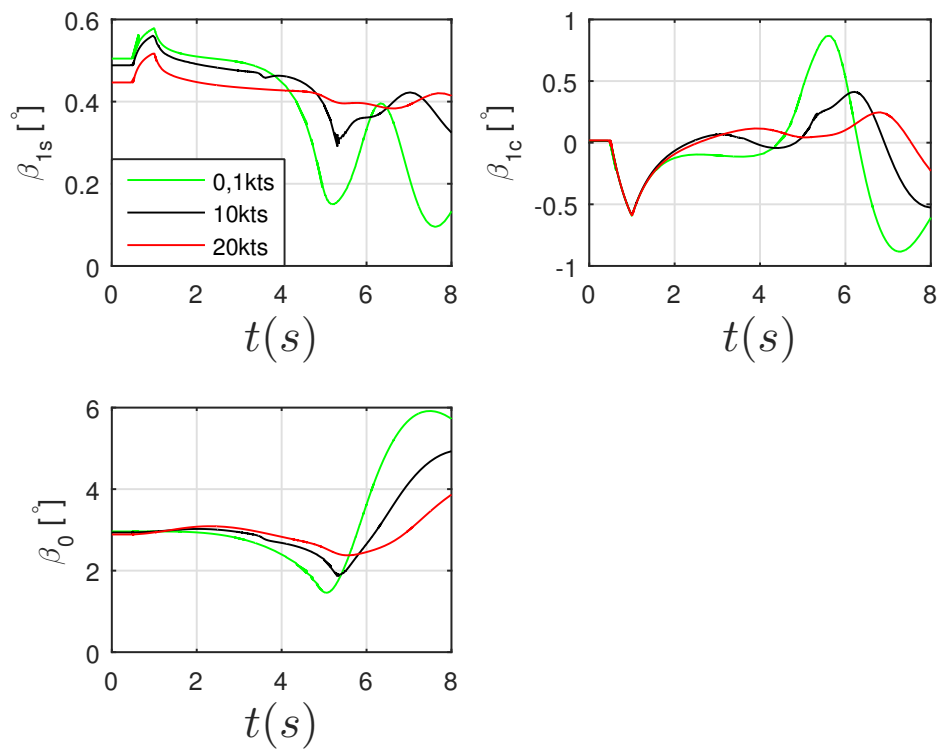


Figura 4.5: Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, ângulos de batimento

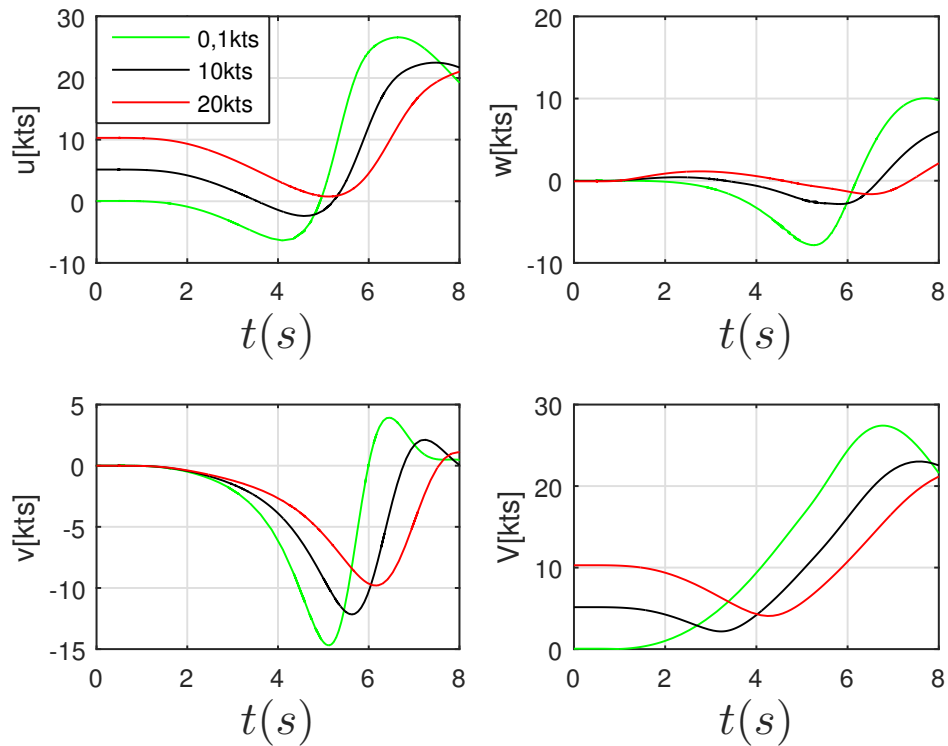


Figura 4.6: Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, velocidades u , v , w e V

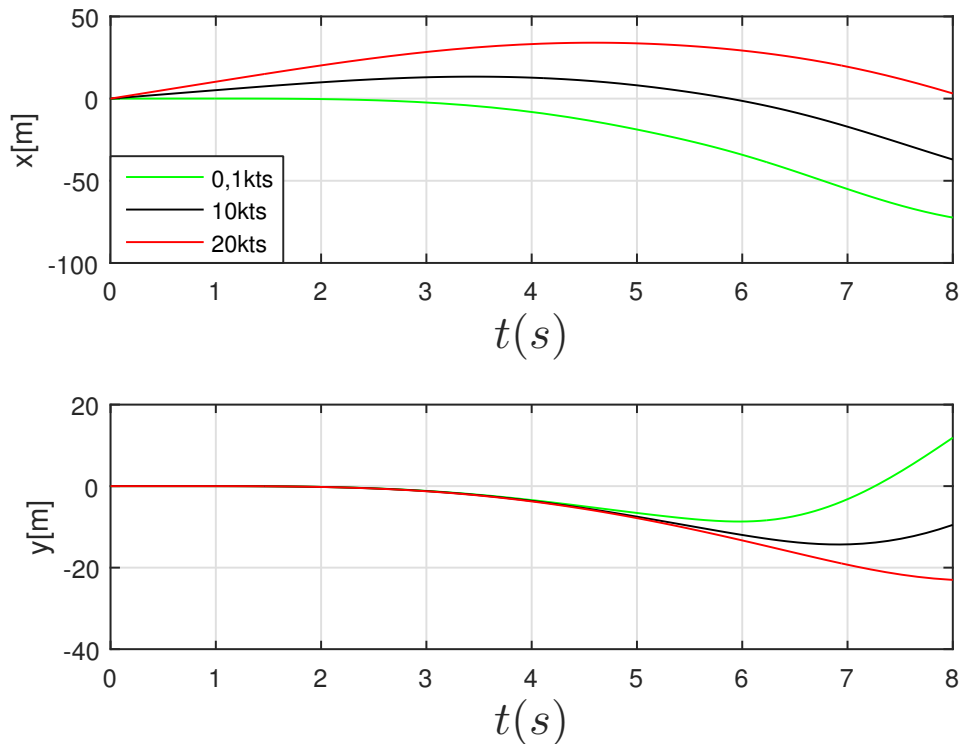


Figura 4.7: Resposta ao degrau no longitudinal cíclico, posições x e y

Deve ser notado grandes valores de α e β na Figura 4.1. Estes são os valores de α e β do helicóptero todo, que são calculados com base nos valores de u , v e w . Os valores de alfa e beta não são os valores obtidos no rotor principal e no rotor de cauda, que sofrem efeitos também dos comandos do lateral cíclico, do *inflow* e do batimento. Embora estes valores chamem a atenção por causa da grande magnitude, não se pode falar ainda que o helicóptero estolou, uma vez que não houver perda de altitude e grandes variações no momento de arfagem. E ainda, não foi observada grandes variações nas componentes de velocidade u , v e w (Figura 4.6). Apesar disso, estes resultados chamaram atenção e podem mostrar ajustes que devem ser feitos no modelo.

2. Degrau no lateral cíclico, para velocidades iniciais de 0,1, 10 e 20kts:

As figuras apresentaram resultados referentes a aplicação de um degrau no lateral cíclico para velocidades iniciais de 0,1, 10 e 20kts, as quais foram representadas pelas curvas nas cores verde, preta e vermelha, respectiva-

mente. Realizou-se então no tempo de 1s, um degrau no lateral cíclico (Figura 4.11). Ao passar pelo azimute de 0, a pá do rotor principal tem seu passo reduzido, resultando em uma redução da sustentação gerada na pá para o azimute de 90 e resultando em um aumento na sustentação gerada na pá para o azimute de 270. A Figura 4.8 apresentou para todos os ângulos a redução das amplitudes atingidas pela aeronave quando aumentada a velocidade, exceto para o ângulo de atitude. A Figura 4.9 permitiu observar a redução das taxas apresentadas pela aeronave quando realizado o aumento da velocidade, assim como a redução ocorrida com o *inflow* no rotor principal, apresentado na Figura 4.10. Na Figura 4.13 o componente de velocidade w apresenta um aumento na sua variação com o aumento da velocidade da aeronave.

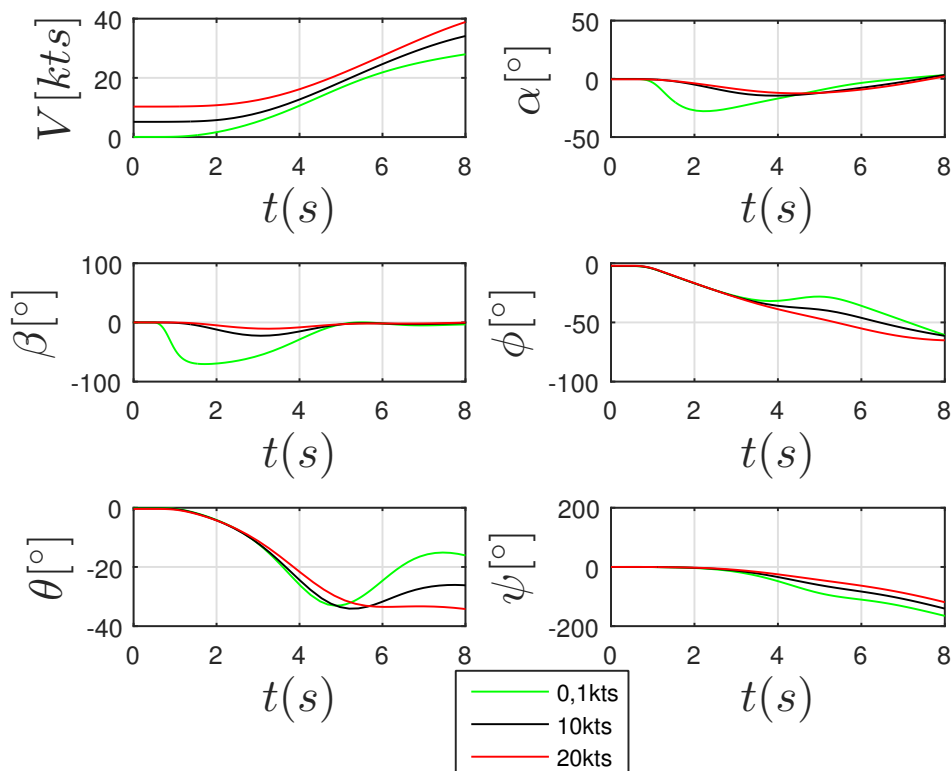


Figura 4.8: Resposta ao degrau no lateral cíclico, ângulos e velocidade total

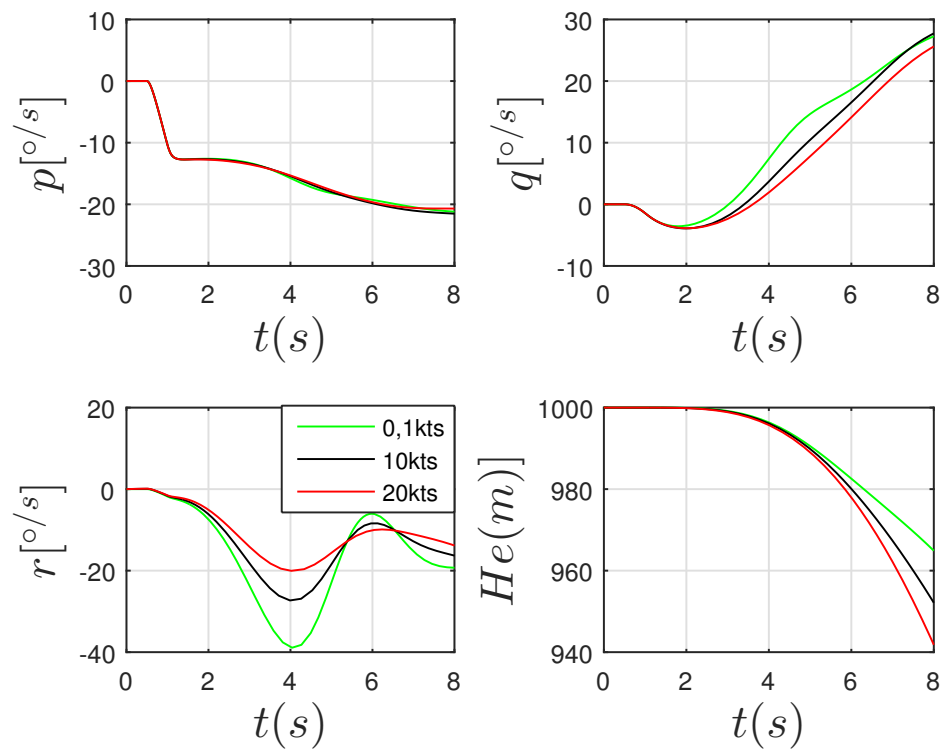


Figura 4.9: Resposta ao degrau no lateral cíclico, taxas e altitude

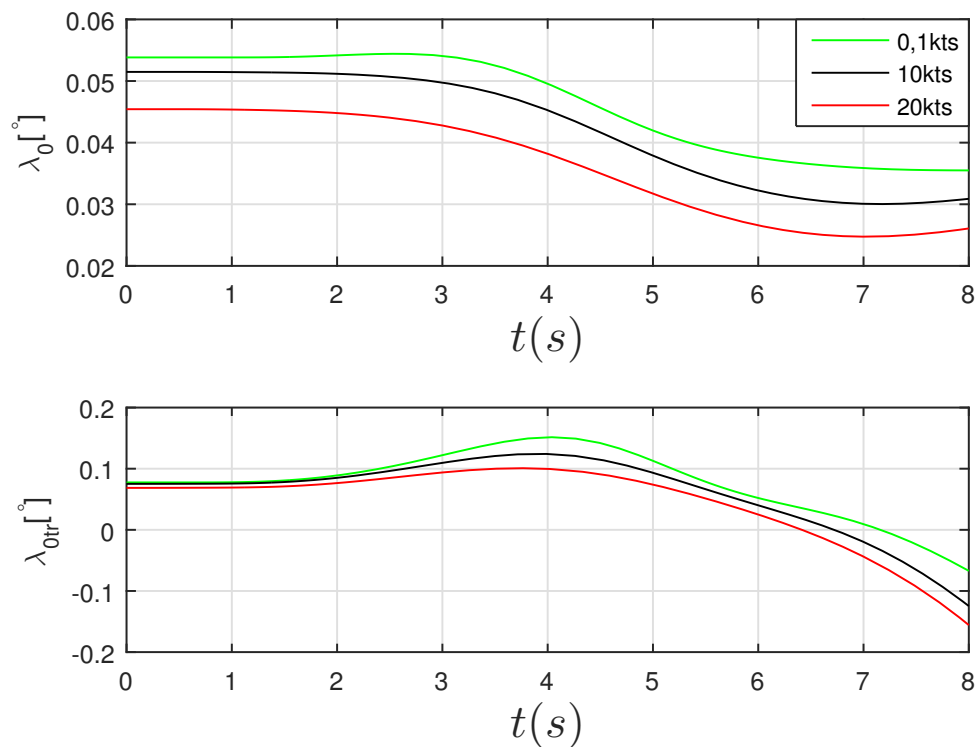


Figura 4.10: Resposta ao degrau no lateral cíclico, inflow nos rotores

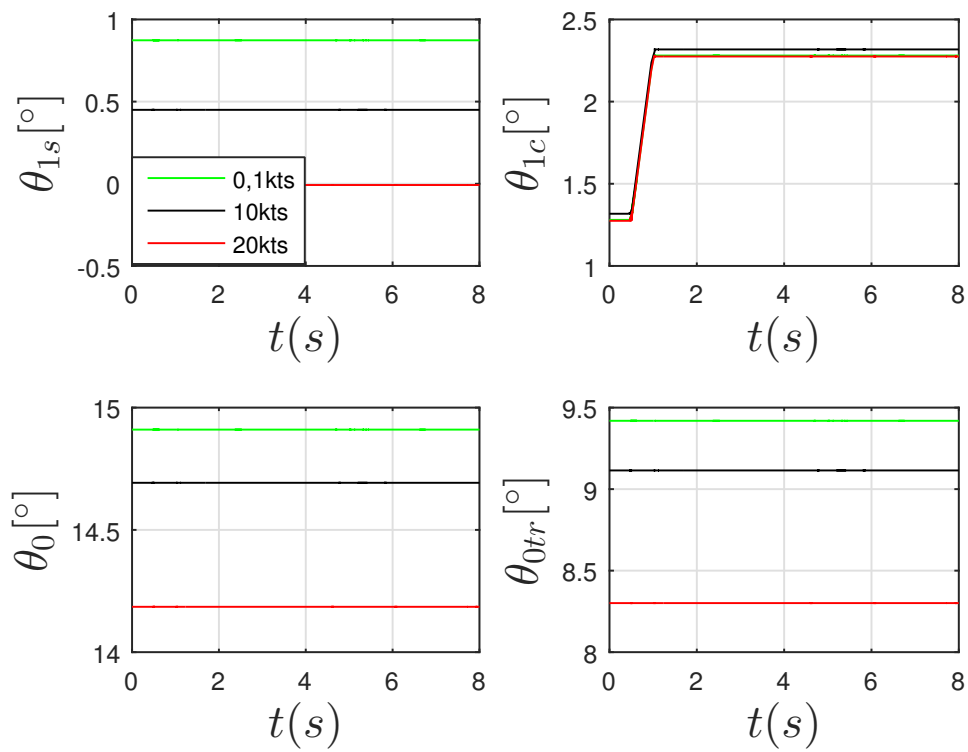


Figura 4.11: Sinais comandados: degrau no lateral cíclico

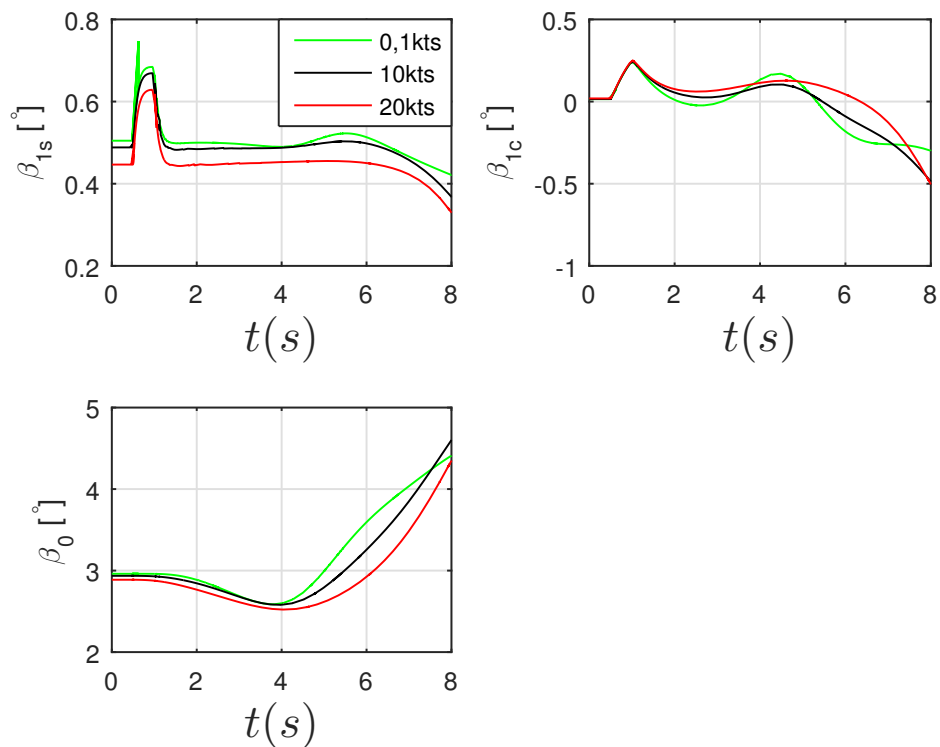


Figura 4.12: Resposta ao degrau no lateral cíclico, ângulos de batimento

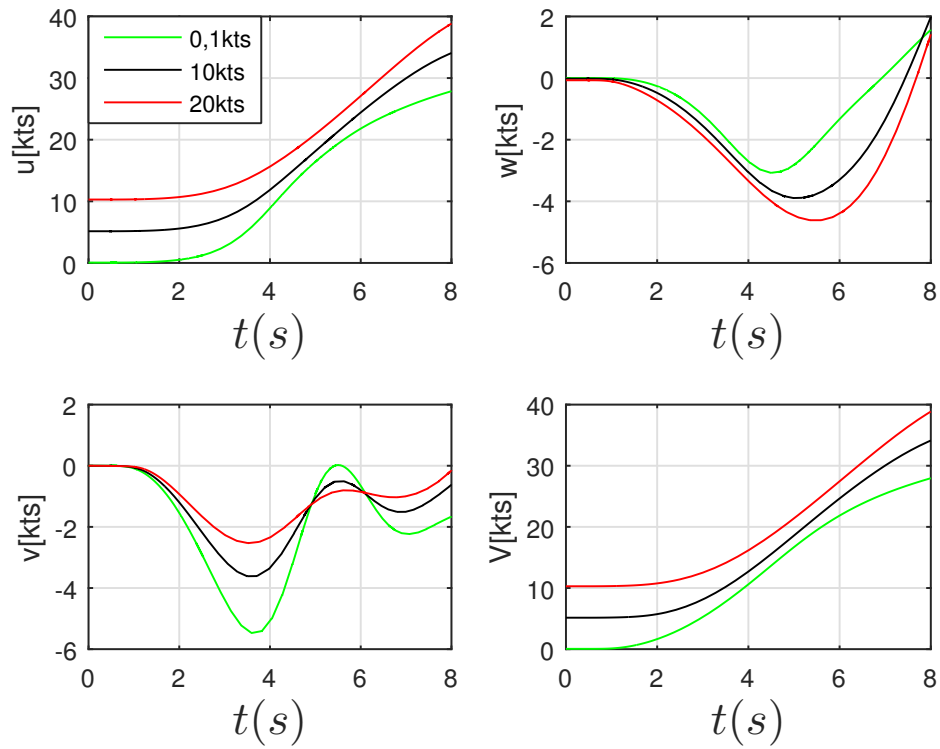


Figura 4.13: Resposta ao degrau no lateral cíclico, velocidades u , v , w e V

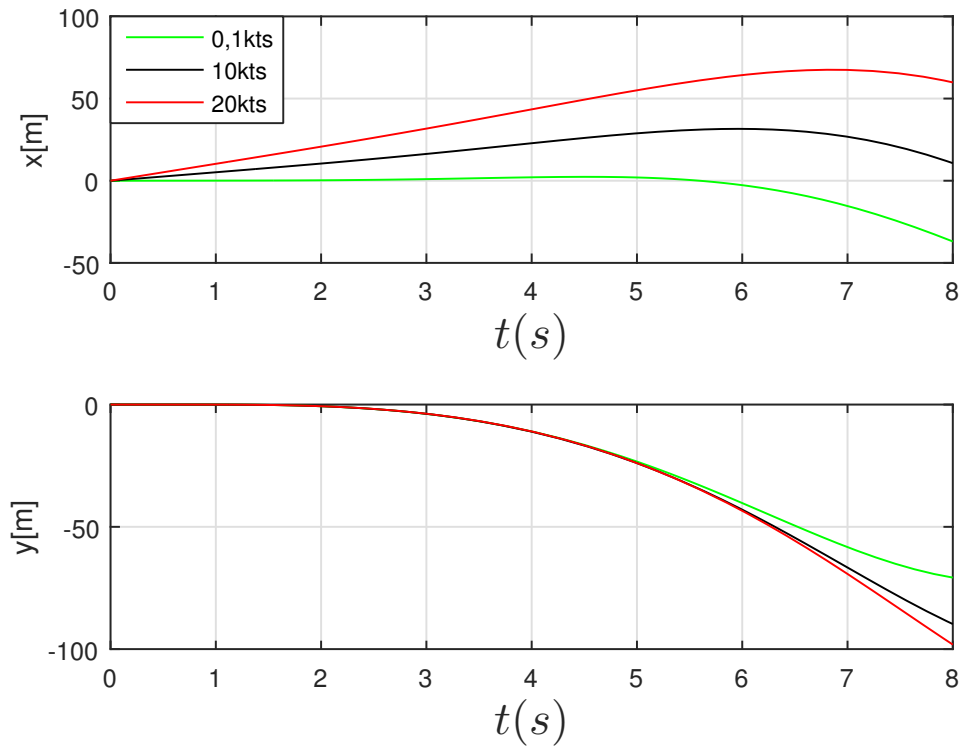


Figura 4.14: Resposta ao degrau no lateral cíclico, posições x e y

Para o comando de um degrau no lateral cíclico, a aeronave apresentou um rolamento negativo crescente, movimento simultâneo com uma oscilação negativa e depois positiva da taxa de arfagem. Esta manobra resultou em perda de sustentação e conseqüentemente com uma perda de altitude, as quais se apresentaram maiores para maiores velocidades.

3. Degrau no coletivo, para velocidades iniciais de 0,1, 10 e 20kts:

As figuras apresentaram resultados referentes a aplicação de um degrau no coletivo para velocidades iniciais de 0,1, 10 e 20kts, as quais são representadas pelas curvas nas cores verde, preta e vermelha, respectivamente. Aplicou-se então no tempo de 1s, um degrau no coletivo (Figura 4.18). Verificou-se que quanto maior a velocidade inicial da aeronave, menores foram as amplitudes atingidas pelos ângulos da aeronave em voo, exceto para o ângulo de atitude que apresentou uma resposta divergente dentro do tempo de simulação analisado. A Figura 4.16 permitiu observar a redução das taxas apresentadas pela aeronave quando realizado o aumento da velocidade da aeronave, assim como a redução ocorrida com o inflow no rotor principal e o aumento do *inflow* no rotor de cauda, conforme apresentado na Figura 4.17. Nas Figuras 4.19 e 4.20 os ângulos de batimento e os componentes de velocidade apresentaram um comportamento semelhante. A aplicação do degrau no coletivo, resultou em resposta inicial positiva para as taxas de arfagem, rolamento e guinada, além de um ganho de sustentação e altitude.

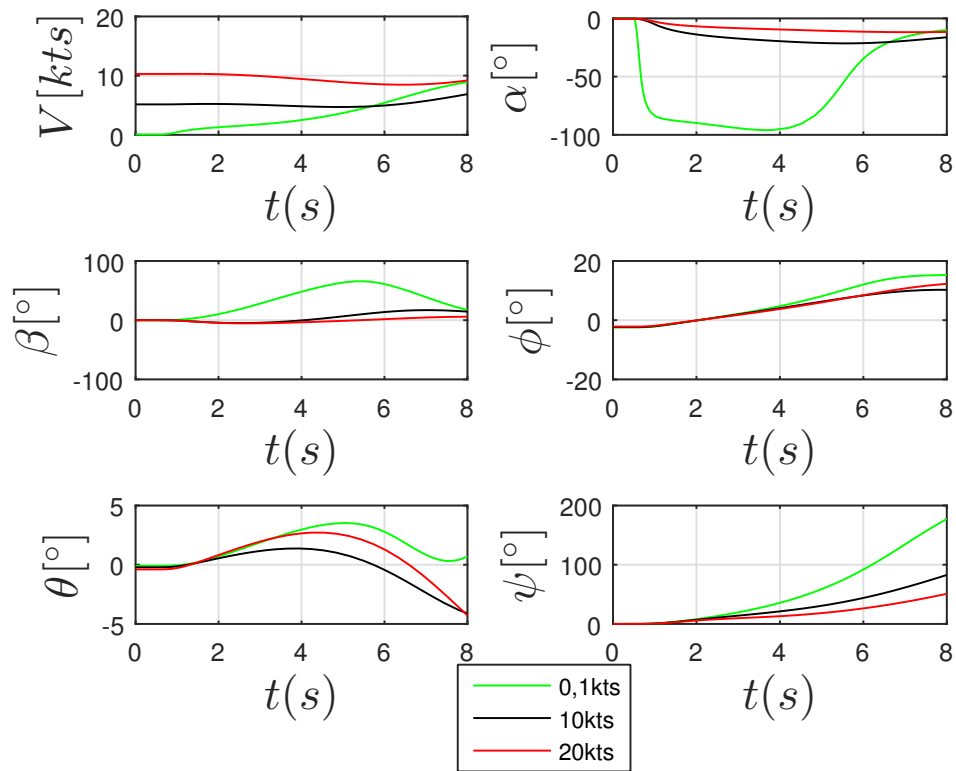


Figura 4.15: Resposta ao degrau no coletivo, ângulos e velocidade total

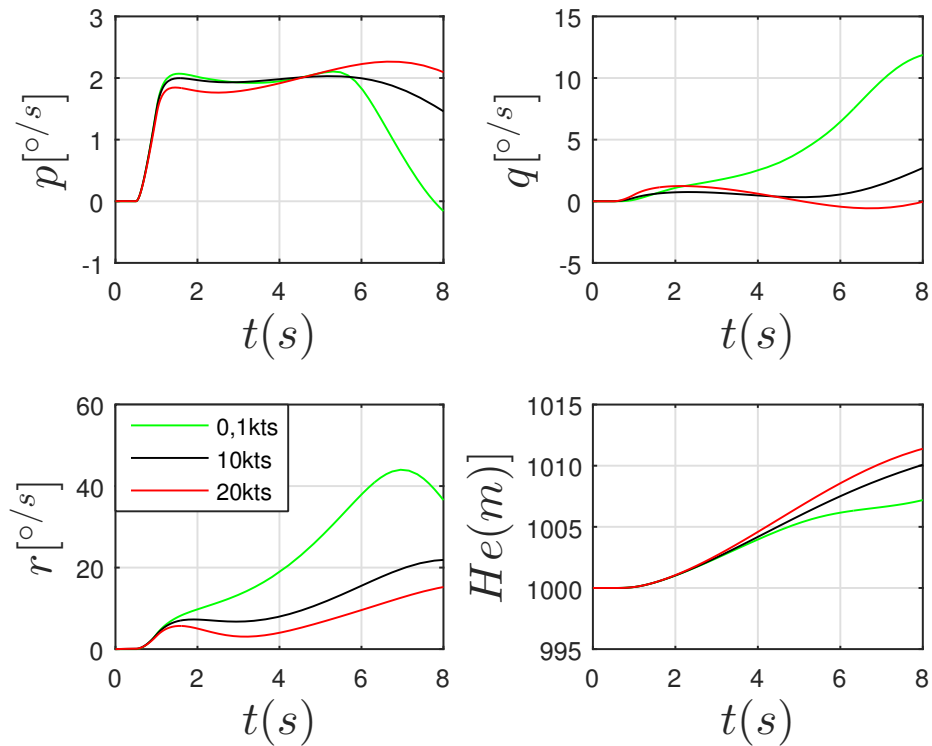


Figura 4.16: Resposta ao degrau no coletivo, taxas e altitude

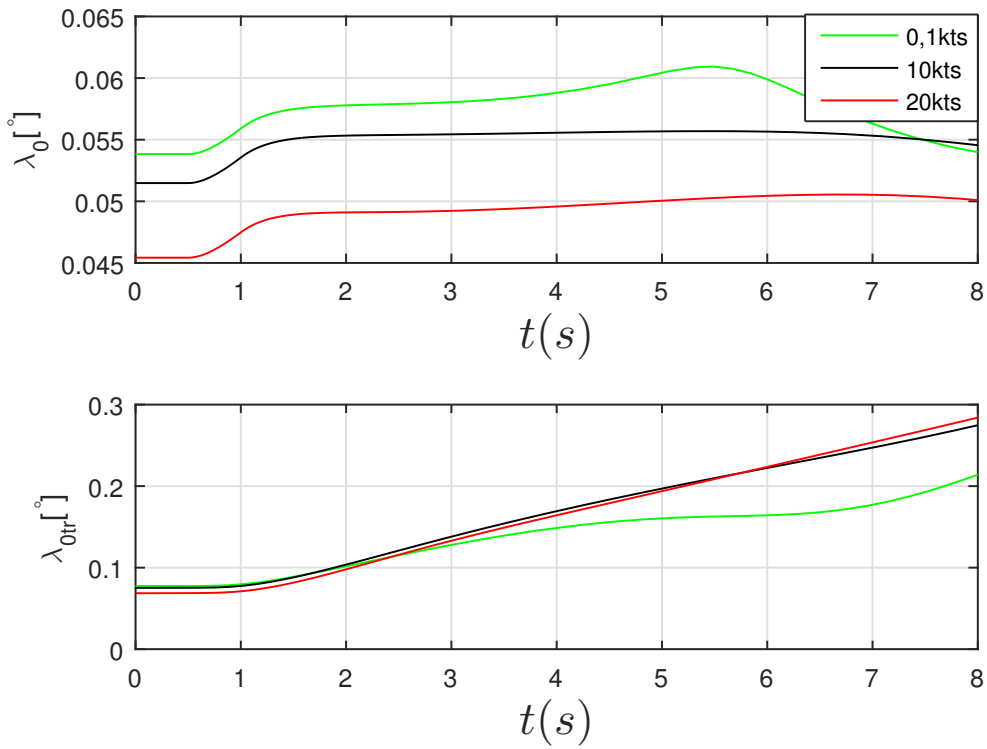


Figura 4.17: Resposta ao degrau no coletivo, inflow nos rotores

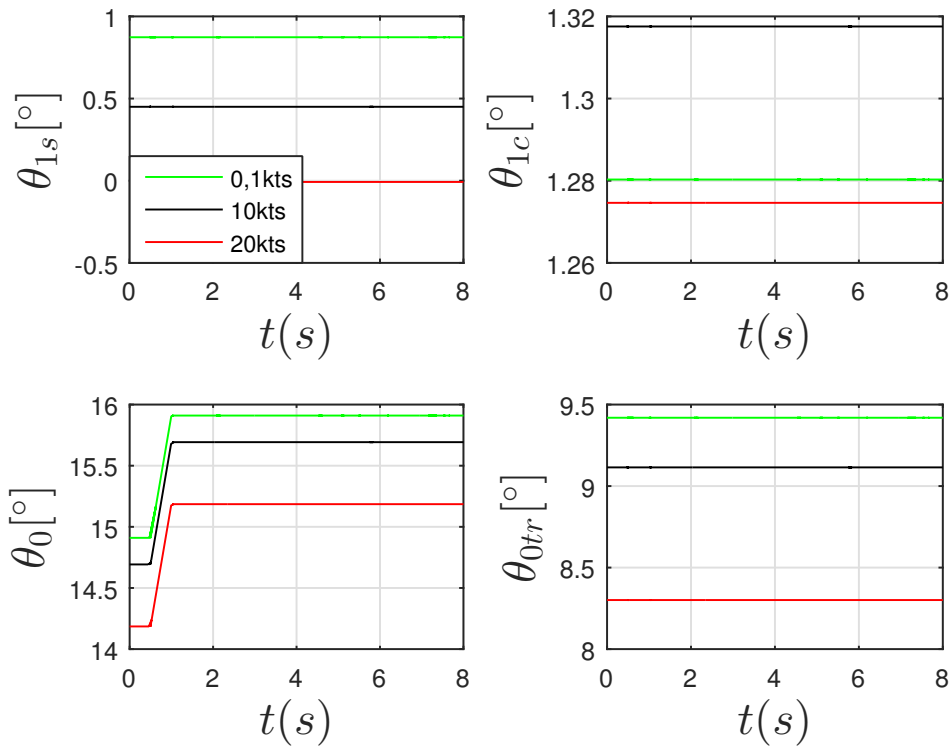


Figura 4.18: Sinais comandados: degrau no coletivo

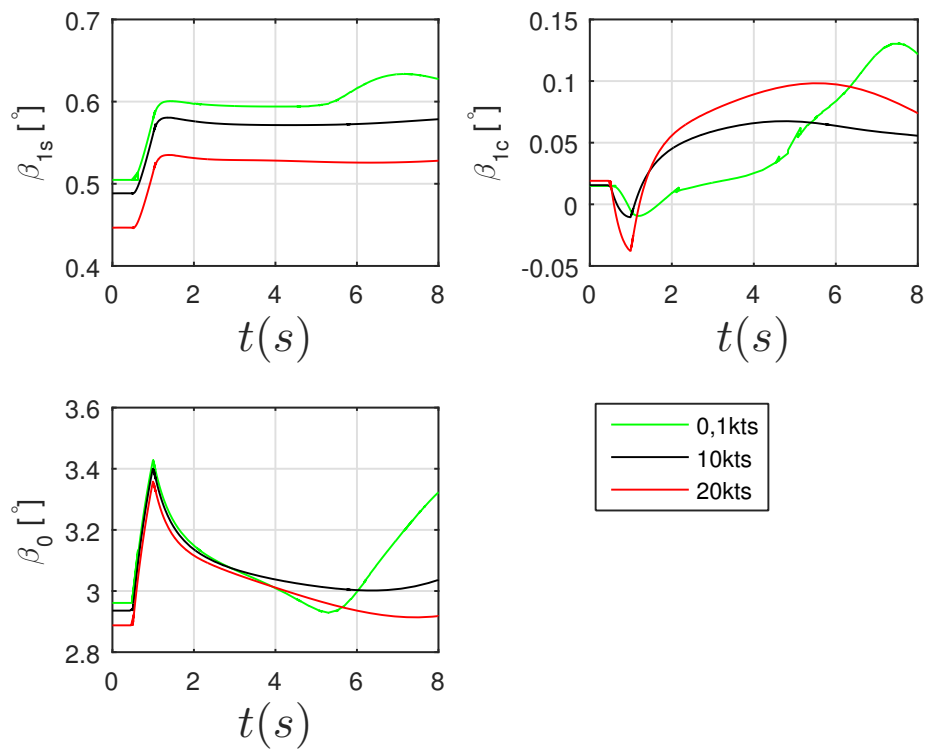


Figura 4.19: Resposta ao degrau no coletivo, ângulos de batimento

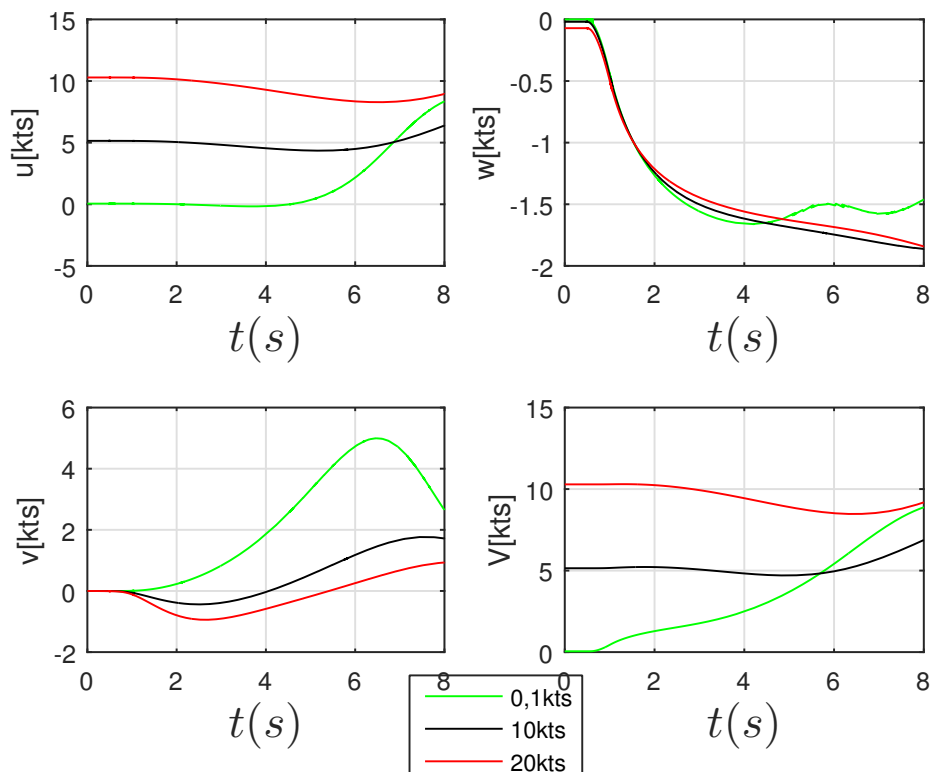


Figura 4.20: Resposta ao degrau no coletivo, velocidades u , v , w e V

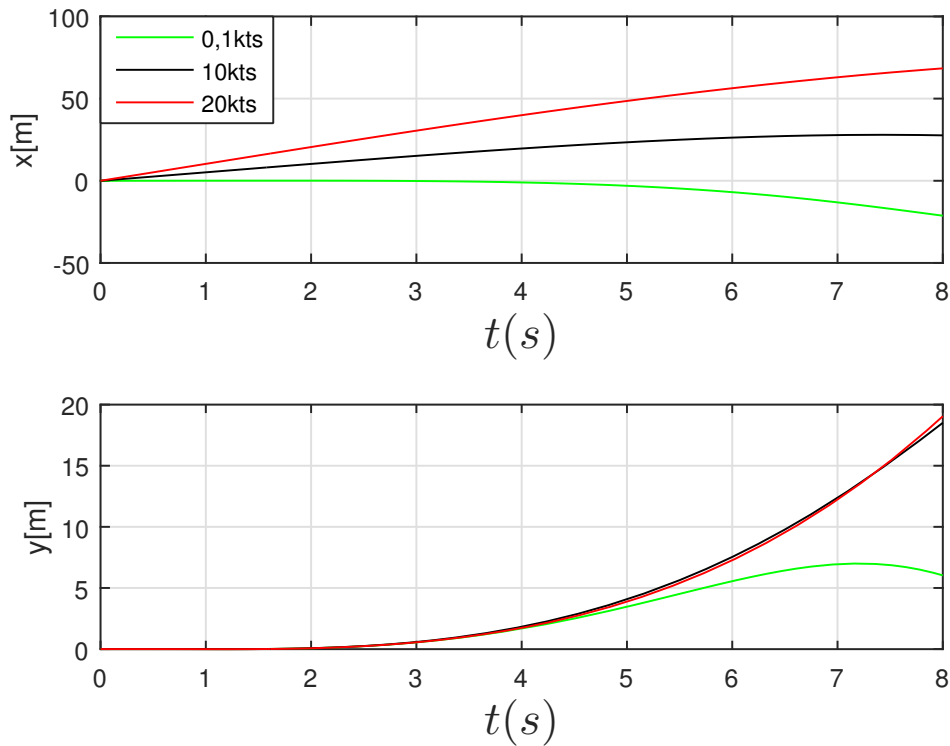


Figura 4.21: Resposta ao degrau no coletivo, posições x e y

4. Degrau no coletivo do rotor de cauda, para velocidades iniciais de 0,1, 10 e 20kts:

As figuras apresentaram resultados referentes a aplicação de um degrau no coletivo do rotor de cauda para velocidades iniciais de 0,1, 10 e 20kts, as quais são representadas pelas curvas nas cores verde, preta e vermelha, respectivamente. Aplicou-se então no tempo de 1s, um degrau no coletivo do rotor de cauda (Figura 4.25). Verificou-se que a partir da Figura 4.22, que quanto maior a velocidade inicial da aeronave, menores são as amplitudes atingidas pela aeronave em voo. A Figura 4.23 permitiu observar a redução das taxas apresentadas pela aeronave quando realizado o aumento da velocidade. Uma menor variação ocorreu com o *inflow* no rotor principal e no rotor de cauda, conforme apresentado na Figura 4.24. Nas Figuras 4.26 e 4.27, os ângulos de batimento e os componentes de velocidade apresentaram pequenas variações em relação ao seu ponto de referência.

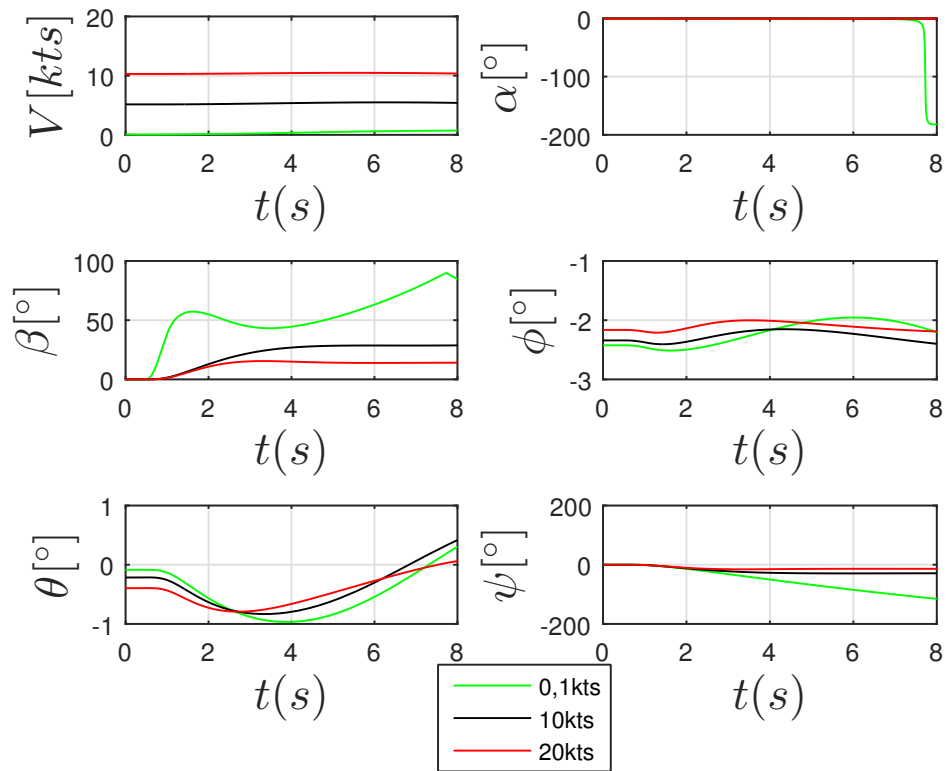


Figura 4.22: Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, ângulos e velocidade total

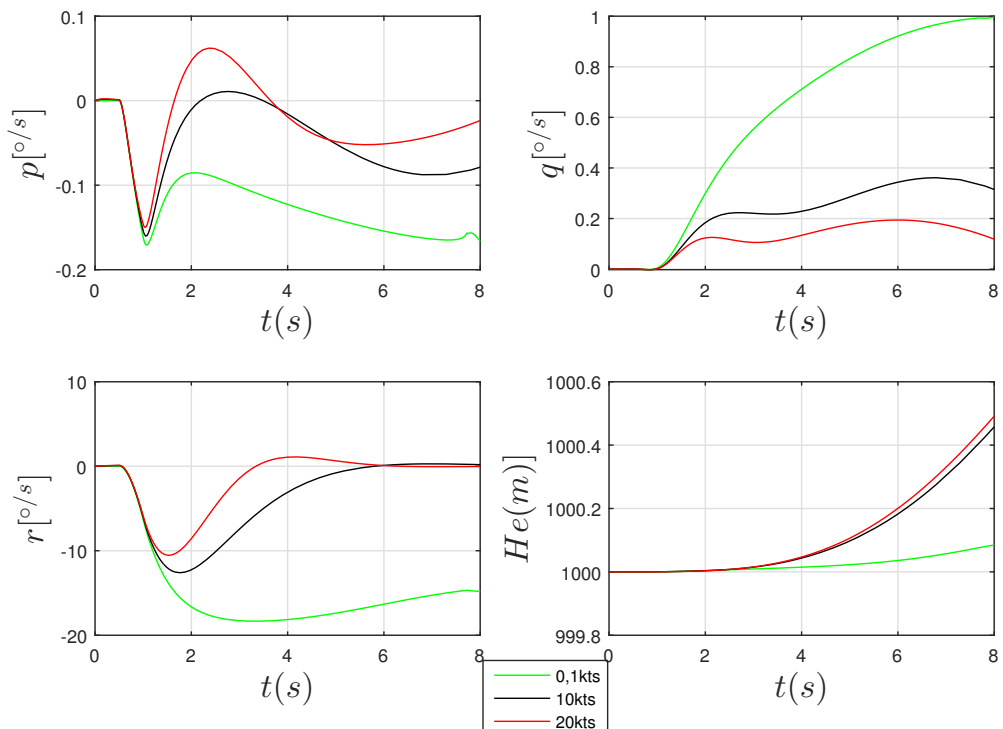


Figura 4.23: Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, taxas e altitude

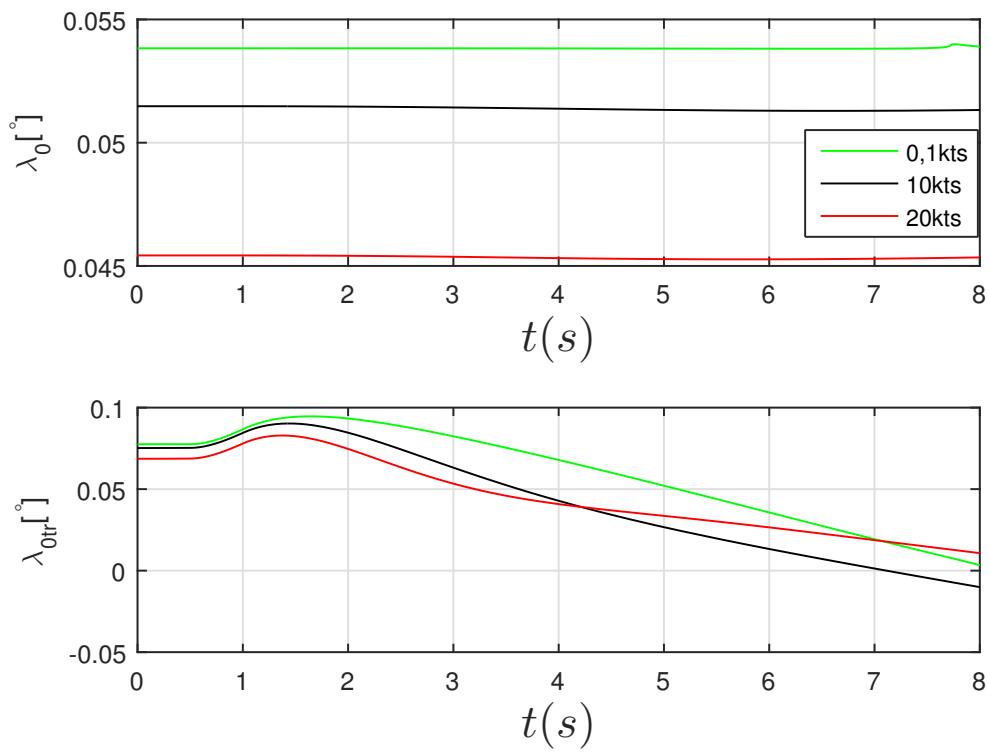


Figura 4.24: Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, inflow nos rotores

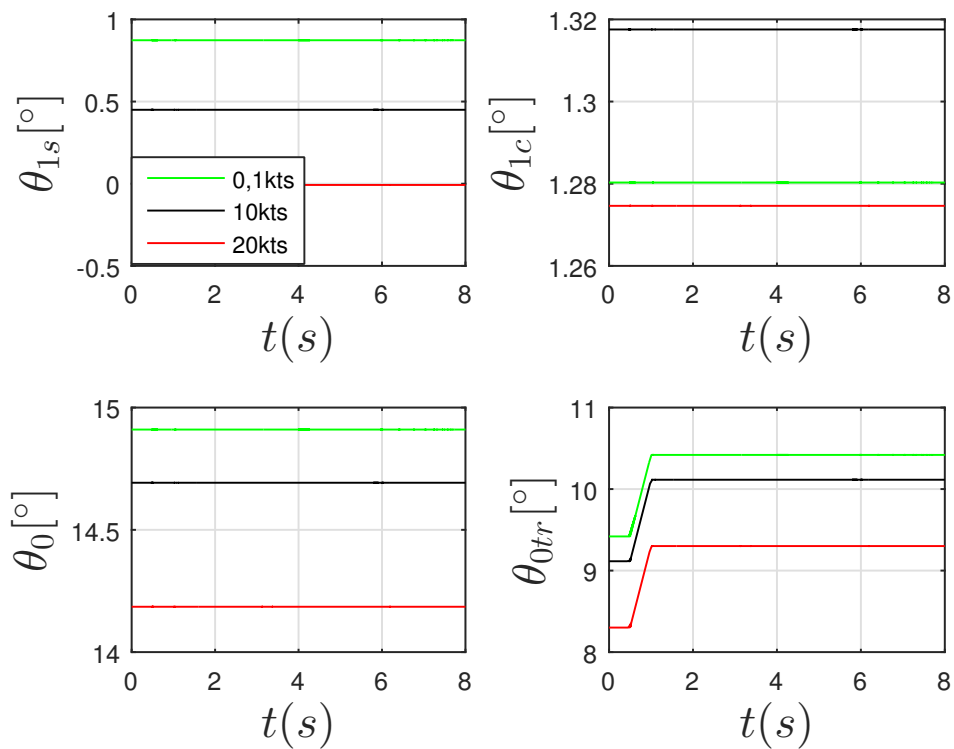


Figura 4.25: Sinais comandados: degrau no coletivo do rotor de cauda

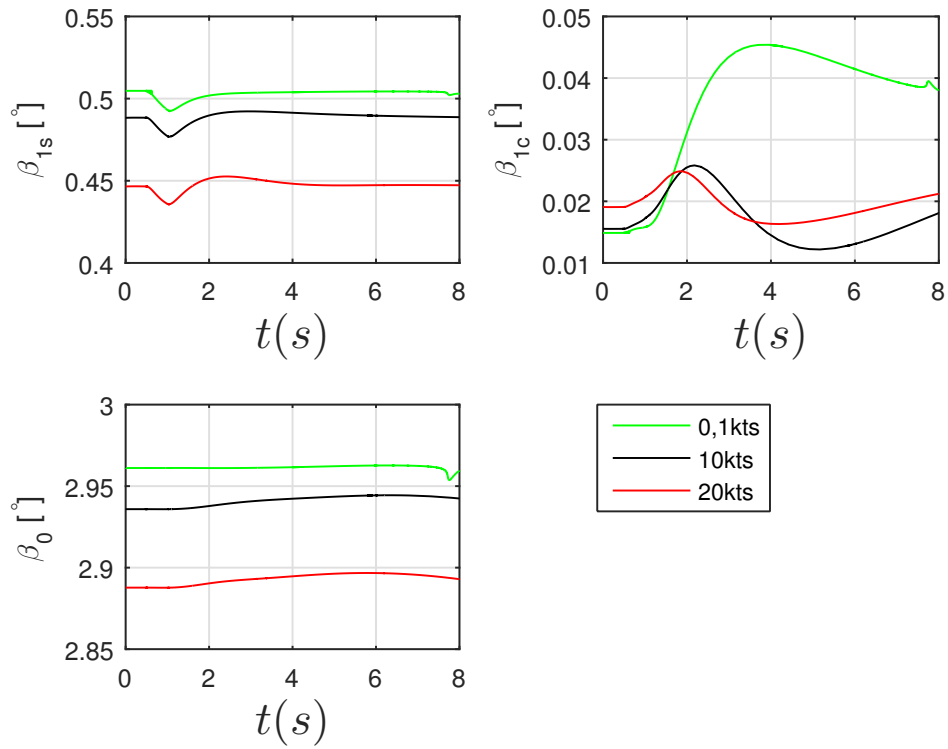


Figura 4.26: Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, ângulos de batimento

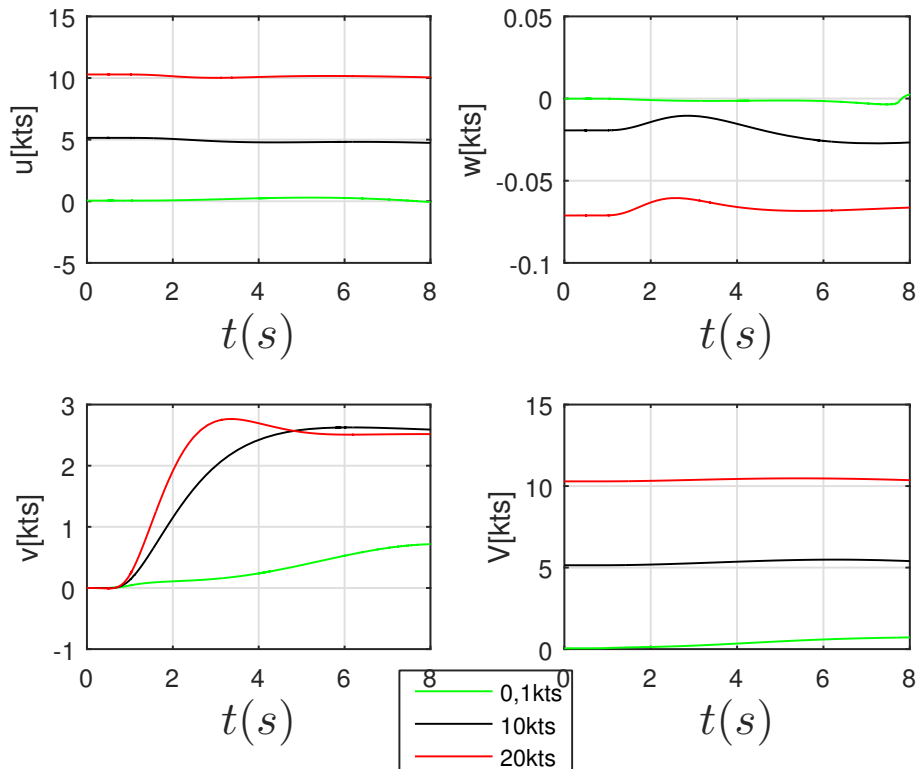


Figura 4.27: Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, velocidades u , v , w e V

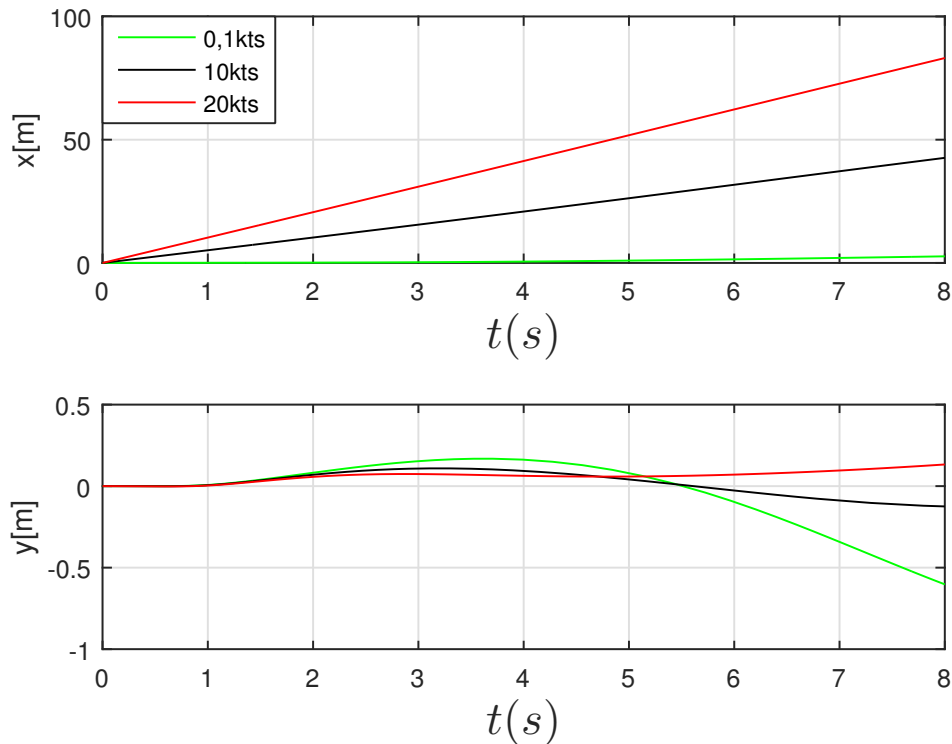


Figura 4.28: Resposta ao degrau no coletivo do rotor de cauda, posições x e y

A aplicação de um degrau no coletivo do rotor de cauda, resultou em uma resposta negativa da taxa de guinada, com uma tendência de estabilização em zero para velocidades maiores após oscilação. Além disso, observou-se um ganho de sustentação e altitude da aeronave.

Após análises dos resultados obtidos para os comandos aplicados na aeronave, verifica-se que em sua maioria, as respostas do helicóptero estão de acordo com o esperado. Nota-se que nas velocidades de 0,1 e 10kts para o comando no longitudinal cíclico, na velocidade de 0,1kts para o coletivo do rotor principal e na velocidade de 0,1kts para o rotor de cauda, o ângulo de ataque apresentou uma grande variação, chamando atenção para os resultados.

A equação diferencial do ângulo de ataque é mostrada na Equação 4.1, a qual permite observar que se os componentes de velocidades ' u ' e ' w ' tendem a zero, resultando em um aumento significativo do ângulo de ataque. Observa-se também que não existem descontinuidades nas curvas obtidas para os componentes de velocidades ' u ' e ' w ', parâmetros presentes no denominador da

equação 4.1.

$$\frac{d\alpha}{dt} = \frac{u*w_p - w*u_p}{u^2 + w^2} \quad (4.1)$$

A continuação das pesquisas permitirá que a modelagem do ângulo de ataque na pá do rotor principal seja melhorada, resultando assim na melhora da resposta da aeronave para o voo pairado e para baixas velocidades.

4.2 Validação Quantitativa e Qualitativa

4.2.1 Modelo Linearizado - Velocidade de 40kts

Os resultados apresentados no item 4.1 foram obtidos com o uso de simulações do modelo não linear. Muitas análises de estabilidade e de qualidades de voo consideram modelos linearizados em torno de um ponto de equilíbrio. Por este motivo, foi necessário linearizar a dinâmica em torno de pontos de equilíbrio, de forma a tornar possível a análise das qualidades de voo.

A linearização permite encontrar duas matrizes, a primeira matriz chamada de matriz A, representa a taxa de variação das derivadas dos estados com relação a variação dos estados, já a segunda matriz chamada de matriz B, representa a taxa de variação das derivadas dos estados com relação a variação dos controles. Através da linearização pode-se então avaliar a estabilidade da aeronave com o cálculo dos autovalores e da plotagem do diagrama de Bode do sistema (que demanda informações das matrizes A e B). Estas informações são importantes nas análises de qualidades de voo.

As Figuras de 4.29 e 4.31 apresentam a comparação de uma simulação com dinâmica não linear (curvas azuis) com a simulação de uma dinâmica linearizada (curvas vermelhas).

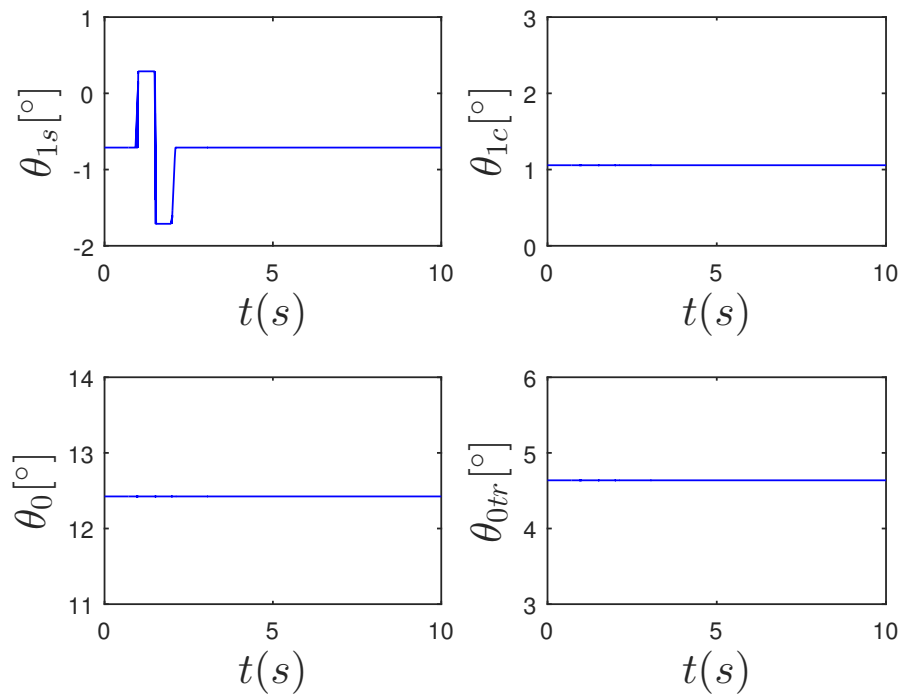


Figura 4.29: Sinal comandado

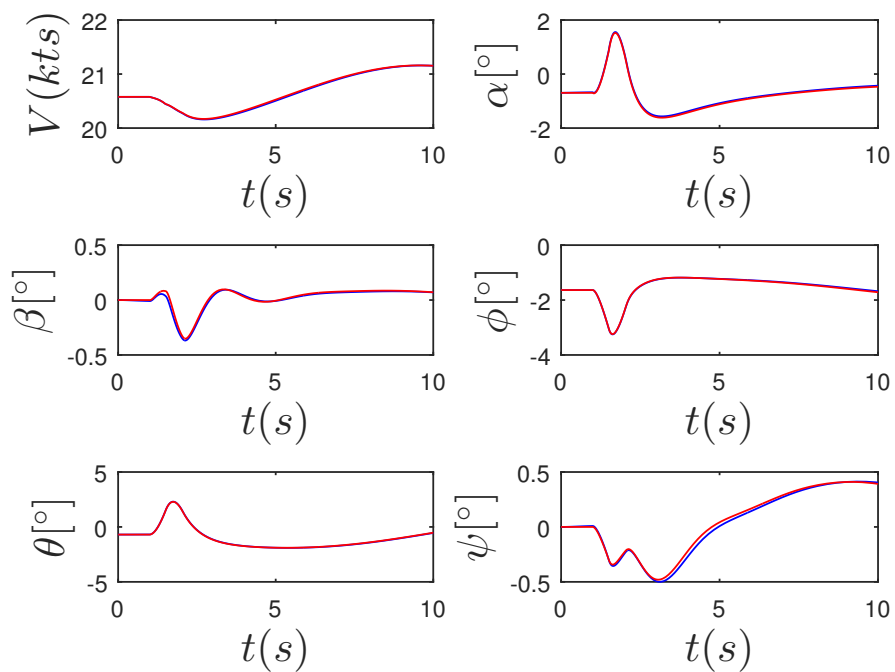


Figura 4.30: Ângulos de controle para helicóptero linearizado e não linearizado

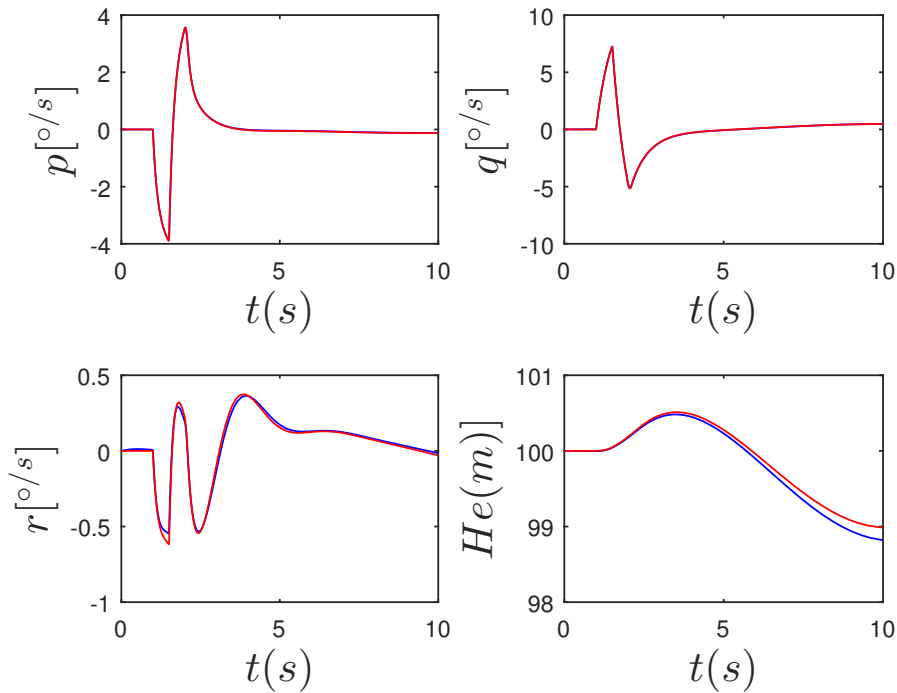


Figura 4.31: Taxas e altitude para helicóptero linearizado e não linearizado

Observou-se que todos os parâmetros apresentaram características semelhantes para as respostas linearizadas e não linearizadas.

As Tabelas 4.1 e 4.2 apresentam as matrizes de Estabilidade e de controle, já a Tabela 4.3 apresentam os autovalores.

Tabela 4.1: Matriz de estabilidade - A (Autor)

-0,0200	0,0311	-0,0007	-0,0035	-10,0000	0,1944	0,6026	0,0000	-0,0000
0,0000	-0,9744	0,0000	0,0139	-0,0000	-0,0134	0,9962	0,0000	0,0000
0,0001	-0,0051	-0,0961	0,4857	-0,002	-0,0303	-0,0105	-0,9643	-0,0000
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	1,0000	0,0003	-0,0121	0,0000
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,9996	0,0286	0,0000
0,0069	0,4659	0,4984	0,0000	0,0000	-9,0128	-1,9036	-0,1868	-0,0002
0,0227	-0,1380	0,0000	0,0000	0,0000	0,3562	-1,8007	0,0000	-0,0000
0,0063	-0,5469	5,3999	0,0000	0,0000	-1,1499	-0,2034	-2,0086	-0,0000
-0,0000	-20,5692	0,5874	0,0071	20,5776	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000

Tabela 4.2: Matriz de controle - B (Autor)

-9,0909	-1,2080	8,4910	0,0000
-0,9686	-7,2037	0,0050	0,0000
-0,0502	-0,0671	-0,3247	0,6536
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
-25,4217	13,9853	-129,8353	-3,1225
23,3469	5,9756	-4,5780	0,0000
-4,6978	12,5116	-19,9064	-36,9231
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000

Tabela 4.3: Matriz de autovalores (Autor)

-8,9291
-1,0424+2,0507i
-1,0424-2,0507i
-1,8392
-1,0897
0,0176+0,3368i
0,0176-0,3368i
-0,0020
0,0031

Os diagramas de Bode obtidos com os valores das matrizes A e B foram comparados com os Diagramas de Bode obtidos com os dados fornecidos em Padfield (2007). Estes diagramas são apresentados nas Figuras 4.32 e 4.33. Observa-se que para frequências maiores que 1 rad/s, as curvas apresentam uma maior proximidade de resposta. Nas Figuras, a linha em azul representa as respostas para dados retirados de Padfield(2007) e a linha em vermelho representa as respostas encontradas pelo autor.

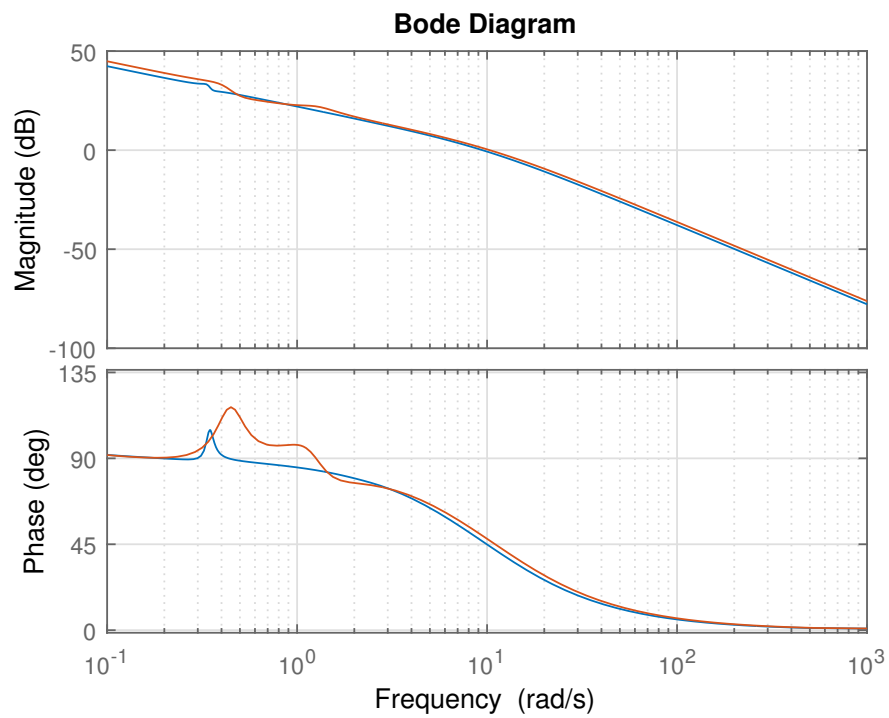


Figura 4.32: Diagrama de bode, ϕ/θ_{1c}

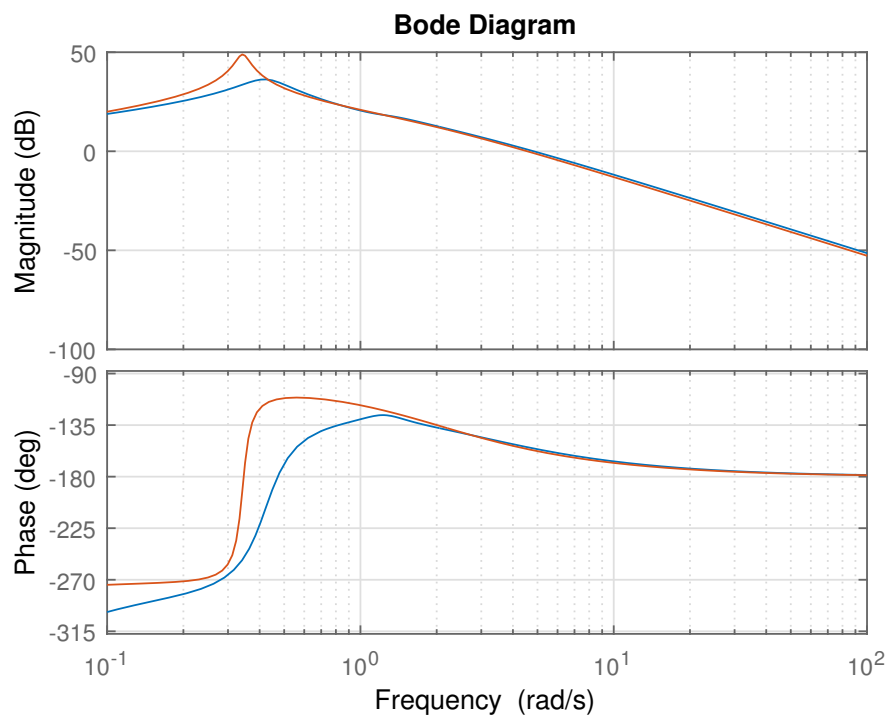
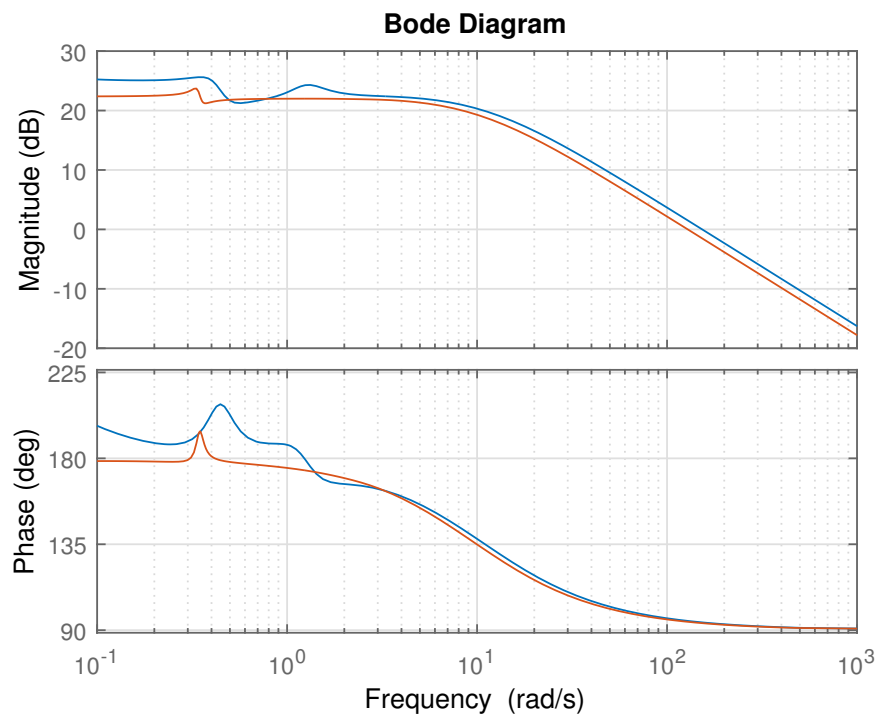
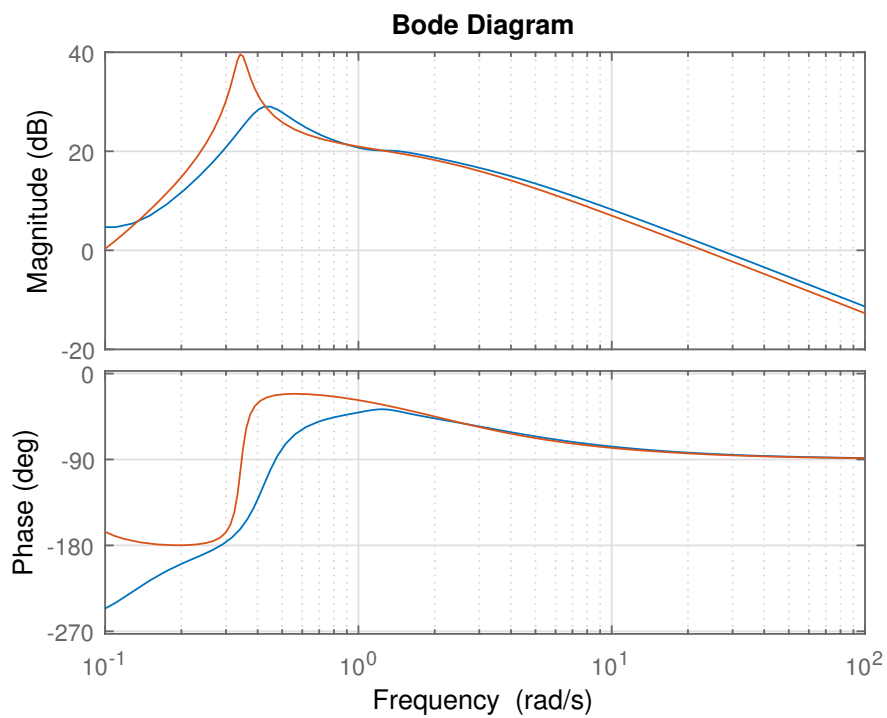


Figura 4.33: Diagrama de bode, θ/θ_{1s}

**Figura 4.34:** Diagrama de bode, p/θ_{1c} **Figura 4.35:** Diagrama de bode, q/θ_{1s}

A partir da matriz de estabilidade encontrada, montou-se as matrizes de

estabilidade para a condição lateral e para condição longitudinal. As Tabelas de 4.4 a 4.7 apresentam as matrizes de estabilidade e os autovalores calculados para as condições lateral e longitudinal, respectivamente. Os parâmetros ângulo de derrapagem, ângulo de rolamento, taxa de rolamento e taxa de guinada foram utilizados para construção da matriz de estabilidade para o lateral cíclico, já os parâmetros ângulo de ataque, ângulo de atitude, velocidade e taxa de arfagem foram utilizados para construção da matriz para o longitudinal cíclico.

Tabela 4.4: Matriz de autovalores para condição lateral

-0,0960	0,4857	-0,0303	-0,9643
0,0000	0,0000	1,0000	-0,0120
0,4984	0,0000	-9,0128	-0,1868
5,3999	0,0000	-1,1501	-2,0086

Tabela 4.5: Autovalores para condição lateral

-9,0274
-1,0421+2,0501i
-1,0421+2,0501i
-0,0060

Tabela 4.6: Matriz de autovalores para condição lateral

-0,0200	0,0894	-10,0000	0,5957
-0,0001	-0,9743	-0,0000	0,9961
0,0000	0,0000	0,0000	0,9996
0,0227	-0,1379	0,0000	-1,8007

Tabela 4.7: Autovalores para condição longitudinal

0,0195+0,3377i
0,0195-0,3377i
-1,6965
-1,1375

Definidos os autovalores para as matrizes construídas, plotou-se os valores para verificação da estabilidade e determinação da classificação com relação

a condições de pequenas amplitudes e frequências de baixa a moderada. Nas Figuras 4.36 e 4.37 os pontos plotados nas cores vermelha e azul referem-se ao lateral e ao longitudinal, respectivamente.

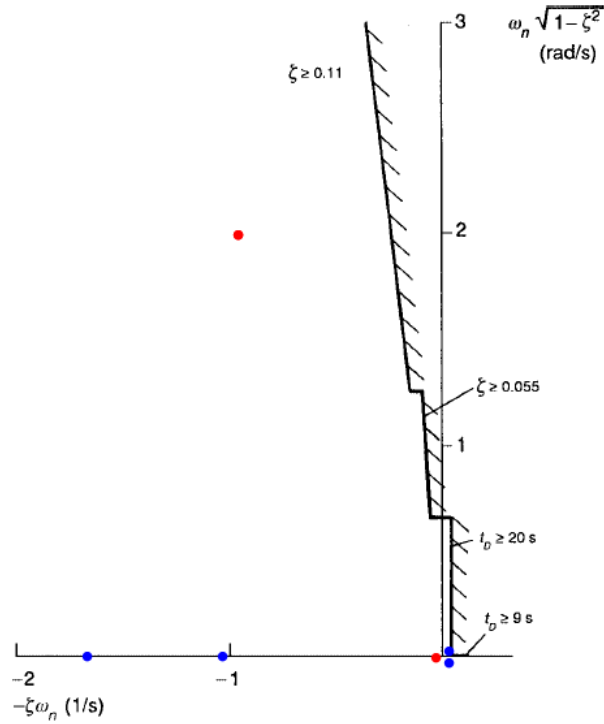


Figura 4.36: exigências civis, marcação dos autovalores

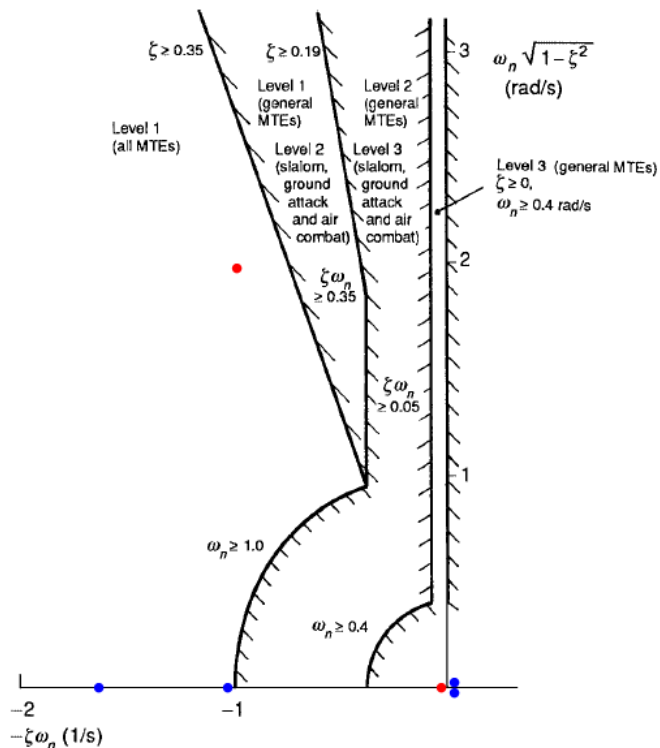


Figura 4.37: exigências militares, marcação dos autovalores

Para os critérios de exigências civis, tanto para o lateral quanto para o longitudinal a aeronave se encontra estável para realização das manobras. Conforme observado nas Figuras 4.36 e 4.37, para as condições analisadas, os autovalores referentes ao lateral cíclico se encontram localizados no semiplano negativo, ou seja, caracterizam uma condição de estabilidade para análise com relação ao eixo longitudinal(rolamento), assim como os autovalores referentes a dinâmica longitudinal que também estão localizados no semiplano negativo e apresentando alguns pontos próximos a origem no semiplano positivo, se caracterizando também por uma condição estável(a esquerda da curva de interesse).

A distribuição dos pontos para análise de exigências militares, classificou a aeronave para tanto para a direção lateral quanto para a direção longitudinal como nível 3 para MTEs gerais, existindo uma possível instabilidade para a direção longitudinal(localização dos autovalores no semi-plano complexo direito próximos a origem do semi-plano complexo).

Capítulo 5

Resultados

5.1 Aplicação dos controladores

Os controles de p , q , r , θ , α , ϕ , Y_{pos} , X_{pos} , H e V desenvolvidos neste trabalho, abrangem em sua maioria velocidades iniciais de 1, 10 e 20 m/s, ou seja, 1,94, 19,44 e 38,88kts . Uma altitude(H) de 1000m, um ângulo de derrapagem(β) valendo 0 e uma razão de subida ($Rclimb$) valendo 0, foram definidos como parâmetros de entrada para cálculos das condições de equilíbrio em todas as simulações realizadas.

A maioria dos controles foram realizados utilizando um sinal do tipo *doublet* como referência, este tipo de sinal impõe grande dificuldade a lei de controle projetada, característica que o torna muito interessante para análise e teste da capacidade do controlador. Na busca por um controle adequado, realizou-se uma exaustiva combinação de parâmetros(espessura da camada limite e ganhos) utilizando o método de tentativa e erro. Para alguns parâmetros de interesse, a busca por resultados mais precisos resultou em um grande tempo de simulação, o que exigiu a modificação de alguns parâmetros do regulador para que se obtivesse uma redução do tempo. Em alguns casos, a mudança na espessura da camada limite permitiu solucionar este problema, ou seja, a aumento no valor do parâmetro implicou em uma redução do tempo de simulação sem prejuízo significativo do controle.

Deve-se notar que o texto fará referência a entradas do tipo *doublet*, com

amplitudes máximas de 5°, 10°, 15°, 18°, 20° e 60°, porém os valores apresentados nos resultados serão diferentes devido a presença de uma função de transferência que visa além de suavizar o sinal de entrada (eliminando a presença de uma derivada indeterminada), tornar a simulação mais realista.

As análises serão realizadas em duas etapas, na primeira etapa será realizado o controle do parâmetro de interesse deixando livre o comando necessário para sua realização (por exemplo o comando do longitudinal cíclico), já na segunda etapa de análises o controle do parâmetro de interesse será realizado com restrições no comando necessário para sua realização, também buscando deixar as simulações mais realistas.

Em simulações envolvendo X_{pos} , Y_{pos} , V e H , parâmetros que apresentem grau relativo 4, 4, 3 e 4 respectivamente, foram necessárias a realizações de derivadas de segunda e terceira ordem, conforme será apresentado nas leis de controle. Ao montar o diagrama de blocos em um software comercial, as derivadas de ordem mais altas podem ser substituídas por blocos de derivação numérica. Estes blocos quando utilizados resultam em um aumento exagerado do tempo de simulação, tornando necessário que o programador utilize de outras ferramentas que permitam a minimização deste tempo. Em Seshagiri & Khalil(2005) e em Sousa(2013) são descritos observadores que após serem implementados permitem a a estimação das derivadas e um ganho no tempo de simulação.

As simulações iniciais serão realizadas sem a presença de atuadores, ou seja, serão simulações não realistas, já que não serão restringidas os ângulos máximos dos comandos necessários para realização das manobras.

Por fim, utilizou-se para o helicóptero ao projetar as leis de controle, graus reativos correspondentes aos definidos para aeronaves de asas fixas.

5.1.1 Taxa de Arfagem - q

O controle da taxa de arfagem foi realizado utilizando o longitudinal cíclico e controlador de grau relativo 1, conforme apresentado em Promtun &

Seshagiri(2009) e em Sousa & Paglione(2012), calculado em Mendez(2018) e aplicado por Campos(2017). Realizou-se o controle de um sinal do tipo *doublet* de amplitude de 5°/s na taxa de arfagem, obtendo-se bons resultados para as três velocidades analisadas. A equação 5.1 apresenta os parâmetros do controlador projetado. As figuras 5.1, 5.2 e 5.3 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros p e V calculados para as velocidades iniciais de 1, 10 e 20m/s, respectivamente.

$$\theta_{1s} = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_0 + k_1 e_q}{\mu_q} \right) \right] =$$

$$-6,98132 \left[\text{sat} \left(\frac{10\sigma_0 + 1e_q}{5} \right) \right] \quad (5.1)$$

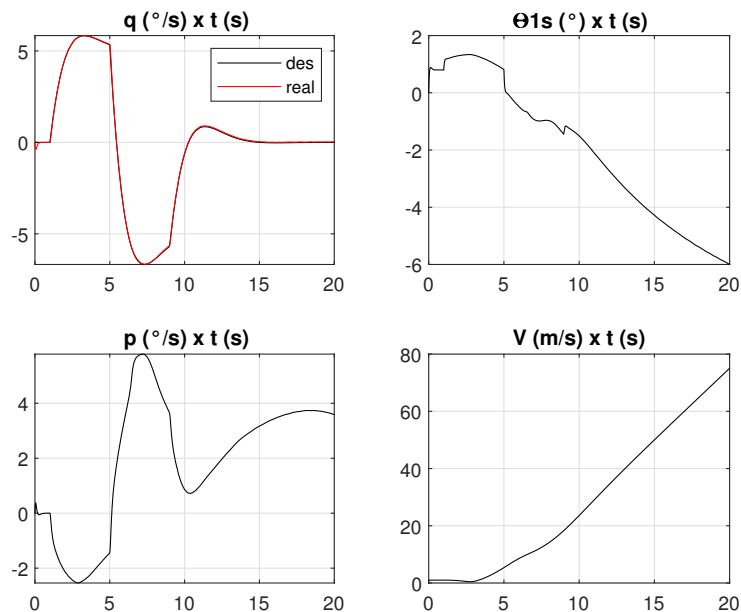


Figura 5.1: Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 5°/s

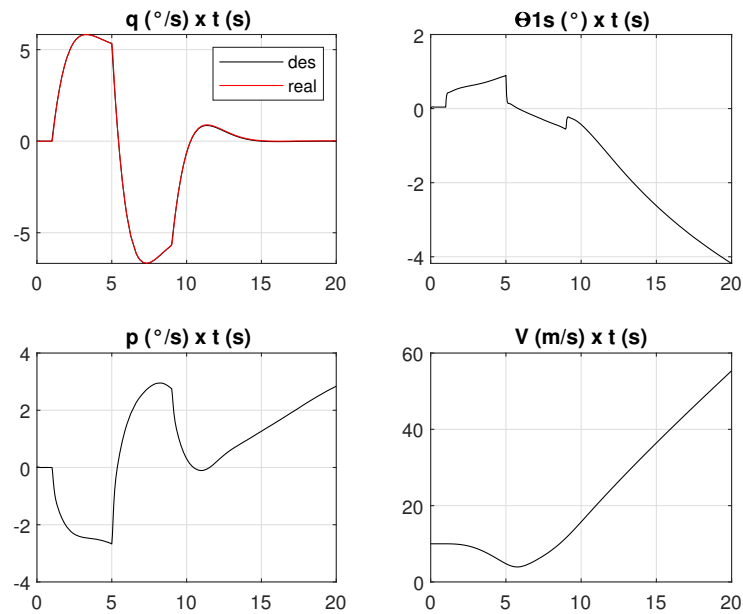


Figura 5.2: Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 5°/s

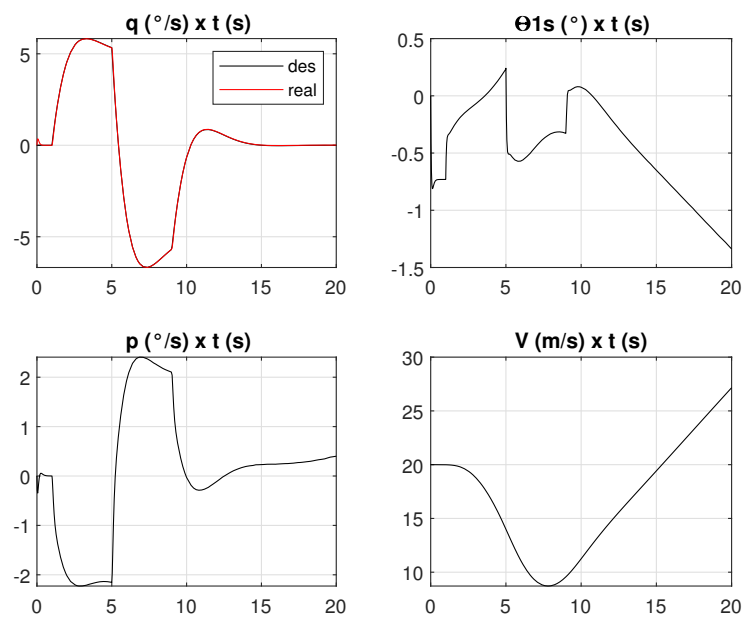


Figura 5.3: Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 5°/s

O controlador da taxa de arfagem também foi definido para um sinal do tipo *doublet* de 20°, obtendo-se bons resultados. A equação 5.1 também apresenta os parâmetros do controlador projetado para o novo valor de amplitude. As figuras 5.4, 5.5 e 5.6 apresentam os controles realizados, as respostas dos

controladores e as respostas dos parâmetros p e V para as velocidades simuladas anteriormente.

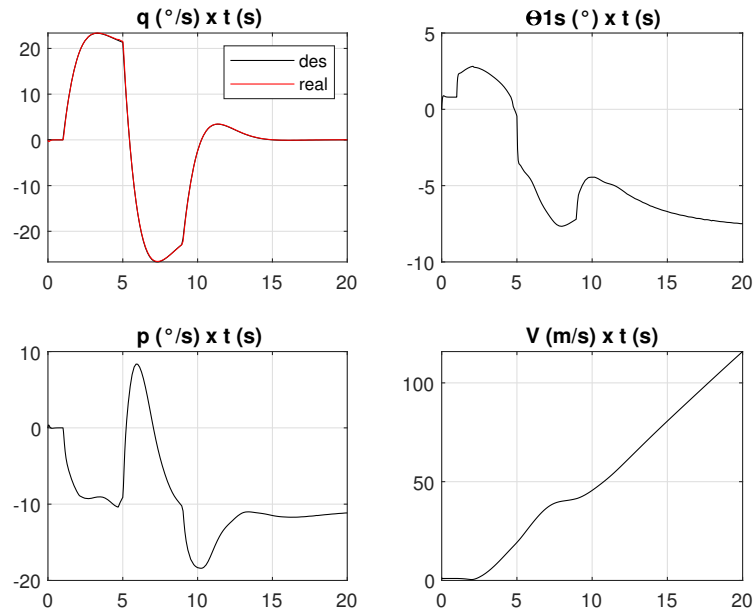


Figura 5.4: Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 1m/s e *doublet* de 20°/s

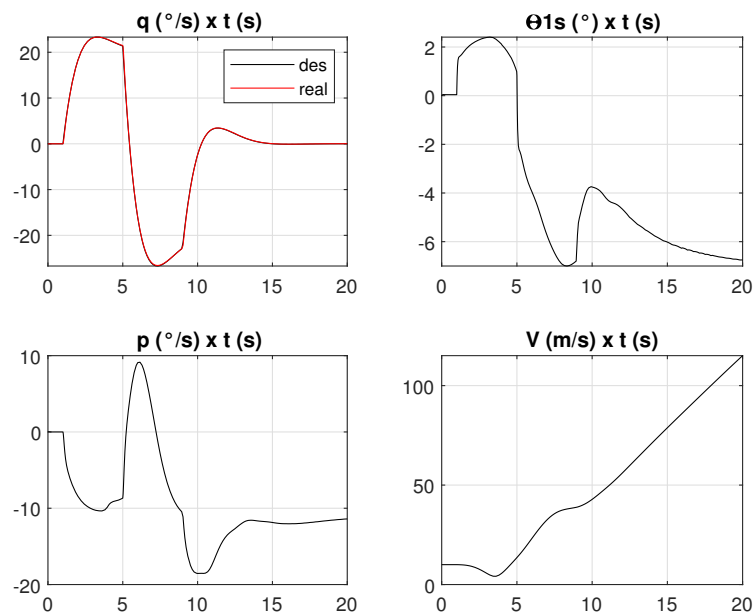


Figura 5.5: Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 10m/s e *doublet* de 20°/s

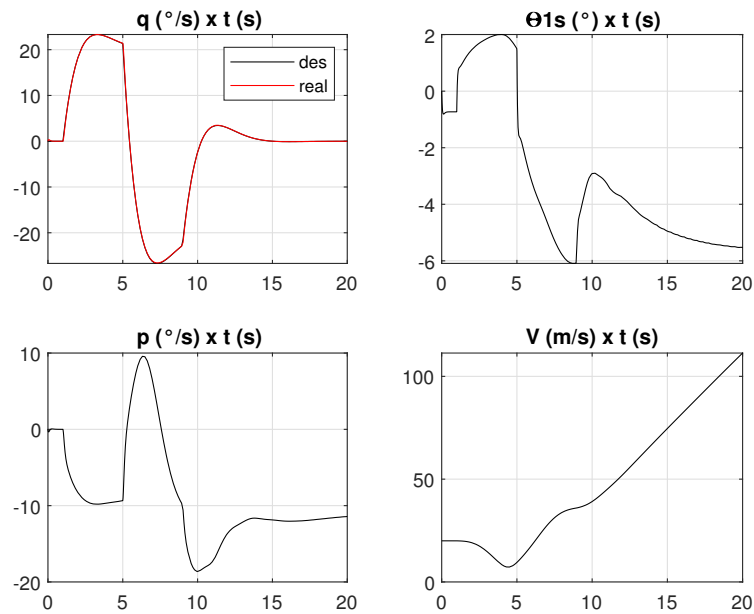


Figura 5.6: Controle da taxa de arfagem para velocidade inicial de 20m/s e *doublet* de 20°/s

Dentro do intervalo de tempo simulado, para o sinal de entrada com menor amplitude, quanto maior a velocidade inicial da aeronave, menor a velocidade final e menor a amplitude atingida pelo ângulo de controle θ_{1s} . Ao se utilizar o sinal de referência com maior amplitude, não se observa grandes diferenças nos valores finais das velocidades e nas máximas taxas de rolamento atingidas, no entanto tem-se assim como no sinal de menor amplitude uma redução na amplitude máxima atingida pelo controle θ_{1s} quando se aumenta a velocidade inicial da aeronave. Nota-se também que independente da velocidade inicial e da amplitude do *doublet* imposto para a taxa de arfagem, no momento de aplicação de uma taxa de arfagem positiva que implicou na elevação do "nariz" da aeronave, esta respondeu com uma taxa de rolamento para direita, e vice versa, característica comum em todas as simulações. A apresentação da resposta de p evidenciou o off-axis response, resposta essa que não impediu o controle desejado.

5.1.2 Taxa de Rolamento - p

O controle da taxa de rolamento foi realizado utilizando o lateral cíclico e controlador de grau relativo 1, grau este que foi calculado em Méndez(2018). Realizou-se o controle de um sinal do tipo *doublet* na taxa de rolamento de 5°/s, obtendo-se bons resultados para as três velocidades analisadas. A equação 5.2 apresenta os parâmetros do controlador projetado. As figuras 5.7, 5.8 e 5.9 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros q e V para as velocidades de 1, 10 e 20m/s, respectivamente.

$$\theta_{1c} = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_0 + k_1 e_p}{\mu_p} \right) \right] =$$

$$2,09439 \left[\text{sat} \left(\frac{20\sigma_0 + 1e_p}{10} \right) \right] \quad (5.2)$$

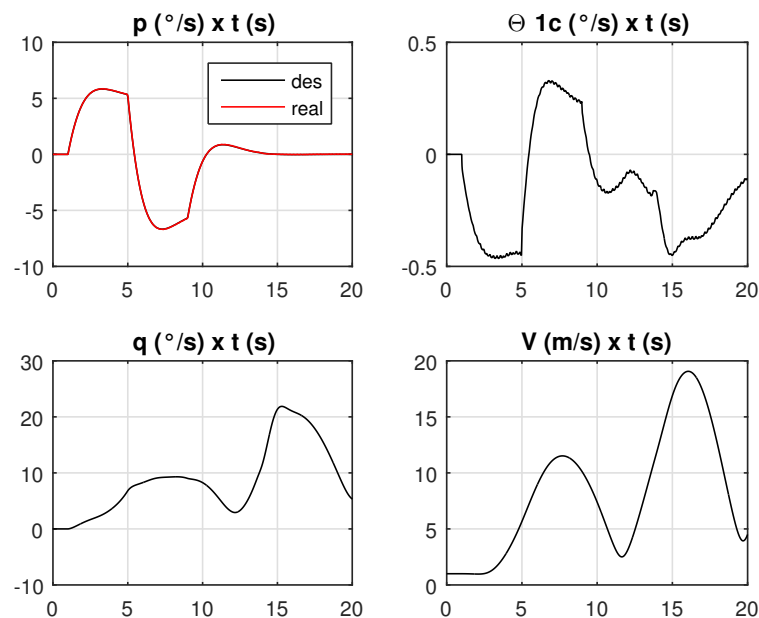


Figura 5.7: Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 5°/s

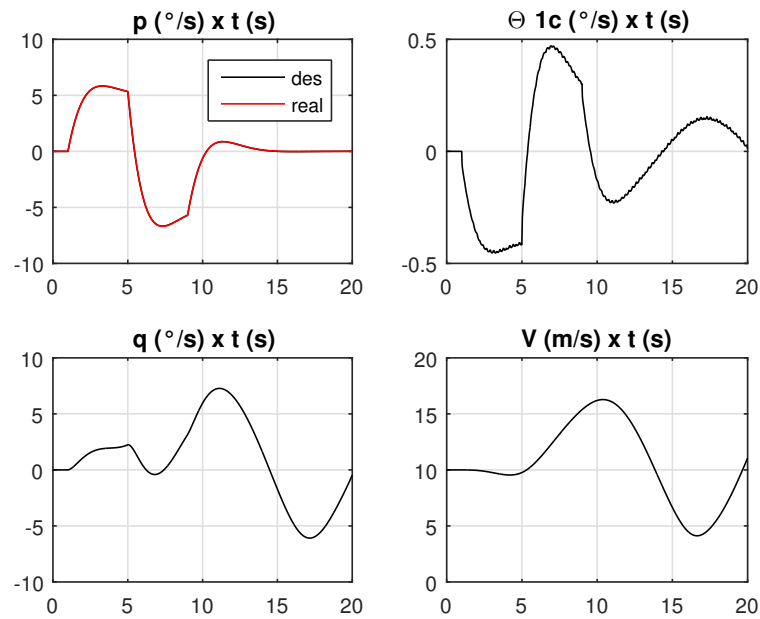


Figura 5.8: Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 5°/s

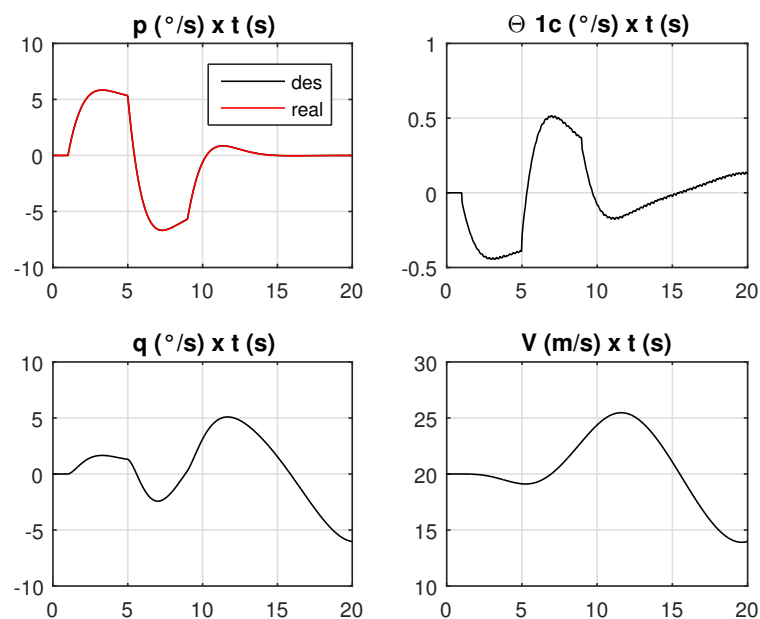


Figura 5.9: Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 5°/s

O controle da taxa de rolamento também foi definido para um sinal do tipo *doublet* com amplitude de 20°/s, obtendo-se bons resultados. A equação 5.2 também apresenta os parâmetros do controlador projetado para a nova amplitude. As figuras 5.10, 5.11 e 5.12 apresentam os controles realizados, as respos-

tas dos controladores e as respostas dos parâmetros q e V para as velocidades iniciais de 1, 10 e 20m/s, respectivamente.

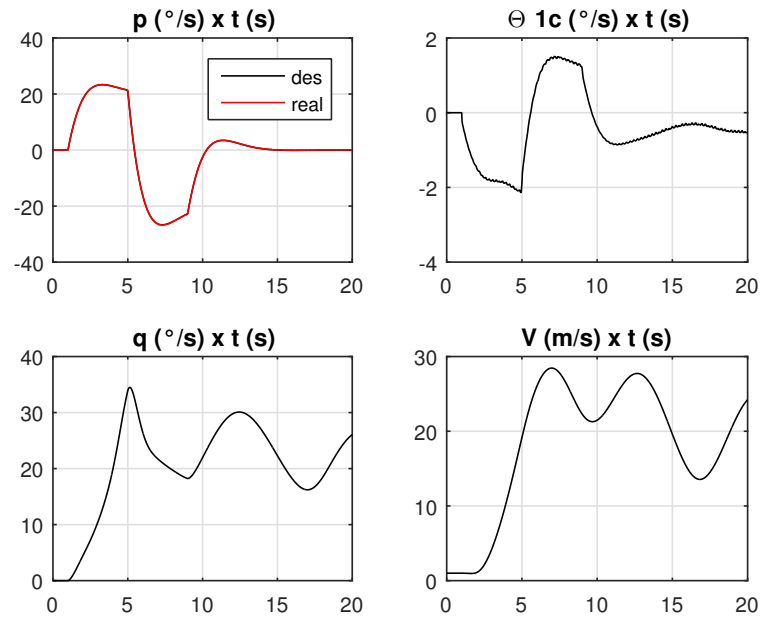


Figura 5.10: Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 20 $^{\circ}/s$

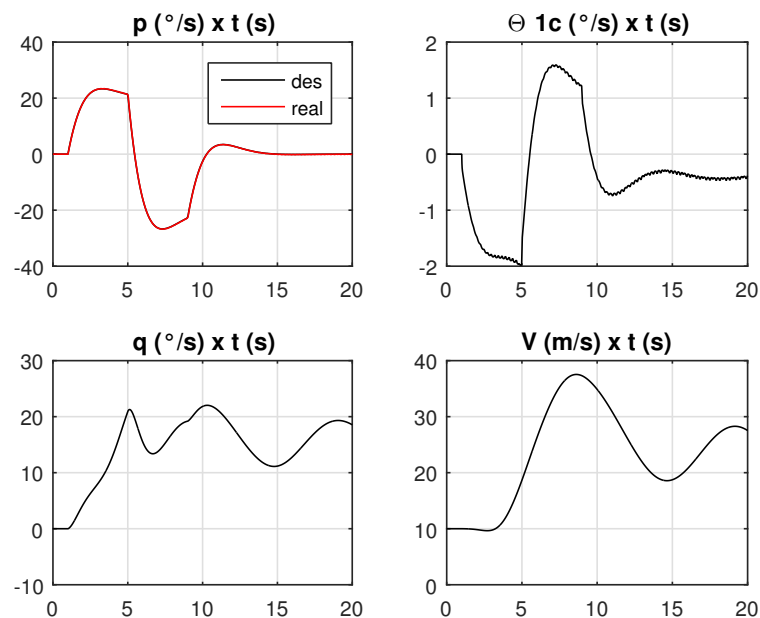


Figura 5.11: Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 20 $^{\circ}/s$

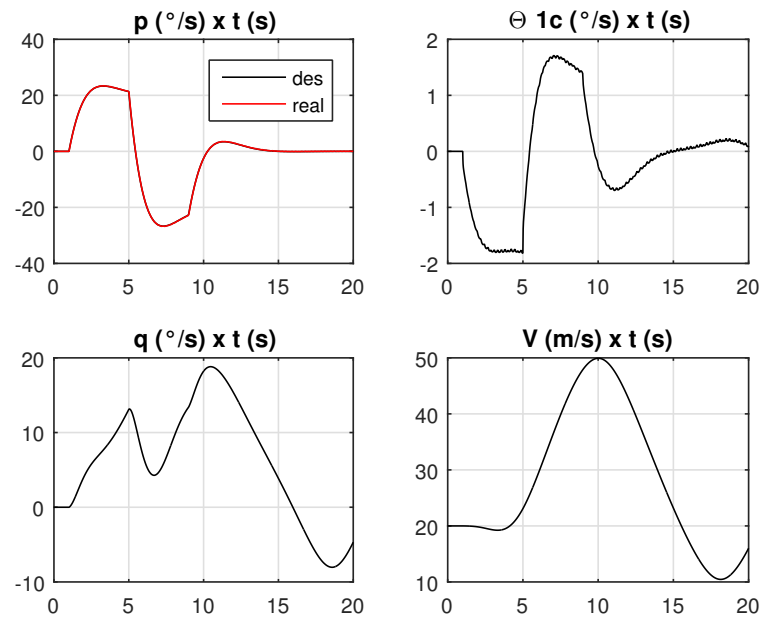


Figura 5.12: Controle da taxa de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 20°/s

Conclui-se que no controle da taxa de rolamento, o aumento da amplitude do sinal desejado aumentou a amplitude máxima atingida pelo ângulo de controle θ_{1c} . As taxas de arfagem apresentam respostas semelhantes, alcançando maiores valores para sinais de maiores amplitudes. Inicialmente, a aplicação de uma taxa de rolamento para a esquerda implicou em uma resposta positiva da taxa de arfagem, a qual apresentou maior taxa quando exposta a um sinal de maior amplitude. A apresentação da resposta de q evidenciou o *off-axis response*, resposta essa que não impediu o controle desejado.

5.1.3 Taxa de Guinada - r

O controle da taxa de guinada foi realizado utilizando o coletivo do rotor de cauda e utilizando controlador de grau relativo 1, este grau foi proposto em Sousa & Paglione(2012) e utilizado em Méndez(2018). Realizou-se o controle de um sinal do tipo *doublet* na taxa de guinada de 5°/s, obtendo-se bons resultados para as três velocidades analisadas. A equação 5.3 apresenta os parâmetros do controlador projetado. As figuras 5.13, 5.14 e 5.15 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros V calculados para as

velocidades iniciais de 1, 10 e 20 m/s, respectivamente.

$$\theta_{0tr} = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_0 + k_1 e_r}{\mu_r} \right) \right] = 2,09439 \left[\text{sat} \left(\frac{20 \sigma_0 + 1 e_r}{3} \right) \right] \quad (5.3)$$

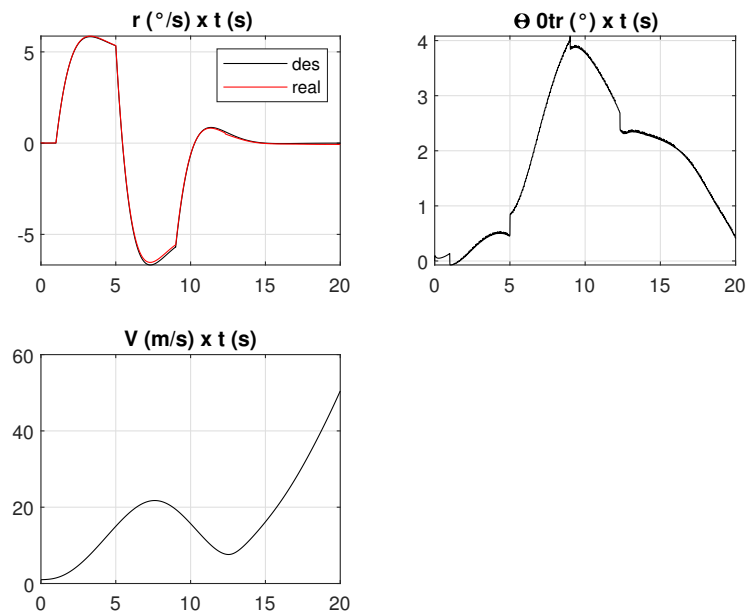


Figura 5.13: Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 1 m/s e doublet de 5°/s

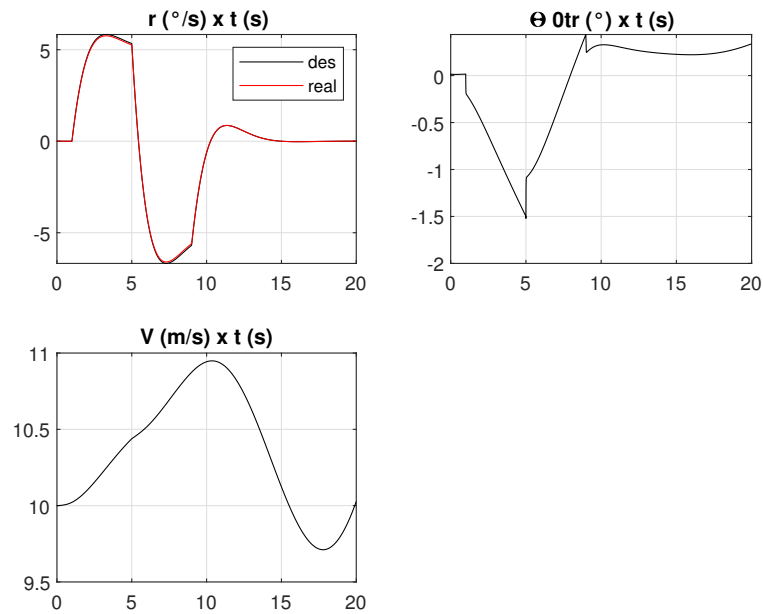


Figura 5.14: Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 5/s

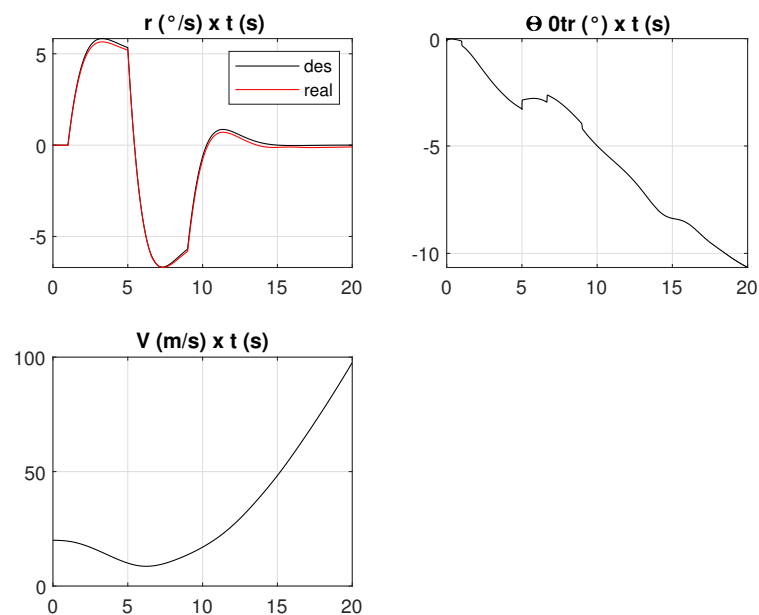


Figura 5.15: Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 5/s

O controle da taxa de guinada também foi realizado para um *doublet* com amplitude de 20 $^{\circ}/s$, obtendo-se bons resultados. A equação 5.3 também apresenta os parâmetros do controlador projetado para nova condição. As figuras 5.16, 5.17 e 5.18 apresentam os controles realizados, as respostas dos controla-

dores e as respostas do parâmetro V calculados para as velocidades simuladas anteriormente.

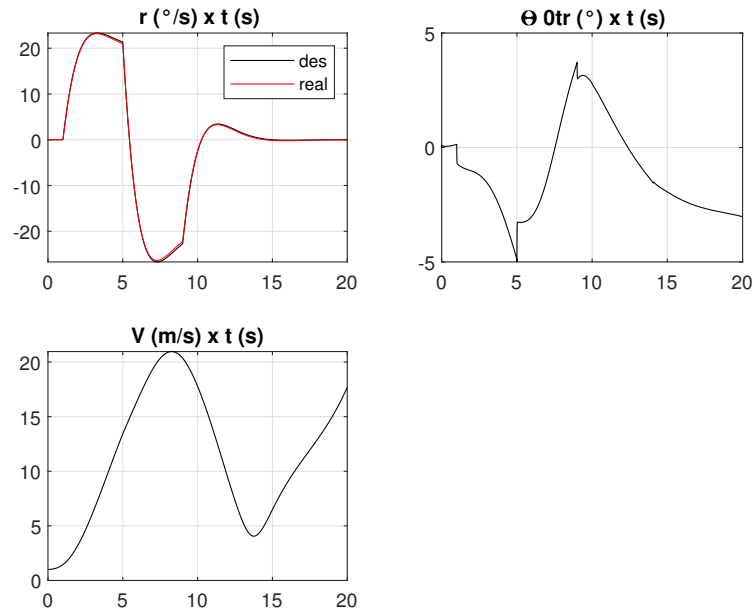


Figura 5.16: Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 20°/s

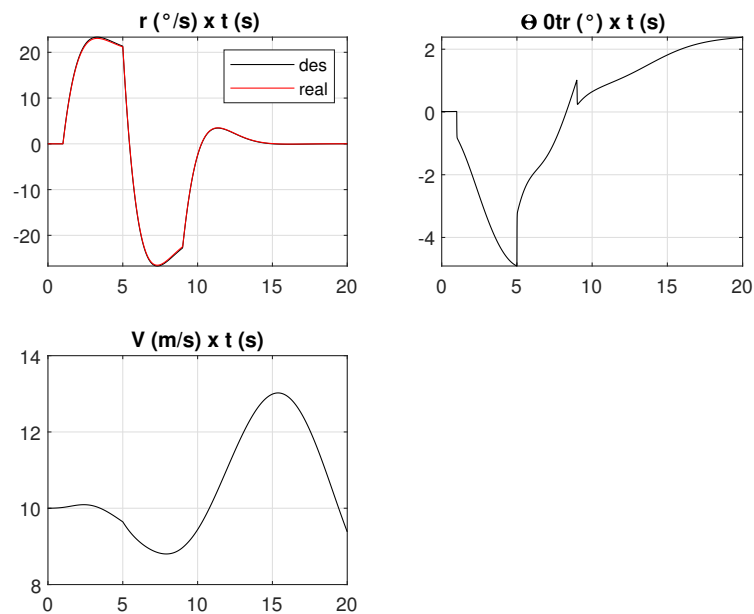


Figura 5.17: Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 20°/s

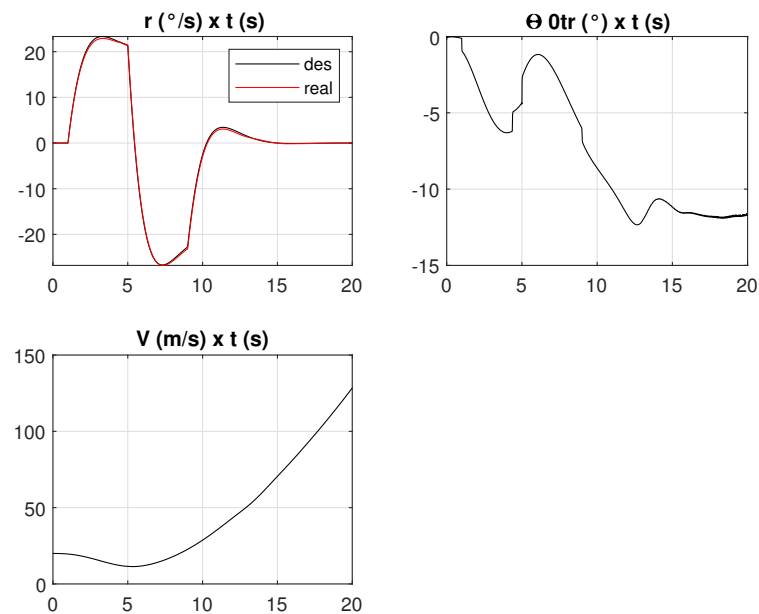


Figura 5.18: Controle da taxa de guinada para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 20°/s

Assim como nas taxas de rolamento e arfagem, as quais exigem um aumento no valor do ângulo de controle quando se aumenta a amplitude do sinal de referência, para a taxa de guinada também existe um acréscimo na amplitude do ângulo de controle θ_{0tr} . A variação da amplitude do sinal de referência para uma mesma velocidade inicial não implica em mudanças drásticas nas respostas de velocidade.

5.1.4 Ângulo de Atitude - θ

O controle do ângulo de atitude foi realizado utilizando o longitudinal cíclico e utilizando controlador de grau relativo 2, este parâmetro foi sugerido em Sousa & Paglione(2012) e aplicado em Campos(2017). Realizou-se o controle de um sinal do tipo *doublet* no ângulo de atitude de 5°, obtendo-se bons resultados para as velocidades de 1, 10 e 20 m/s. A equação 5.4 apresenta os parâmetros do controlador projetado. As figuras 5.19, 5.20 e 5.21 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros ϕ e V calculados.

$$\begin{aligned} \theta_{1s} &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_0 + k_1 e_\theta + \dot{e}_\theta}{\mu_\theta} \right) \right] = \\ &= -1,39626 \left[\text{sat} \left(\frac{10\sigma_0 + 1e_\theta + 1\dot{e}_\theta}{0,1} \right) \right] \end{aligned} \quad (5.4)$$

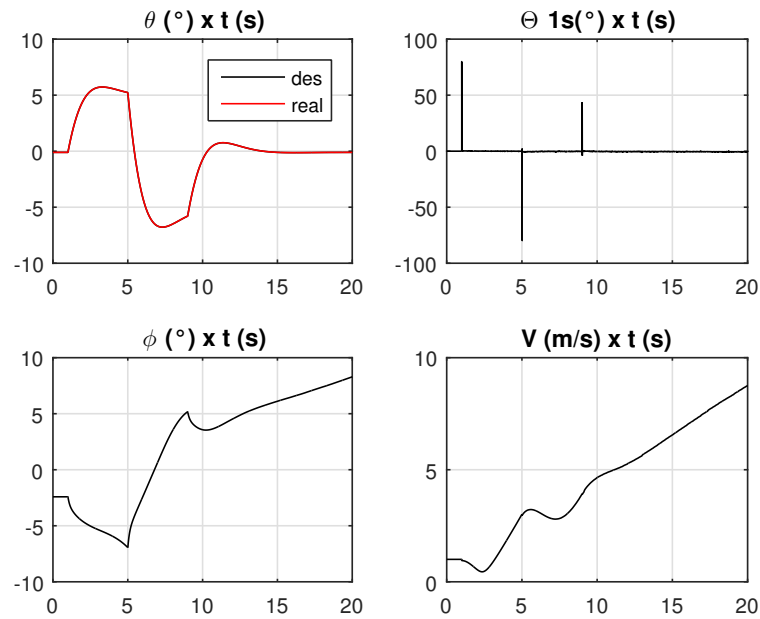


Figura 5.19: Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 1m/s e *doublet* de 5°

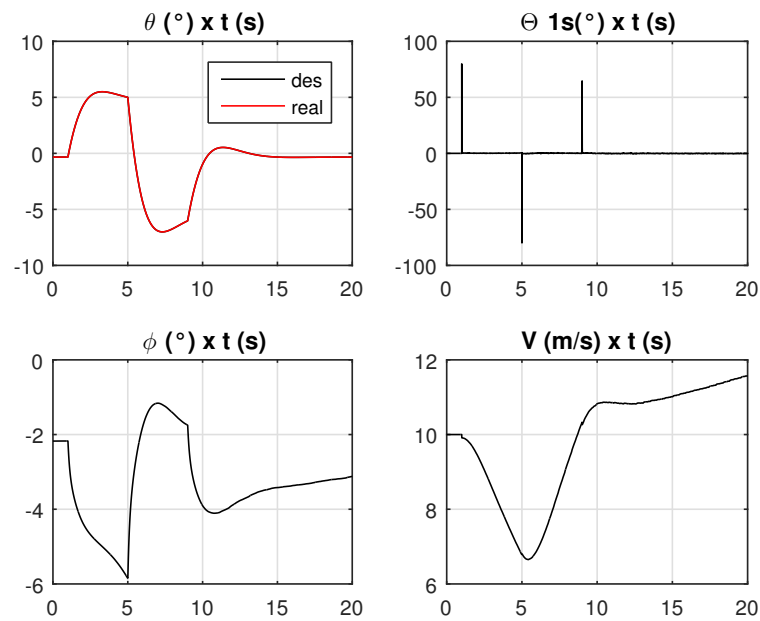


Figura 5.20: Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10m/s e *doublet* de 5°

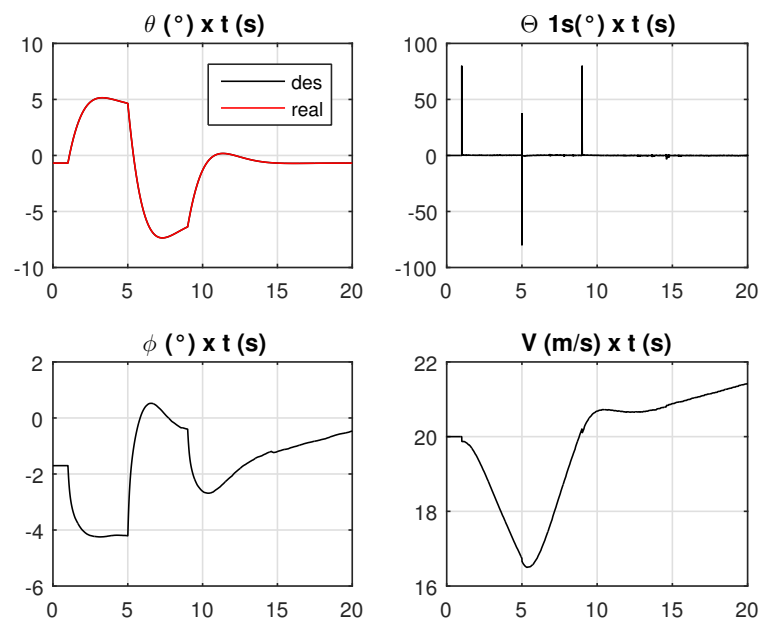


Figura 5.21: Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 20m/s e *doublet* de 5°

O controle do ângulo de atitude também foi definido para um sinal do tipo *doublet* com amplitude de 18°, obtendo-se bons resultados. A equação 5.5 apresenta os parâmetros do novo controlador projetado. As figuras 5.22 e 5.23 apresentam os controles realizados, as respostas dos controladores e as

respostas dos parâmetros ϕ e V para as velocidades iniciais de 10 e 20m/s, respectivamente.

$$\begin{aligned} \theta_{1s} &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_0 + k_1 e_\theta + \dot{e}_\theta}{\mu_\theta} \right) \right] = \\ &= -3,49066 \left[\text{sat} \left(\frac{1\sigma_0 + 1e_\theta + 1\dot{e}_\theta}{5} \right) \right] \end{aligned} \quad (5.5)$$

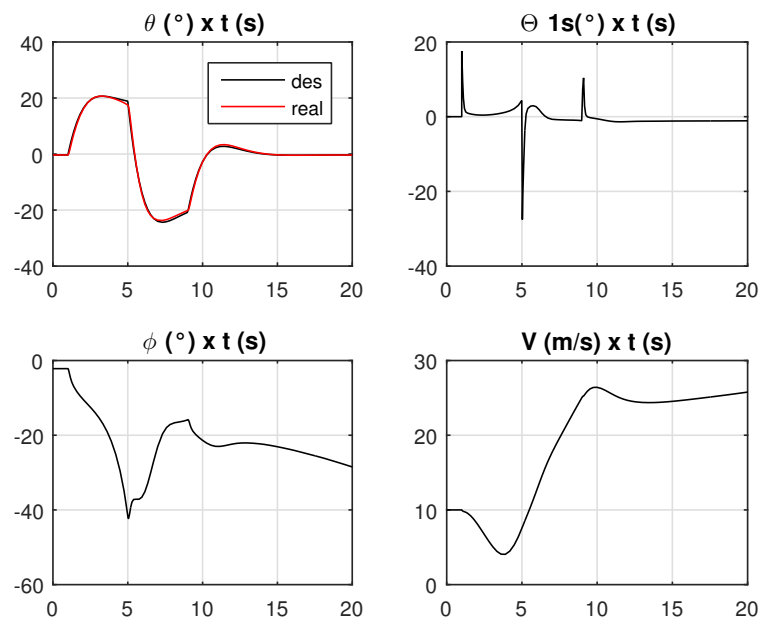


Figura 5.22: Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10m/s e *doublet* de 18°

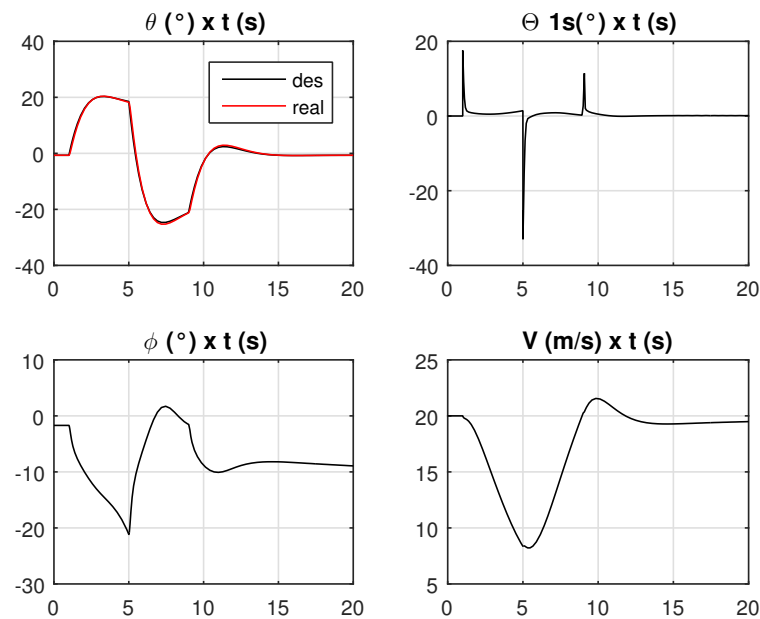


Figura 5.23: Controle do ângulo de atitude para velocidade inicial de 20m/s e *doublet* de 18°

Diferente dos controles anteriores (taxa de arfagem, taxa de rolamento e taxa de guinada) não foi possível utilizar o mesmo controlador para os sinais de diferentes amplitudes, sendo necessária a mudança de alguns parâmetros do controlador. A modificação destes parâmetros permitiu o controle desejado e prejudicou sutilmente a precisão do controle. O aumento na amplitude do sinal de referência exigiu um aumento na amplitude máxima atingida pelo ângulo de controle θ_{1s} . Nota-se que ao aplicar um aumento positivo no ângulo de atitude da aeronave (levantar o "nariz"), o ângulo de rolamento apresentou uma resposta negativa, ou seja, um rolamento para esquerda. Esse comportamento se manifestou em todas as simulações realizadas.

5.1.5 Ângulo de Rolamento - ϕ

O controle do ângulo de rolamento foi realizado utilizando o lateral cíclico e utilizando controlador de grau relativo 2, grau este proposto em Sousa & Paglione (2012). Realizou-se o controle de um sinal do tipo *doublet* no ângulo de rolamento de 20°, obtendo-se bons resultados para as três velocidades analisadas. A equação 5.6 apresenta os parâmetros do controlador projetado.

As figuras 5.24, 5.25 e 5.26 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros θ e V calculados para as velocidades de 1, 10 e 20m/s, respectivamente.

$$\begin{aligned} \theta_{1c} &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_0 + k_1 e_\phi + \dot{e}_\phi}{\mu_\phi} \right) \right] = \\ &= +1,22173 \left[\text{sat} \left(\frac{1\sigma_0 + 2e_\phi + 1\dot{e}_\phi}{0,5} \right) \right] \end{aligned} \quad (5.6)$$

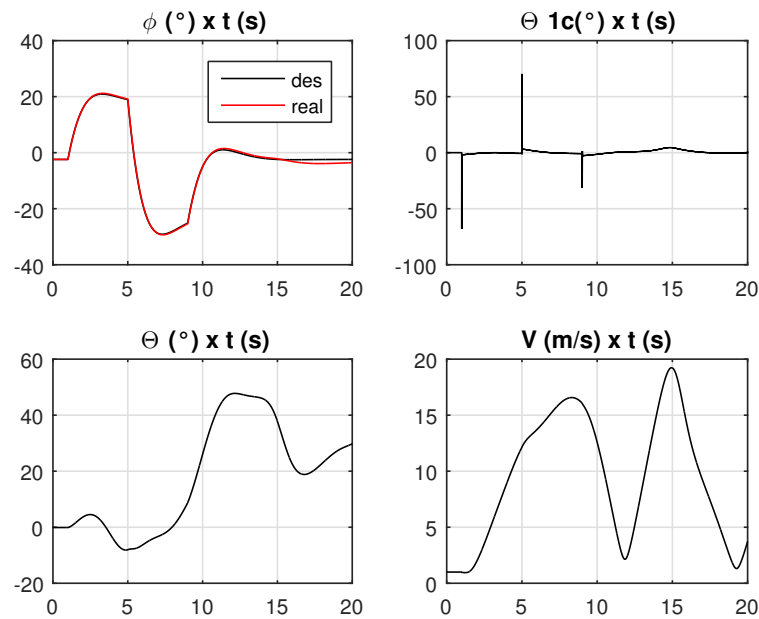


Figura 5.24: Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e doublet de 20°

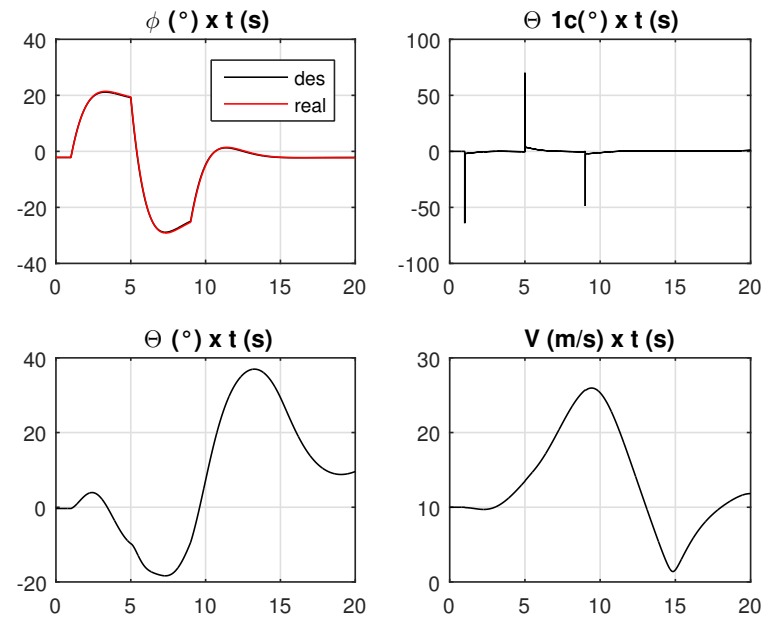


Figura 5.25: Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 20°

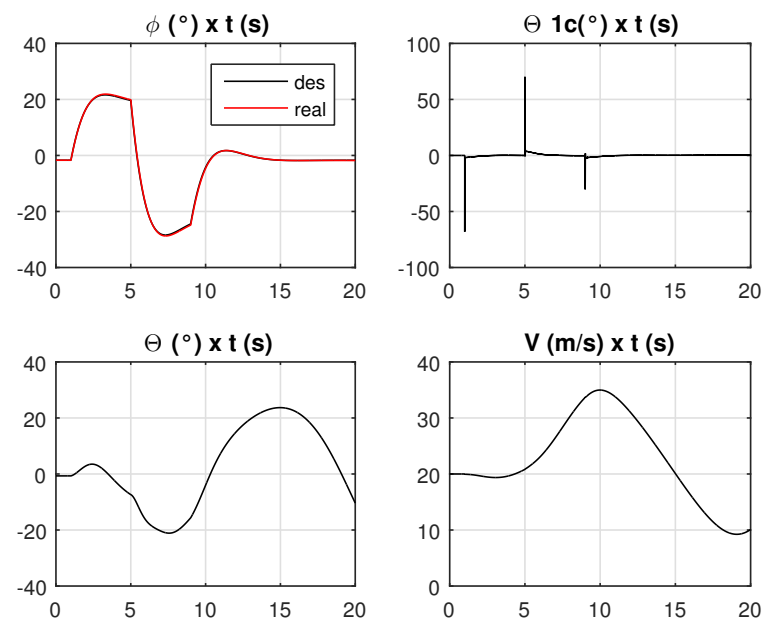


Figura 5.26: Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 20°

O controle do ângulo de rolamento também foi realizado para um sinal do tipo *doublet* com amplitude de 60°, obtendo-se bons resultados. A equação 5.6 também apresenta os parâmetros do controlador projetado para a nova condição. As figuras 5.27, 5.28 e 5.29 apresentam os controles realizados, as

respostas dos controladores e as respostas dos parâmetros θ e V calculados para as velocidades utilizadas anteriormente.

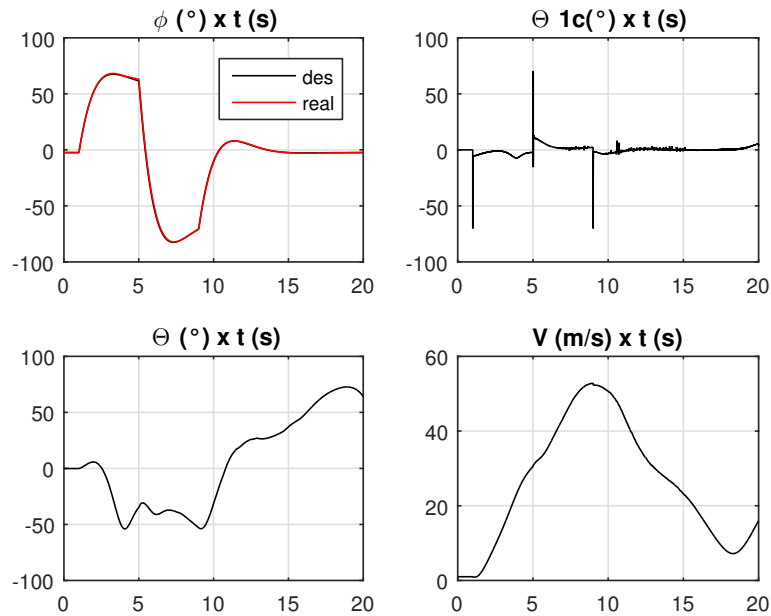


Figura 5.27: Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 60°

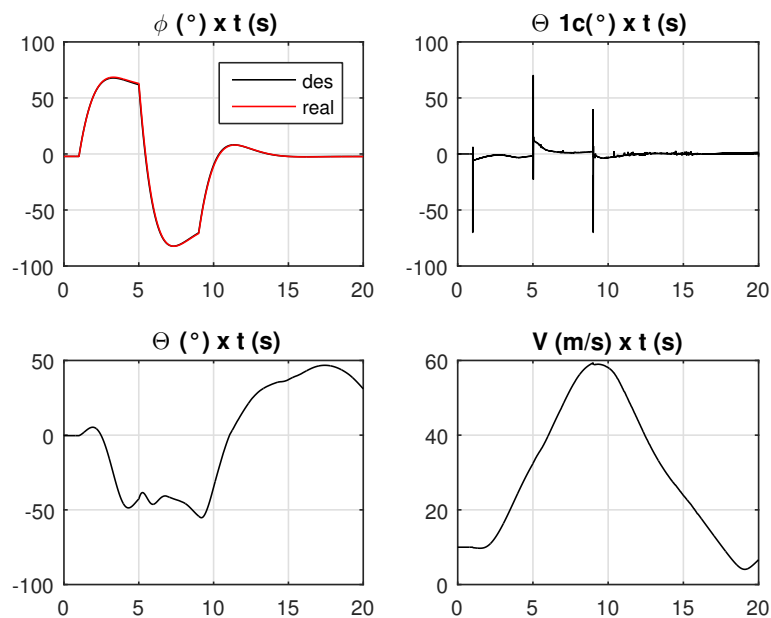


Figura 5.28: Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 10m/s e *doublet* de 60°

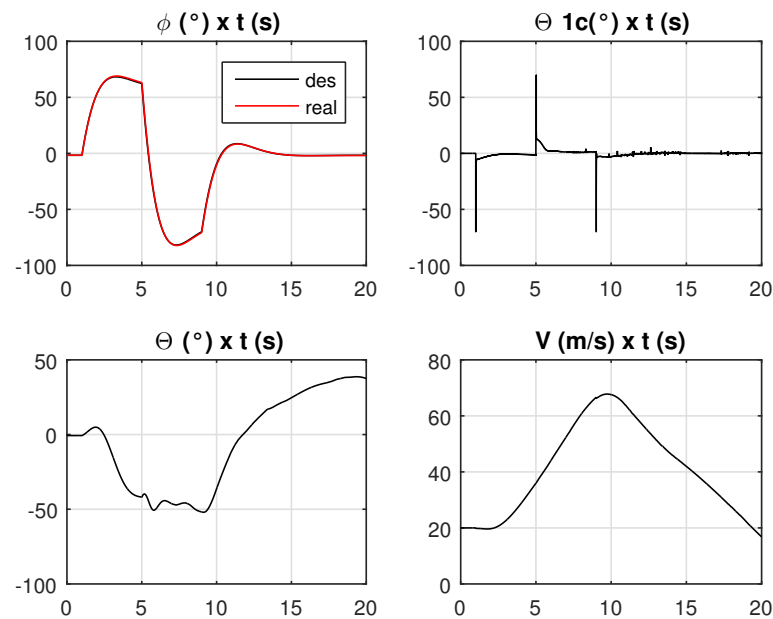


Figura 5.29: Controle do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 60°

Assim como nos parâmetros analisados anteriormente, um aumento da amplitude do sinal de referência também exigiu um acréscimo na amplitude do ângulo de controle θ_{1c} . A análise dos resultados para a mesma velocidade inicial e para sinais de referência com diferentes amplitudes apresentaram um aumento na amplitude do ângulo de controle θ_{1c} e aumento no valor máximo atingido pela velocidade total durante a simulação. Um teste utilizando o valor de 0,1 para espessura da camada limite foi realizado para esta lei de controle, a mudança resultou em um maior tempo de simulação e não apresentou significativo ganho ou prejuízo a precisão do controle realizado. Nota-se que para o *doublet* de 60° e velocidades maiores que 10 m/s, ocorreu um início de instabilidade, refletido no controle θ_{1c} .

5.1.6 Ângulo de proa - ψ

O controle do ângulo de proa foi realizado utilizando em conjunto o lateral cíclico e o coletivo do rotor de cauda, utilizando controlador de grau relativo 2, parâmetro este proposto em Sousa(2013). Realizou-se o controle de sinal do tipo *doublet* no ângulo de proa, obtendo-se bons resultados para as duas ve-

locidades analisadas. A equação 5.7 apresenta os parâmetros do controlador projetado. As figuras 5.75 e 5.31 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros V calculados para as velocidades de 16 e 20m/s, respectivamente.

$$\begin{aligned} \theta_{1c} &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_0 + k_1 e_\psi + k_2 \dot{e}_\psi}{\mu_\psi} \right) \right] = \\ &= +4,3633 \left[\text{sat} \left(\frac{0,1\sigma_0 + 0,1e_\psi + 0,5\dot{e}_\psi}{0,5} \right) \right] \end{aligned} \quad (5.7)$$

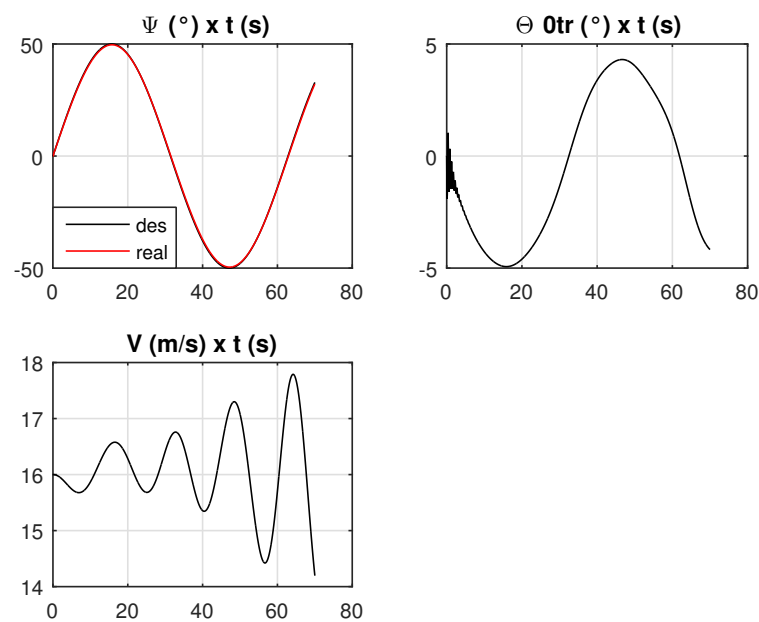


Figura 5.30: Controle do ângulo de proa para velocidade inicial de 16m/s

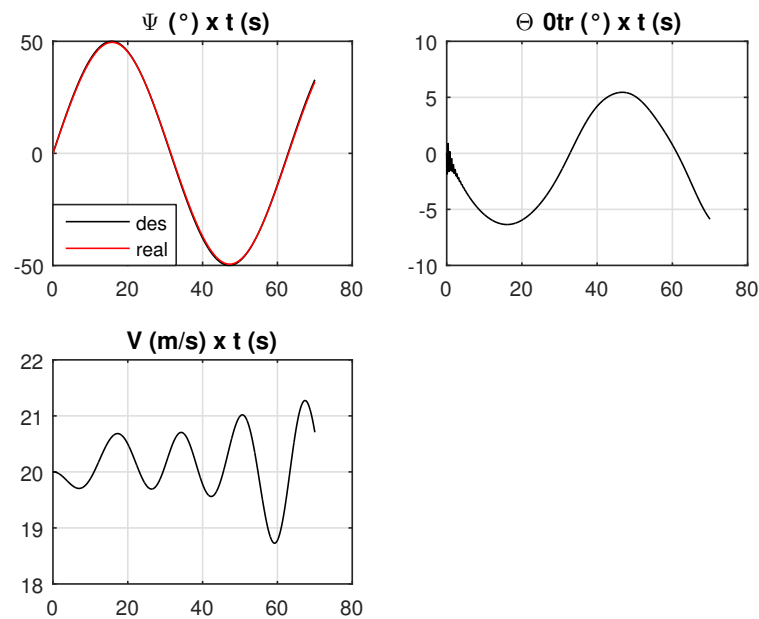


Figura 5.31: Controle do ângulo de proa para velocidade inicial de 20m/s

Nota-se neste controle que o aumento da velocidade inicial de simulação exigiu uma amplitude máxima menor dos ângulos de controle θ_{otr} . As velocidades menores que 16m/s não apresentaram controle para os parâmetros definidos para o controlador. As características das curvas de velocidade se mantêm semelhantes, apresentando uma menor quantidade de oscilações quando simulado para uma maior velocidade inicial da aeronave.

5.1.7 Ângulo de Ataque - α

O controle do ângulo de ataque foi realizado utilizando o longitudinal cíclico e utilizando controladores de grau relativo 2. Realizou-se o controle de um sinal do tipo *doublet* no ângulo de ataque, obtendo-se bons resultados para as duas velocidades analisadas. A equação 5.8 apresenta os parâmetros do controlador projetado. As figuras 5.32 e 5.33 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros V para as velocidades de 15 e 20m/s, respectivamente.

$$\begin{aligned} \delta_p &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_0 + k_1 e_\alpha + \dot{e}_\alpha}{\mu_\alpha} \right) \right] = \\ &= -0,02583 \left[\text{sat} \left(\frac{0,01 \sigma_0 + 3,8 e_\alpha + 1 \dot{e}_\alpha}{0,1} \right) \right] \end{aligned} \quad (5.8)$$

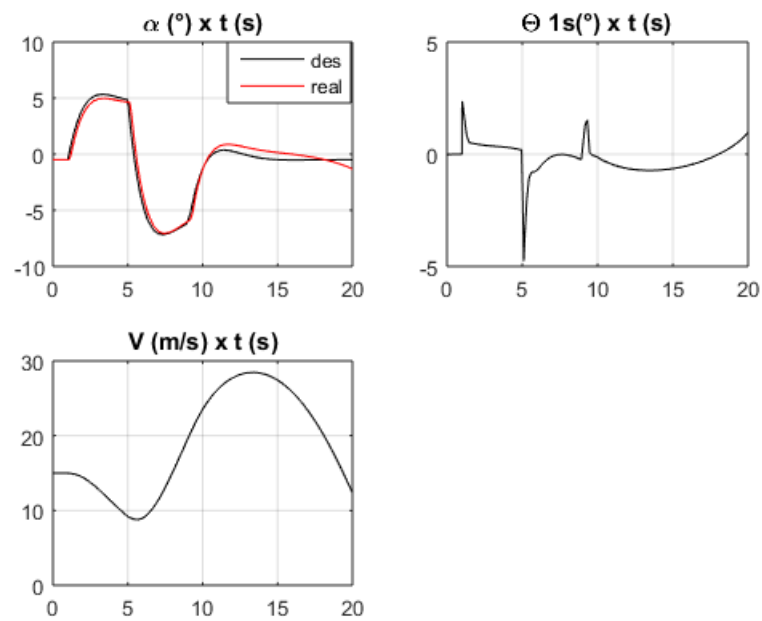


Figura 5.32: Controle do ângulo de ataque para velocidade inicial de 15m/s e *doublet* de 5°

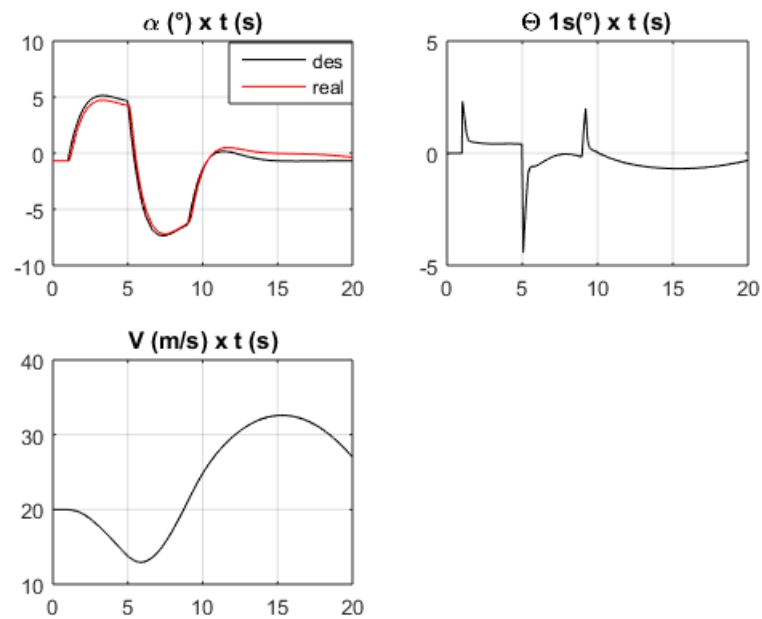


Figura 5.33: Controle do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e *doublet* de 5°

O controle do ângulo de ataque também foi realizado para um *doublet* de 10° , obtendo-se bons resultados. A equação 5.8 também apresenta os parâmetros do controlador projetado para a nova condição. As Figuras 5.34 e 5.77 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros V.

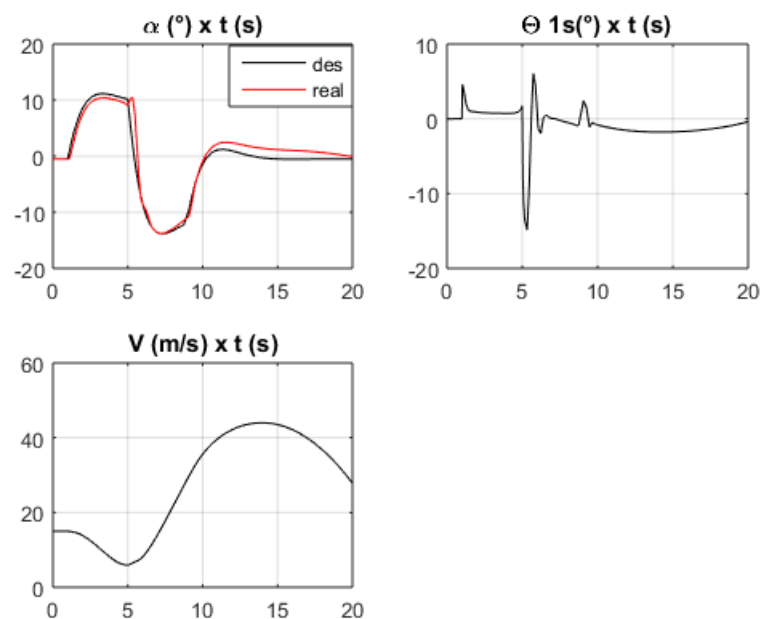


Figura 5.34: Controle do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e *doublet* de 10°

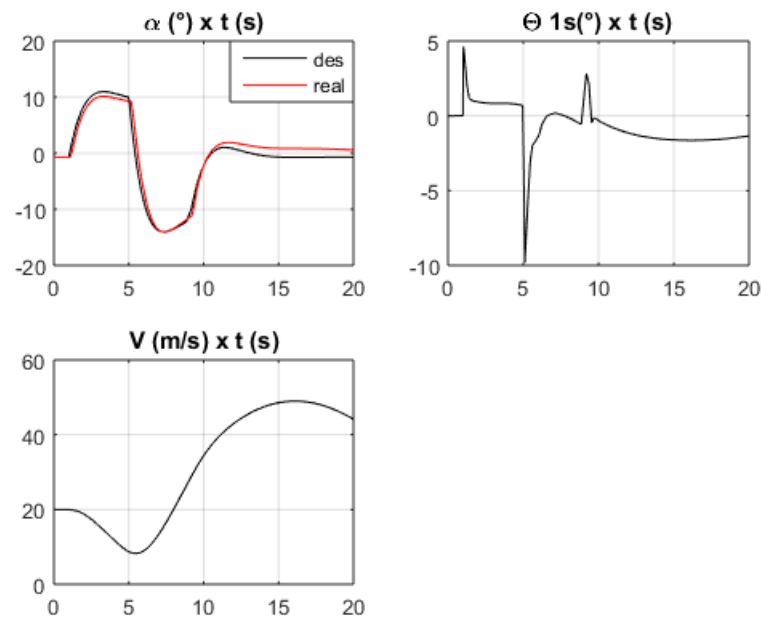


Figura 5.35: Controle do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e *doublet* de 10°

O controle do ângulo de ataque foi possível para todas as condições analisadas, nos quais os controles foram realizados sem a saturação dos comandos. o aumento na amplitude do *doublet* implicou no aumento da mínima velocidade inicial de simulação para obtenção do controle, ou seja, menores velocidades geravam perdas no controle do sinal, não atendendo ao objetivo buscado. Nota-se que o aumento da amplitude do sinal de referência resultou no aumento da faixa máxima atingida pelo ângulo de controle θ_{1s} . Nota-se que mesmo para amplitudes menores, ou seja, para um *doublet* de 5°, o ângulo de controle θ_{1s} já apresentou indícios de instabilidade, o que se agravou para o *doublet* de maior amplitude(20°).

5.1.8 Posição Lateral Y

O controle da posição lateral(Y) foi realizado utilizando o lateral cíclico, com amortecedores na taxa de arfagem(longitudinal cíclico) e na taxa de guinada(coletivo do rotor de cauda), utilizando grau relativo 4, parâmetro sugerido em Sousa & Paglione(2012) e aplicado em Campos(2017). Realizou-se o controle de uma senoide com amplitude de 60m na posição lateral, obtendo-se bons

resultados para as três velocidades analisadas. As equações 5.9, 5.10 e 5.11, representam os parâmetros dos controladores projetados para posição lateral(Y), taxa de arfagem e taxa de guinada, respectivamente. As figuras 5.36, 5.37 e 5.38 apresentam os controles realizados para as velocidades iniciais de 1, 10 e 20m/s, respectivamente. Para os parâmetros taxa de arfagem e taxa de guinada, os sinais desejados foram de 0°/s e 0°/s, respectivamente.

$$\begin{aligned}\theta_{1c} &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_y + k_2\dot{e}_y + k_3\ddot{e}_y + \dot{\ddot{e}}_y}{\mu_y} \right) \right] = \\ &= -0,17453 \left[\text{sat} \left(\frac{-0,03\sigma_0 + 0,4e_y + 1,5\dot{e}_y + 1\ddot{e}_y + 1\dot{\ddot{e}}_y}{11} \right) \right]\end{aligned}\quad (5.9)$$

$$\theta_{1s} = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_q}{\mu_q} \right) \right] = -6,98132 \left[\text{sat} \left(\frac{10\sigma_0 + 1e_q}{1} \right) \right]\quad (5.10)$$

$$\theta_{0tr} = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_r}{\mu_r} \right) \right] = 0,52360 \left[\text{sat} \left(\frac{0,05\sigma_0 + 1e_r}{3} \right) \right]\quad (5.11)$$

As simulações aqui realizadas exigiram a implementação de observadores para posição Y, o qual esta definido na equação 5.12.

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1y} \\ \dot{\hat{e}}_{2y} \\ \dot{\hat{e}}_{3y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-1,5}{0,05} & 1 & 0 \\ \frac{-1}{0,05^2} & 0 & 1 \\ \frac{-1}{0,05^3} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1y} \\ \hat{e}_{2y} \\ \hat{e}_{3y} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1,5}{0,05} \\ \frac{1}{0,05^2} \\ \frac{1}{0,05^3} \end{bmatrix} e_{1y}\quad (5.12)$$

Onde:

e_{1Y} : diferença entre a posição Y real e a posição Y desejada;

\hat{e}_{1Y} : Valor estimado de e_{1Y} ;

\hat{e}_{2Y} : Valor estimado da primeira derivada de e_{1Y} ;

\hat{e}_{3Y} : Valor estimado da segunda derivada de e_{1Y} ;

\hat{e}_{4Y} : Valor estimado da terceira derivada de e_{1Y} .

As figuras 5.36, 5.37 e 5.38 apresentam os controles realizados para as velocidades iniciais de 1, 10 e 20m/s, respectivamente.

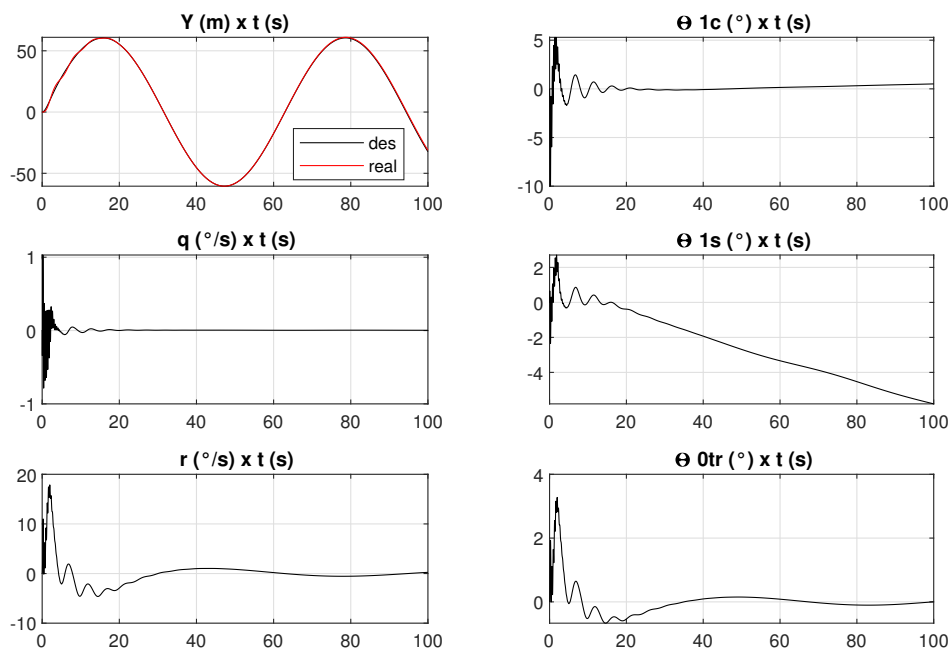


Figura 5.36: Controle da senoide em Y para velocidade inicial de 1m/s

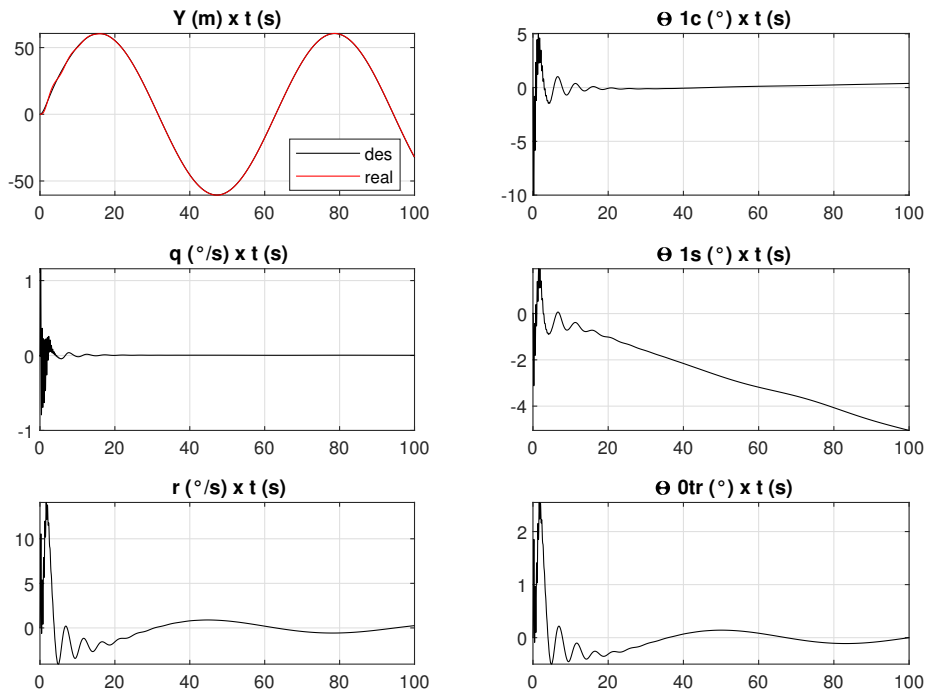


Figura 5.37: Controle da senoide em Y para velocidade inicial de 10m/s

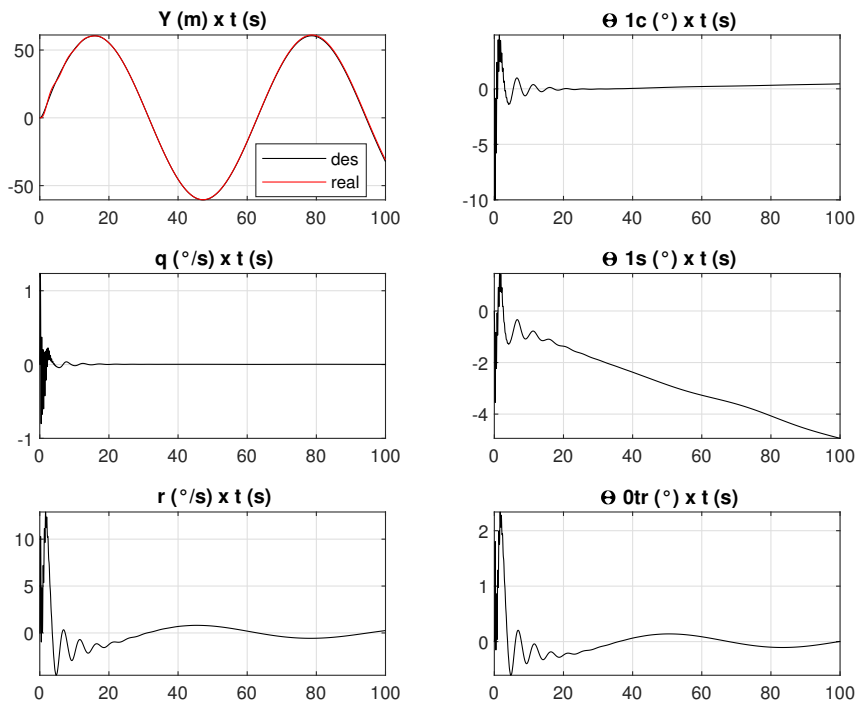


Figura 5.38: Controle da senoide em Y para velocidade inicial de 20m/s

O controle da posição Y com a presença de amortecedores apresentou uma instabilidade no início da simulação, a qual foi reduzida com a preparação da entrada do sinal, ou seja, realizando a suavização deste através da utilização de uma função de transferência. Com o aumento da velocidade, tem-se uma redução na amplitude máxima de atuação dos controles sem perder a semelhança nas características das respostas.

5.1.9 Velocidade - V, Altitude - H

O controle da velocidade foi realizado utilizando o longitudinal cíclico com amortecedores na altitude(coletivo) e no rolamento(lateral cíclico), e utilizando grau relativo 3, parâmetro proposto em Da Silva(2007), Da Silva *et al.*(2008), Xu(2005) e aplicado em Sousa & Paglione,(2012) e Sousa(2013). Realizou-se o controle para uma variação linear total de velocidade de 5m/s no parâmetro velocidade, obtendo-se bons resultados para as velocidades analisadas. As equações 5.13, 5.14 e 5.15 apresentam os valores para os controladores projetados para velocidade, altitude e taxa de rolamento, respectivamente.

$$\begin{aligned}\theta_{1s} &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_V + k_2\dot{e}_V + e_V}{\mu_V} \right) \right] = \\ &= +0,26179 \left[\text{sat} \left(\frac{20\sigma_0 + 1e_V + 1,5\dot{e}_V + 1e_V}{0,05} \right) \right]\end{aligned}\quad (5.13)$$

$$\begin{aligned}\theta_0 &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_H + k_2\dot{e}_H + k_3\ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{\mu_H} \right) \right] = \\ &= -0,19199 \left[\text{sat} \left(\frac{0,01\sigma_0 + 0,5e_H + 2\dot{e}_H + 2\ddot{e}_H + 1\ddot{e}_H}{12} \right) \right]\end{aligned}\quad (5.14)$$

$$\theta_{1c} = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_p}{\mu_p} \right) \right] = 2,09439 \left[\text{sat} \left(\frac{20\sigma_0 + 1e_p}{3} \right) \right]$$

(5.15)

O grande tempo de simulação exigido devido a presença dos blocos de derivação numérica, exigiu a implementação de observadores para a velocidade e para a altitude, os quais estão definidos nas equações 5.16 e 5.17, respectivamente.

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1V} \\ \dot{\hat{e}}_{2V} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-1,5}{0,05} & 1 \\ \frac{-1}{0,05^2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1V} \\ \hat{e}_{2V} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1,5}{0,05} \\ \frac{1}{0,05^2} \end{bmatrix} e_{1V} \quad (5.16)$$

Onde:

e_{1V} : diferença entre a velocidade real e a velocidade desejada;

\hat{e}_{1V} : Valor estimado de e_{1V} ;

\hat{e}_{2V} : Valor estimado da primeira derivada de e_{1V} ;

\hat{e}_{3V} : Valor estimado da segunda derivada de e_{1V} .

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1H} \\ \dot{\hat{e}}_{2H} \\ \dot{\hat{e}}_{3H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-2}{0,05} & 1 & 0 \\ \frac{-2}{0,05^2} & 0 & 1 \\ \frac{-1}{0,05^3} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1H} \\ \hat{e}_{2H} \\ \hat{e}_{3H} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{2}{0,05} \\ \frac{2}{0,05^2} \\ \frac{1}{0,05^3} \end{bmatrix} e_{1H} \quad (5.17)$$

Onde:

e_{1H} : diferença entre a velocidade real e a velocidade desejada;

\hat{e}_{1H} : Valor estimado de e_{1H} ;

\hat{e}_{2H} : Valor estimado da primeira derivada de e_{1H} ;

\hat{e}_{3H} : Valor estimado da segunda derivada de e_{1H} ;

\hat{e}_{4H} : Valor estimado da terceira derivada de e_{1H} .

As figuras 5.39, 5.40 e 5.41 apresentam os controles realizados, as respos-

tas dos controladores para as velocidades iniciais de 1, 10 e 15 m/s, respectivamente. A altitude e a taxa de rolamento apresentaram como desejados os valores de 1000(m) e 0(°/s), respectivamente.

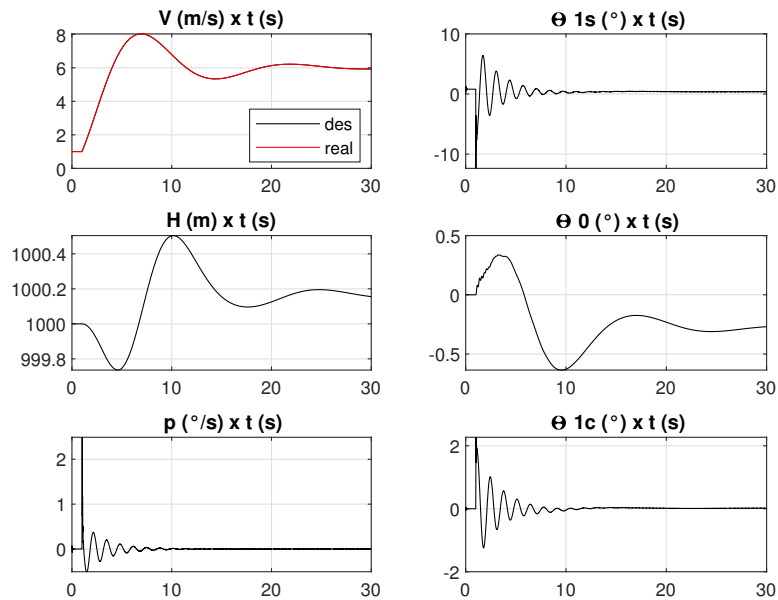


Figura 5.39: Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 1 m/s e amplitude de 5m/s

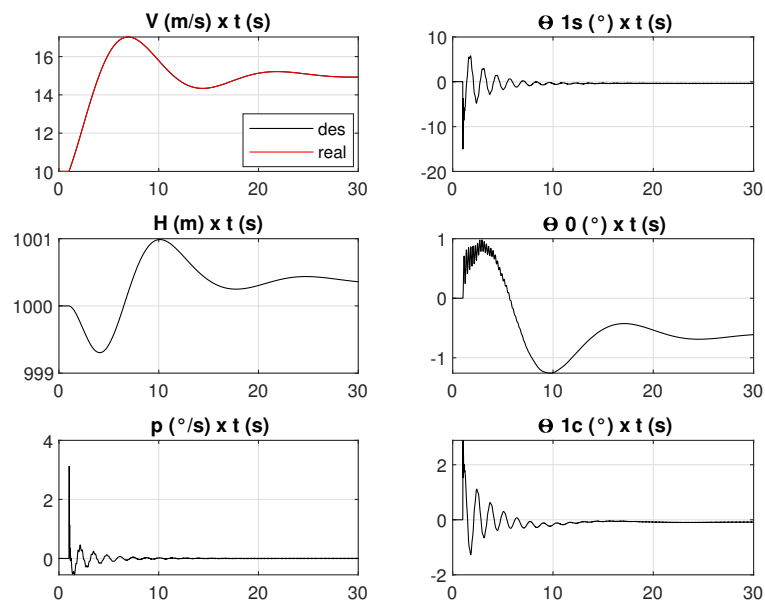


Figura 5.40: Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 10 m/s e amplitude de 5m/s

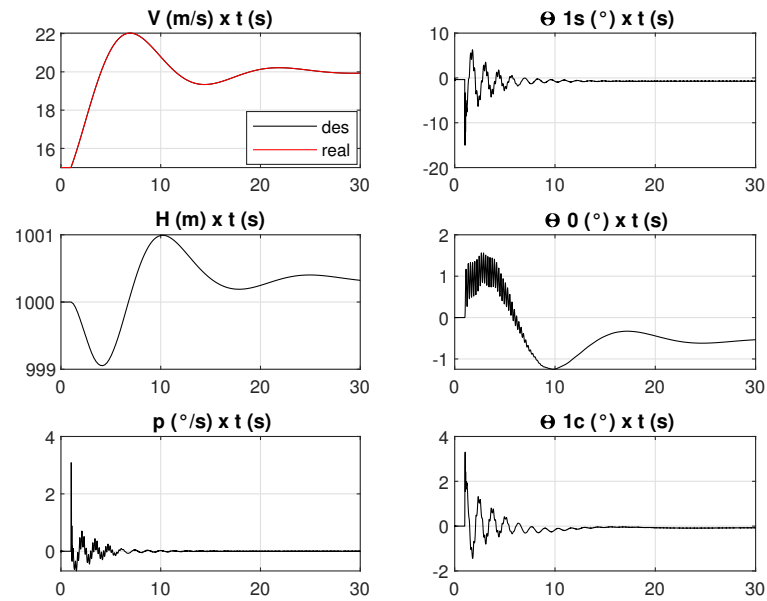


Figura 5.41: Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 15 m/s e amplitude de 5m/s

O controle da velocidade também foi definido para uma variação linear total de velocidade de 15m/s, obtendo-se bons resultados. As equações dos controladores em V, H, e p foram mantidos e as figuras 5.42, 5.43 e 5.44 apresentam os controles realizados e as respostas dos controladores para as velocidades iniciais de 1, 10 e 15m/s, respectivamente.

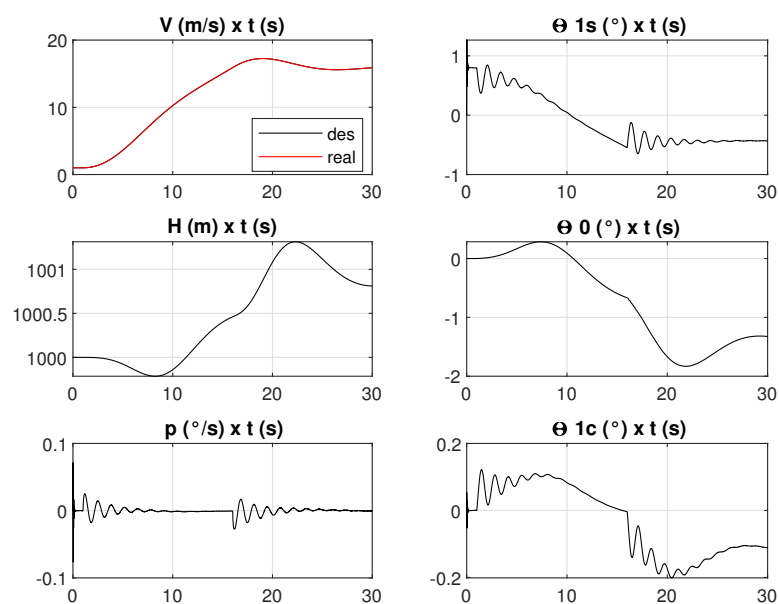


Figura 5.42: Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 1 m/s e amplitude de 15m/s

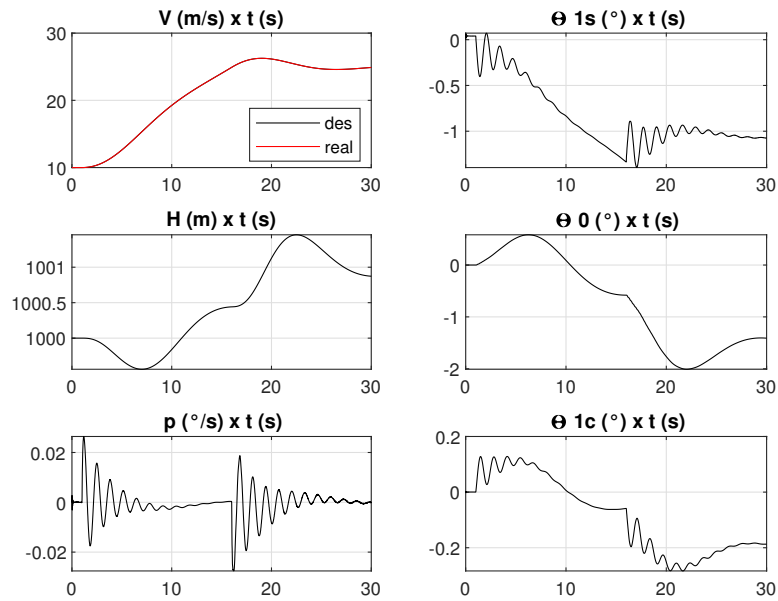


Figura 5.43: Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 10 m/s e amplitude de 15m/s

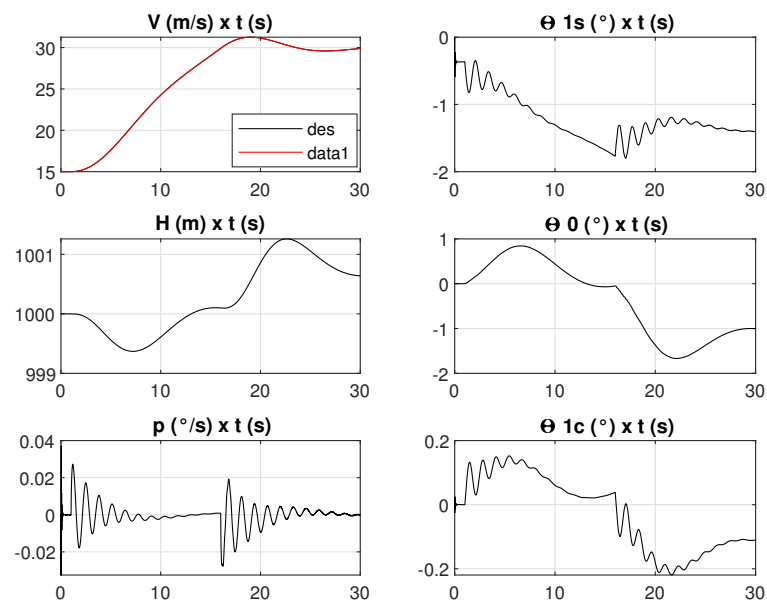


Figura 5.44: Controle da rampa de velocidade com velocidade inicial de 15 m/s e amplitude de 15m/s

Para as variações lineares totais de 5m/s, os controles apresentam um caráter amortecido, sendo notado também um ligeiro aumento na faixa de variação de altitude e da taxa de rolamento. Nas variações lineares totais de velocidades de 15m/s as curvas de altitude apresentam ligeira variação, já as curvas da taxa

de rolamento apresentam um ligeiro aumento da instabilidade com o aumento da velocidade de simulação. Nota-se também que para variação linear total de 15m/s os ângulos de controle foram exigidos em uma menor amplitude.

5.1.10 Posição Lateral Y e Posição X

O controle das posições X e Y foi realizado ao ligar os controles da posição X(longitudinal cíclico), posição Y(lateral cíclico), altitude(coletivo) e da taxa de guinada(coletivo do rotor de cauda), os quais foram definidos com graus relativos 4, 4, 3 e 1, respectivamente. Definiu-se para o controle uma altitude de 1000m, um avanço em X da aeronave de 1m/s, uma taxa de guinada de 0°/s e uma senoide em Y com amplitude de 30m. As equações 5.18, 5.19, 5.20 e 5.21 apresentam os controladores projetados.

$$\begin{aligned}\theta_{1s} &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_x + k_2\dot{e}_x + k_3\ddot{e}_x + \ddot{\ddot{e}}_x}{\mu_x} \right) \right] = \\ &= +2,26893 \left[\text{sat} \left(\frac{-0,05\sigma_0 + 0,2e_x + 1,25\dot{e}_x + 1,4\ddot{e}_x + 1\ddot{\ddot{e}}_x}{30} \right) \right]\end{aligned}\quad (5.18)$$

$$\begin{aligned}\theta_{1c} &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_y + k_2\dot{e}_y + k_3\ddot{e}_y + \ddot{\ddot{e}}_y}{\mu_y} \right) \right] = \\ &= +0,17453 \left[\text{sat} \left(\frac{-0,03\sigma_0 + 0,4e_y + 1,5\dot{e}_y + 1\ddot{e}_y + 1\ddot{\ddot{e}}_y}{11} \right) \right]\end{aligned}\quad (5.19)$$

$$\begin{aligned}\theta_0 &= -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_H + k_2\dot{e}_H + k_3\ddot{e}_H + \ddot{\ddot{e}}_H}{\mu_H} \right) \right] = \\ &= -0,20944 \left[\text{sat} \left(\frac{0,1\sigma_0 + 0,5e_H + 3\dot{e}_H + 3\ddot{e}_H + 1\ddot{\ddot{e}}_H}{9} \right) \right]\end{aligned}\quad (5.20)$$

$$\theta_{0tr} = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_0 + k_1e_r}{\mu_r} \right) \right] = +0,52360 \left[\text{sat} \left(\frac{0,05\sigma_0 + 1e_r}{3} \right) \right]\quad (5.21)$$

As simulações realizadas exigiram a implementação de observadores para posição X, posição Y e altitude, os quais estão definidos nas equações 5.22, 5.23 e 5.24.

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1X} \\ \dot{\hat{e}}_{2X} \\ \dot{\hat{e}}_{3X} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-1,25}{0,05} & 1 & 0 \\ \frac{-1,4}{0,05^2} & 0 & 1 \\ \frac{-1}{0,05^3} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1X} \\ \hat{e}_{2X} \\ \hat{e}_{3X} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1,25}{0,05} \\ \frac{1,4}{0,05^2} \\ \frac{1}{0,05^3} \end{bmatrix} e_{1X} \quad (5.22)$$

Onde:

e_{1X} : diferença entre a posição X real e a posição X desejada;

\hat{e}_{1X} : Valor estimado de e_{1X} ;

\hat{e}_{2X} : Valor estimado da primeira derivada de e_{1X} ;

\hat{e}_{3X} : Valor estimado da segunda derivada de e_{1X} ;

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1Y} \\ \dot{\hat{e}}_{2Y} \\ \dot{\hat{e}}_{3Y} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-1,5}{0,05} & 1 & 0 \\ \frac{-1}{0,05^2} & 0 & 1 \\ \frac{-1}{0,05^3} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1Y} \\ \hat{e}_{2Y} \\ \hat{e}_{3Y} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1,5}{0,05} \\ \frac{1}{0,05^2} \\ \frac{1}{0,05^3} \end{bmatrix} e_{1Y} \quad (5.23)$$

Onde:

e_{1Y} : diferença entre a posição Y real e a posição Y desejada;

\hat{e}_{1Y} : Valor estimado de e_{1Y} ;

\hat{e}_{2Y} : Valor estimado da primeira derivada de e_{1Y} ;

\hat{e}_{3Y} : Valor estimado da segunda derivada de e_{1Y} ;

\hat{e}_{4Y} : Valor estimado da terceira derivada de e_{1Y} .

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1H} \\ \dot{\hat{e}}_{2H} \\ \dot{\hat{e}}_{3H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-3}{0,05} & 1 & 0 \\ \frac{-3}{0,05^2} & 0 & 1 \\ \frac{-1}{0,05^3} & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1H} \\ \hat{e}_{2H} \\ \hat{e}_{3H} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{3}{0,05} \\ \frac{3}{0,05^2} \\ \frac{1}{0,05^3} \end{bmatrix} e_{1H} \quad (5.24)$$

Onde:

e_{1H} : diferença entre a altitude real e a altitude desejada;

\hat{e}_{1H} : Valor estimado de e_{1H} ;

\hat{e}_{2H} : Valor estimado da primeira derivada de e_{1H} ;

\hat{e}_{3H} : Valor estimado da segunda derivada de e_{1H} ;

A figura 5.45 apresenta o movimento descrito pela aeronave no plano XY, já a figura 5.46 apresenta os controles realizados e as respostas dos parâmetros para velocidade inicial de 1m/s.

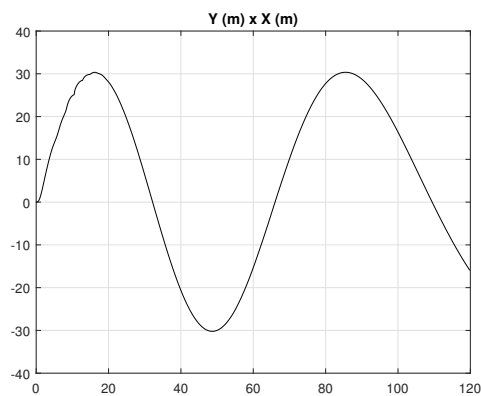


Figura 5.45: Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 30m e coeficiente da derivada livre valendo 1

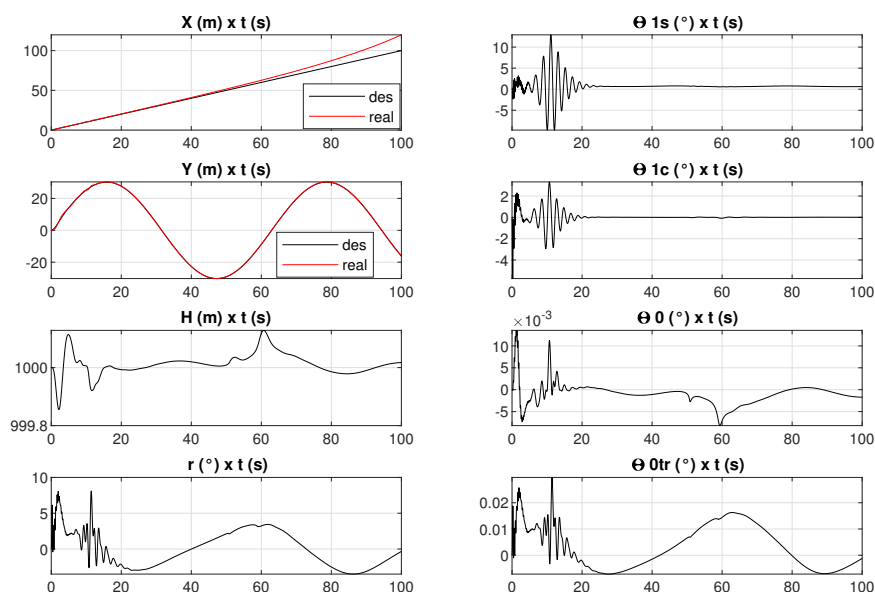


Figura 5.46: Controle da senoide na posição Y com amplitude de 30m e controle da reta linear na posição X

Nota-se que após oscilação inicial dos controles, estes passaram a apresentar suaves variações. A perda de controle da posição X, resultou no aumento da velocidade de avanço da aeronave sem perda das características da trajetória descrita, não existindo o controle preciso da trajetória desejada.

Um novo ajuste nos parâmetros, junto com uma mudança no coeficiente da derivada mais alta de 1 para 0,5, melhorou o controle da trajetória desejada. A tabela 5.1 apresenta os novos valores dos parâmetros projetados.

Tabela 5.1: parâmetros dos controladores para amplitude de 30m

parâmetro	Comando	k	k0	k1	k2	k3	Coeficiente da derivada mais alta	μ
X	θ_{1s}	2,18166	0,01	0,5	1	1	0,5	25
Y	θ_{1c}	0,26180	0,03	0,4	1	1	0,5	10
H	θ_0	-0,19199	0,01	0,5	2	2	0,5	5
r	θ_{0tr}	0,52360	0,05	—	—	—	1	3

Definidos os novos parâmetros para os controladores, novos observadores foram implementados para realização da simulação, a tabela 5.2 apresenta os novos valores.

A figura 5.47 apresenta o movimento descrito pela aeronave no plano XY, já a figura 5.48 apresenta as respostas dos controles e parâmetros para velocidade inicial de 1m/s.

Tabela 5.2: parâmetros dos observadores para amplitude de 30m

parâmetro	1º Coeficiente	2º Coeficiente	3º Coeficiente
X	1	1	0,5
Y	1	1	0,5
H	2	2	0,5

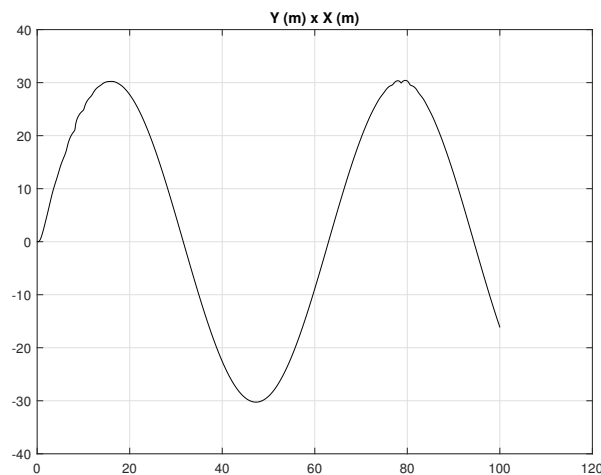


Figura 5.47: Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 30m e coeficiente da derivada mais alta valendo 0,5

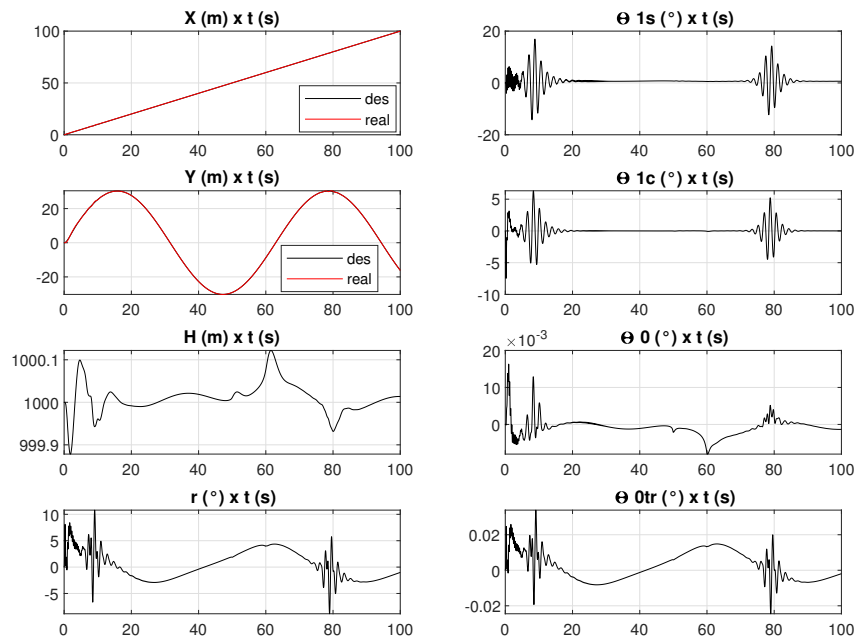


Figura 5.48: Controle da senoide na posição Y com amplitude de 30m e controle da reta linear na posição X com mudança no controlador

Uma melhor resposta no controle das posições X e Y foi conseguido através da mudança do coeficiente da derivada mais alta presente na equação da superfície deslizante. Ao se atribuir o valor de 0,5 para este termo, obteve-se melhores resultados, ou seja, um controle mais preciso. Nota-se que os novos valores dos parâmetros exigiram mais dos controladores inicialmente, aumentando as amplitudes atingidas pelos controles ao realizar uma trajetória mais precisa.

A partir do procedimento de definição e montagem do controle das posições X e Y para amplitude de 30m realizou-se a mesma simulação para uma amplitude de 60m. A tabela 5.3 apresenta os novos valores para os parâmetros.

Tabela 5.3: parâmetros dos controladores para amplitude de 60m

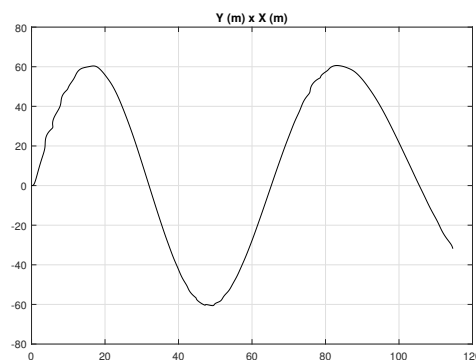
parâmetro	Comando	k	k0	k1	k2	k3	Coefficiente da derivada mais alta	μ
X	θ_{1s}	1,94604	-0,05	0,5	1,3	1,4	1	25
Y	θ_{1c}	0,17453	0,03	0,4	1,5	1	1	10
H	θ_0	-0,20944	0,1	0,5	3	3	1	9
r	θ_{0tr}	0,52360	0,05	—	—	—	1	3

Definidos os novos parâmetros para os controladores, novos observadores foram montados para realização da simulação, a tabela 5.4 apresenta os novos valores.

Tabela 5.4: parâmetros dos observadores para amplitude de 60m

parâmetro	1º Coeficiente	2º Coeficiente	3º Coeficiente
X	1,3	1,4	1
Y	1,5	1	1
H	3	3	1

A figura 5.49 apresenta o movimento descrito pela aeronave no plano xy, já a figura 5.50 apresenta as respostas dos controles e parâmetros para velocidade inicial de 1m/s.

**Figura 5.49:** Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 60m e coeficiente da derivada mais alta valendo 1

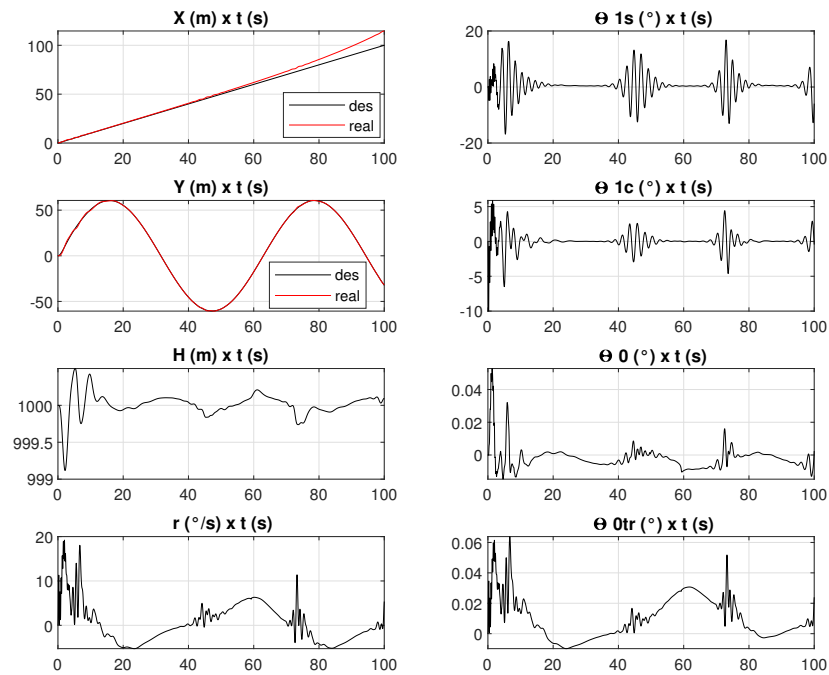


Figura 5.50: Controle da senoide na posição Y com amplitude de 60m e controle da reta linear na posição X

Nota-se que com o aumento da amplitude, os controladores passam a ser mais exigidos, resultando em movimentos mais instáveis, ou seja, maiores flutuações nos parâmetros controlados são observados. Para o controlador projetado e aplicado no longitudinal cíclico, o controle da posição X se apresenta deficiente, apresentando uma fuga do sinal real com o decorrer da simulação. A imprecisão gerada pela falta de controle pode ser minimizada através da mudança do coeficiente da derivada mais alta do valor 1 para o valor 0,5 junto com algumas mudanças de parâmetros. A tabela 5.5 apresenta os novos valores dos parâmetros.

Tabela 5.5: Parâmetros dos controladores modificados para amplitude de 60m

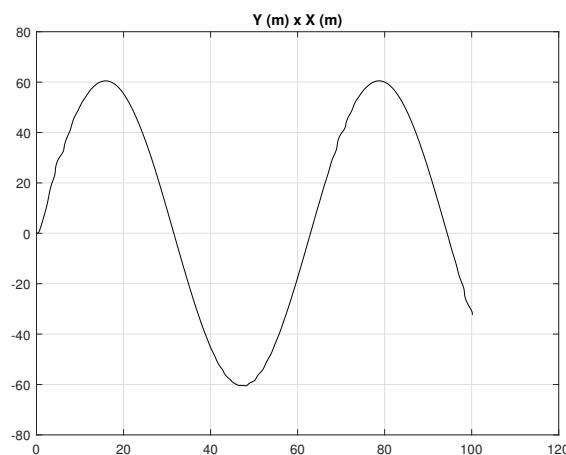
parâmetro	Comando	k	k0	k1	k2	k3	Coefficiente da derivada mais alta	μ
X	θ_{1s}	1,39626	0,01	0,5	1	1	0,5	15
Y	θ_{1c}	0,26180	0,03	0,4	1	1	0,5	10
H	θ_0	-0,19199	0,01	0,5	2	2	0,5	5
r	θ_{0tr}	0,52360	0,05	—	—	—	1	3

Definidos os novos parâmetros para os controladores, novos observadores foram montados para realização da simulação, a tabela 5.6 apresenta os novos valores.

Tabela 5.6: Parâmetros dos observadores modificados para amplitude de 60m

parâmetro	1° Coeficiente	2° Coeficiente	3° Coeficiente
X	1	1	0,5
Y	1	1	0,5
H	2	2	0,5

A figura 5.51 apresenta o movimento descrito pela aeronave no plano XY, já a figura 5.52 apresenta as respostas dos controles e parâmetros para velocidade inicial de 1m/s.

**Figura 5.51:** Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 60m e coeficiente da derivada livre valendo 0,5

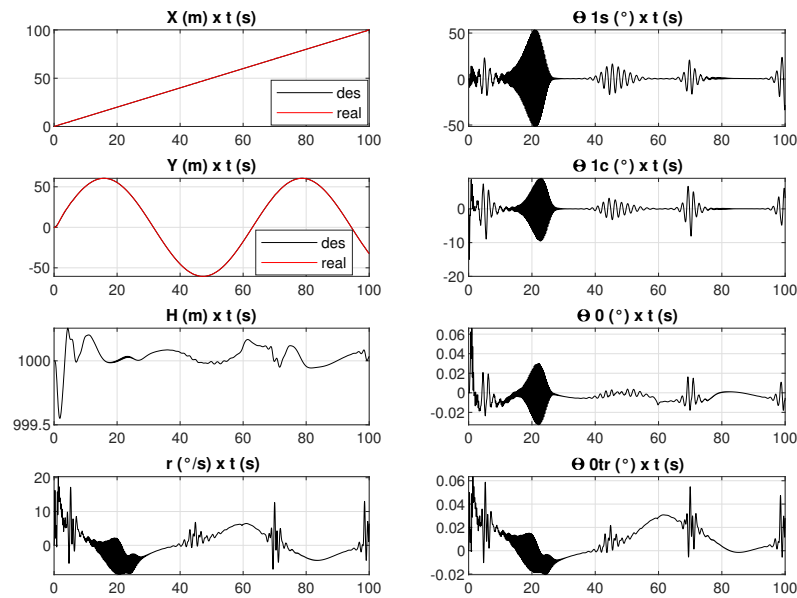


Figura 5.52: Controle da senoide na posição Y com amplitude de 60m e controle da reta linear na posição X com mudança no controlador

Como observado nas figuras acima, as mudanças propostas para os parâmetros dos controladores foram efetivas e o controle da trajetória foi melhorado. As amplitudes atingidas pelos controles foram maiores e exigiram uma intensidade inicial de atuação maior. Em busca de uma melhora na precisão, realizou-se um aumento no ganho do controlador. A tabela 5.7 apresenta os novos valores dos parâmetros.

Tabela 5.7: Parâmetros dos controladores aumentado ganho do controlador

parâmetro	Comando	k	k0	k1	k2	k3	Coefficiente da derivada mais alta	μ
X	θ_{1s}	1,74533	0,01	0,5	1	1	0,5	15
Y	θ_{1c}	0,26180	0,03	0,4	1	1	0,5	10
H	θ_0	-0,19199	0,01	0,5	2	2	0,5	5
r	θ_{0tr}	0,52360	0,05	—	—	—	1	3

Definidos os novos parâmetros para os controladores, novos observadores foram montados para realização da simulação, a tabela 5.8 apresenta os novos valores.

Tabela 5.8: Parâmetros dos observadores aumentado ganho do controlador

parâmetro	1º Coeficiente	2º Coeficiente	3º Coeficiente
X	1	1	0,5
Y	1	1	0,5
H	2	2	0,5

A figura 5.53 apresenta o movimento descrito pela aeronave no plano XY, já a figura 5.54 apresenta as respostas dos controles e parâmetros para a velocidade inicial de 1m/s.

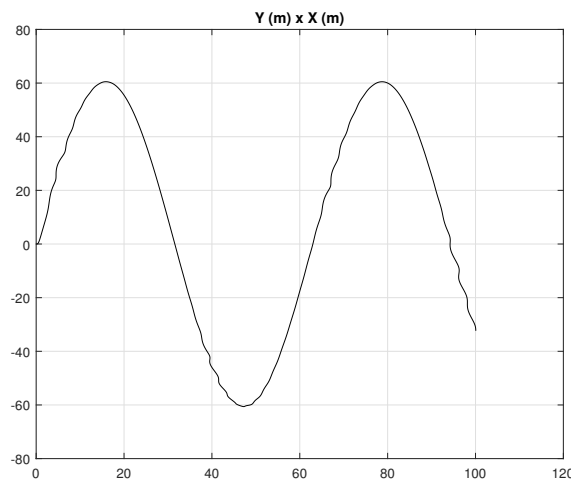


Figura 5.53: Resposta da aeronave no plano XY para amplitude de 60m e coeficiente da derivada livre valendo 0,5 e ajuste no ganho

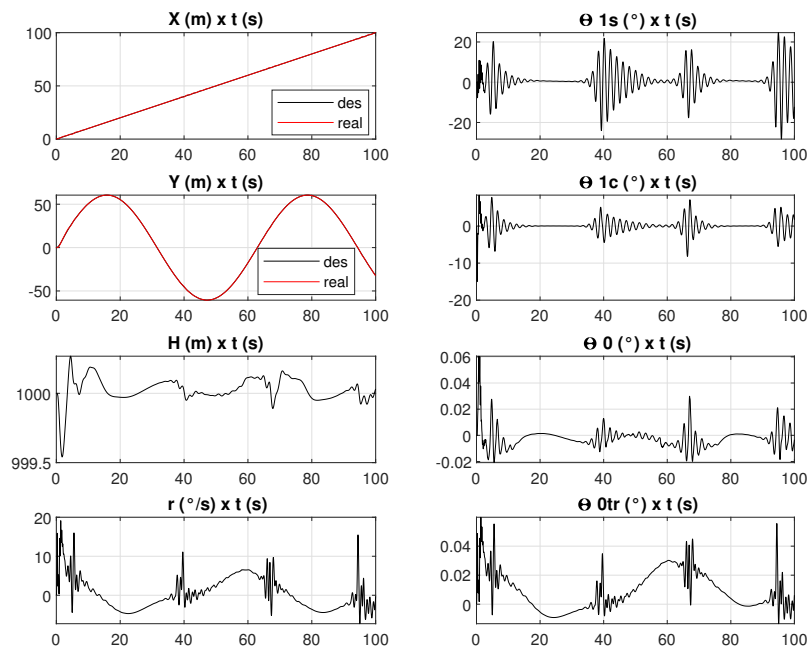


Figura 5.54: Controle da senoide na posição Y com amplitude de 60m e controle da reta linear na posição X com nova mudança no controlador

O ultimo ajuste realizado para trajetória com amplitude máxima da Y de 60 m, permitiu obter o melhor controle da trajetória desejada. Um problema gerado quando realizado este ajuste, é o aumento das amplitudes atingidas pelos controles e o aumento da intensidade com que o controle é solicitado. Não existindo limitadores para os ângulos máximos alcançados pelos controles, as simulações realizadas cumprem o objetivo proposto. Uma forma de analisar estes resultados para obtenção de resultados mais realistas, é a utilização de atuadores que irão aplicar limites aos controles, limitando assim os ângulos máximos permitidos para cada controlador. Não existindo limitadores para os ângulos máximos alcançados pelos controles, as simulações realizadas cumprem o objetivo proposto. Uma forma de analisar estes resultados para obtenção de resultados mais realistas, é a utilização de atuadores que irão aplicar limites aos controles, limitando assim os ângulos máximos permitidos para cada controlador.

5.2 Aplicação dos controladores com atuadores

Nesta nova etapa de simulações, serão apresentados resultados para velocidade iniciais de 1, 10 e/ou 20m/s. Os parâmetros utilizados para as novas simulações são os mesmos definidos anteriormente, de forma a analisar se o controle desejado ainda é realizado. Definiu-se então para os controles, valores de 30, 30, 25 e 40° para o longitudinal cíclico, para o lateral cíclico, coletivo e coletivo do rotor de cauda, respectivamente.

5.2.1 Taxa de Arfagem com atuador - q

Definiu-se para a taxa de arfagem um limitador de entrada com amplitude máxima de 30° e taxa de variação de 50°/s, essa nova restrição não impediu que o controle fosse realizado para as duas velocidades de interesse. O controlador foi definido para um sinal do tipo *doublet* de 5°/s, as Figuras 5.55 e 5.56 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros p e V para as velocidades iniciais de 1 e 20 m/s.

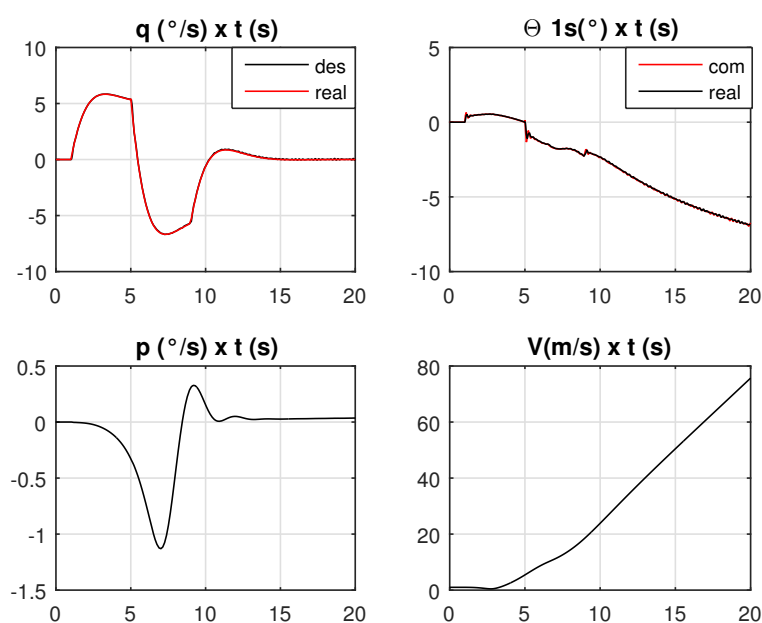


Figura 5.55: Controle com atuador da taxa de arfagem para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 5°/s

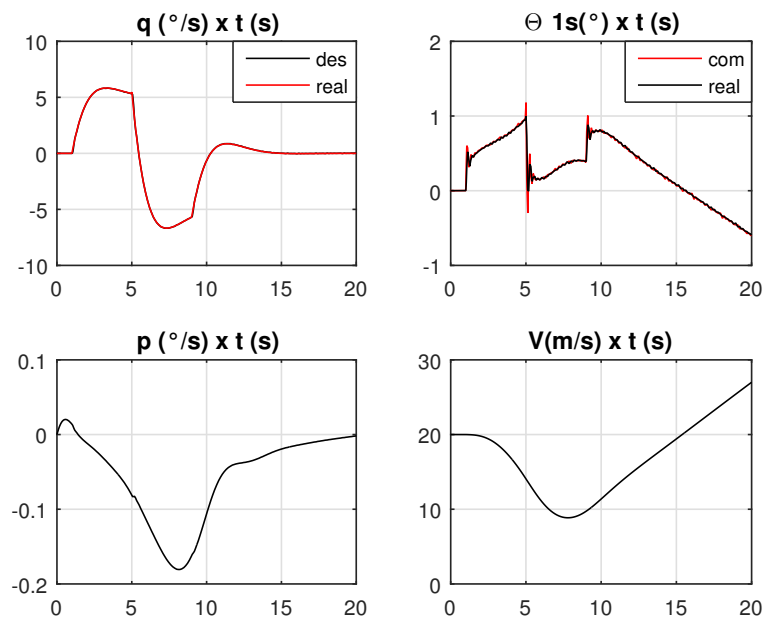


Figura 5.56: Controle com atuador da taxa de arfagem para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 5°/s

Para um sinal do tipo *doublet* de 20°/s, obteve-se também bons resultados. As Figuras 5.57 e 5.58 apresentam as simulações realizadas para as velocidades de 1 e 20m/s.

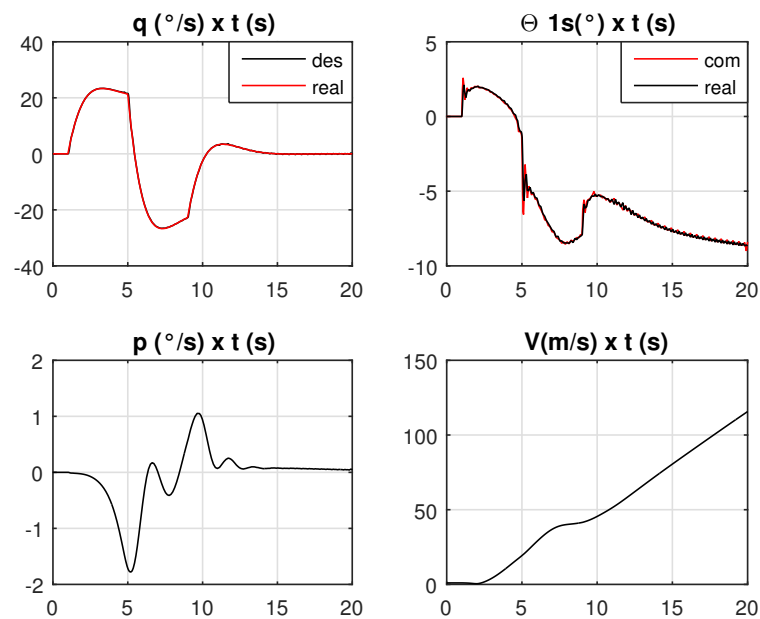


Figura 5.57: Controle com atuador da taxa de arfagem para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 20°/s

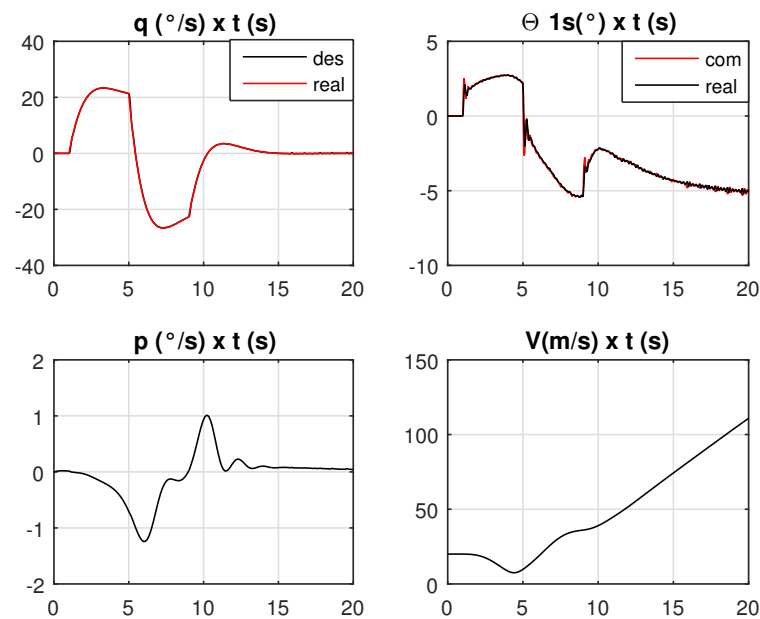


Figura 5.58: Controle com atuador da taxa de arfagem para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 20 $^{\circ}/s$

Tanto o aumento da amplitude máxima do sinal desejado quanto o aumento da velocidade inicial da simulação, exigiram mais do controle longitudinal cíclico, ou seja, as amplitudes nas quais o controle atuou foram maiores. Mesmo com esse aumento o controle foi realizado corretamente, os parâmetros velocidade e taxa de rolamento apresentaram características semelhantes para as simulações realizadas sem atuador.

5.2.2 Taxa de Rolamento com atuador - p

Definiu-se para a taxa de rolamento um limitador de entrada com amplitude máxima de 30 $^{\circ}$ e taxa de variação de 60 $^{\circ}/s$, o que não impossibilitou o controle. As Figuras 5.59 e 5.60 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros q e V para as velocidades iniciais de 1 e 20 m/s para um do tipo *doublet* de 5 $^{\circ}/s$.

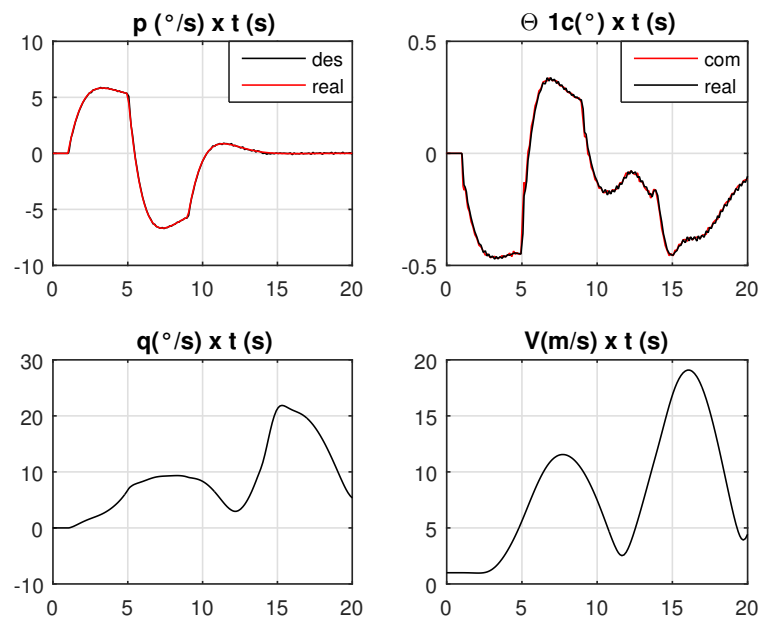


Figura 5.59: Controle com atuador da taxa de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 5°/s

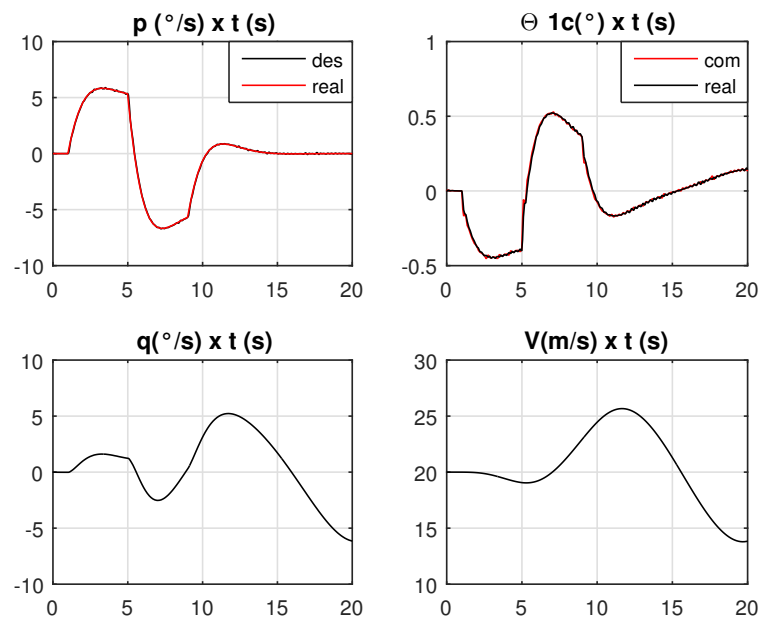


Figura 5.60: Controle com atuador da taxa de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 5°/s

Para um sinal do tipo *doublet* de 20°/s, obteve-se também bons resultados. As Figuras 5.61 e 5.62 apresentam as simulações realizadas para as velocidades de 1 e 20m/s, respectivamente.

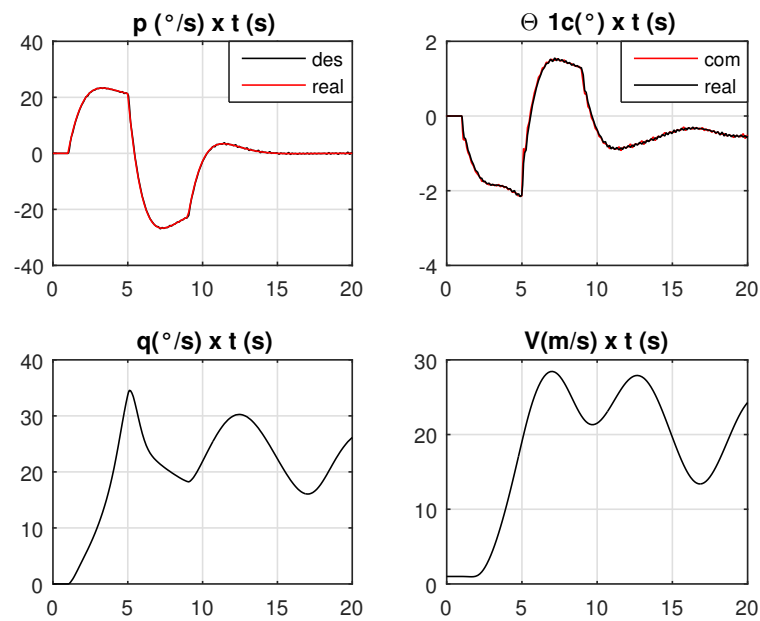


Figura 5.61: Controle com atuador da taxa de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 20°/s

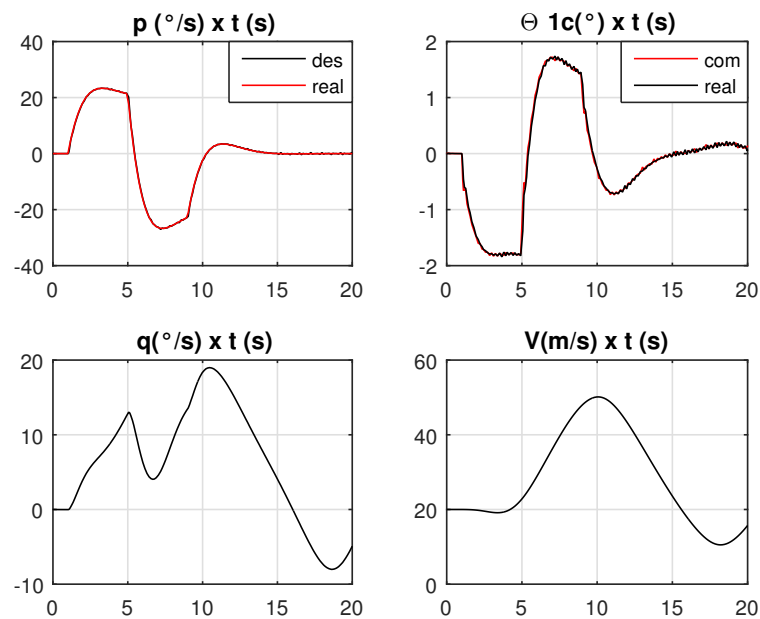


Figura 5.62: Controle com atuador da taxa de rolamento para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 20°/s

Assim como no controle da taxa de rolamento sem a presença do atuador, os controles propostos foram realizados, mantendo-se semelhantes as características das respostas obtidas. O aumento na amplitude máxima do sinal de-

sejado exigiu mais do controle lateral cíclico, ou seja, este atuou com maiores amplitudes. A aeronave respondeu com uma taxa de arfagem positiva para a entrada em *doublet* realizada.

5.2.3 Taxa de Guinada com atuador - r

O controle da taxa de guinada foi realizado com limitador de entrada com amplitude máxima de 40° e taxa de variação de $50^\circ/\text{s}$. Os gráficos apresentaram características semelhantes aos gerados sem atuador, obtendo-se assim bons resultados. As Figuras 5.63 e 5.64 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas do parâmetro V para as velocidades iniciais de 1 e 20 m/s para um sinal do tipo *doublet* de $5^\circ/\text{s}$.

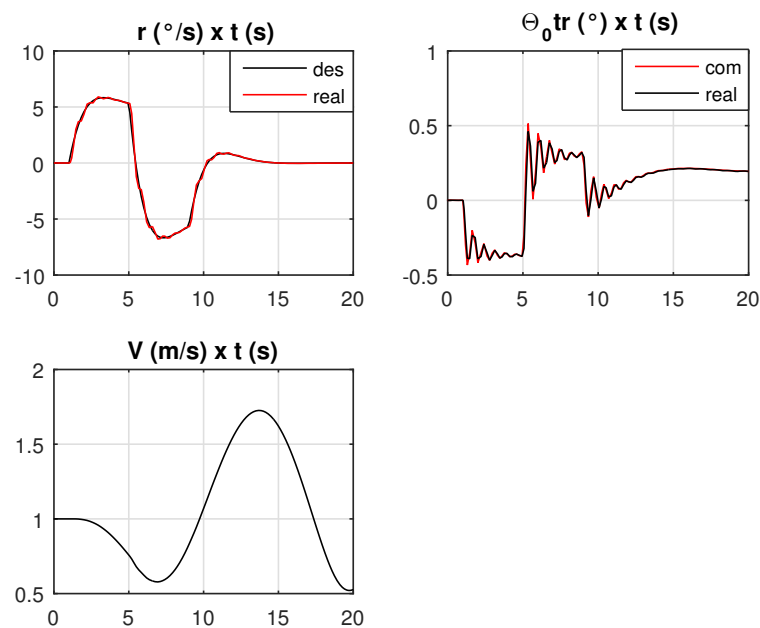


Figura 5.63: Controle com atuador da taxa de guinada para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de $5^\circ/\text{s}$

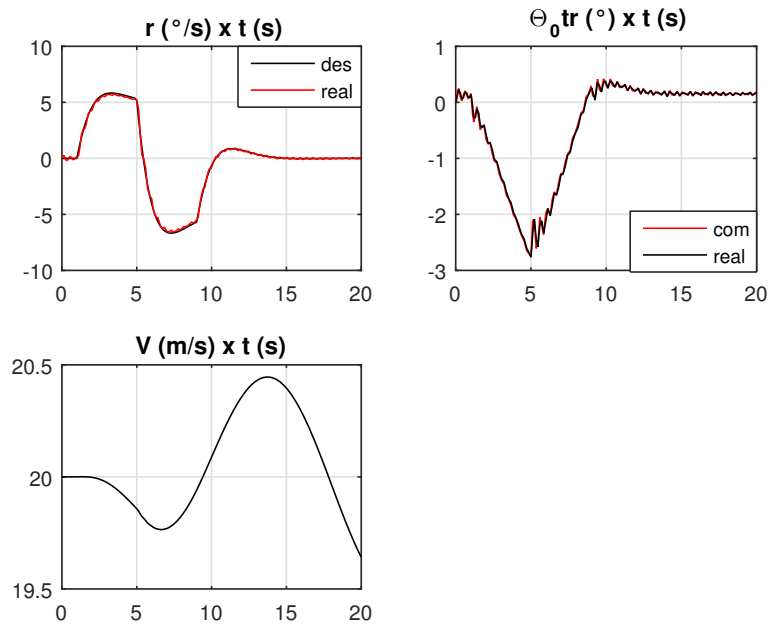


Figura 5.64: Controle com atuador da taxa de guinada para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 5°/s

Para um sinal do tipo *doublet* de 20°/s, obteve-se também bons resultados. As figuras 5.65 e 5.66 apresentam as simulações realizadas para as velocidades de 1 e 20m/s, respectivamente.

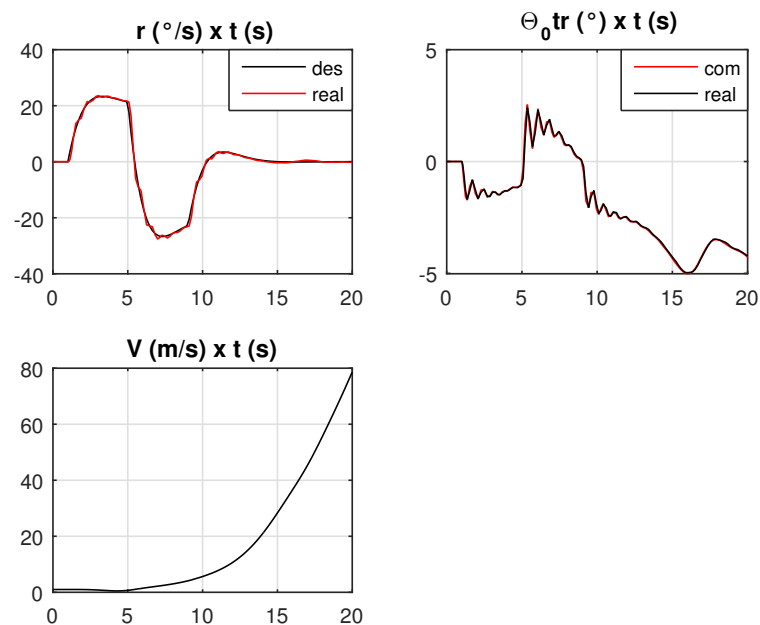


Figura 5.65: Controle com atuador da taxa de guinada para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 20°/s

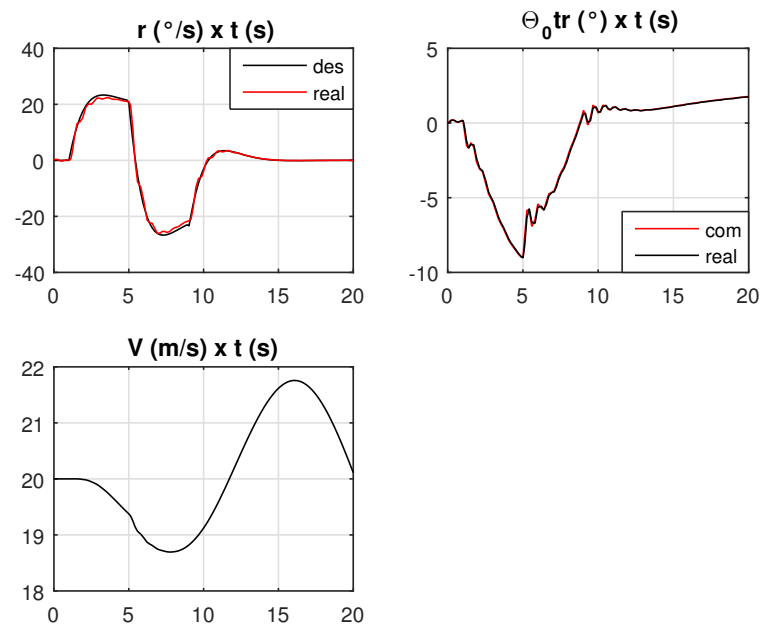


Figura 5.66: Controle com atuador da taxa de guinada para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 20°/s

A presença do atuador não impediu a realização do controle da taxa de guinada. O aumento na amplitude do sinal desejado exigiu uma atuação maior do controlador, ou seja, com maiores amplitudes.

5.2.4 Ângulo de Atitude com atuador - Θ

O controle do ângulo de atitude foi realizado com limitador de entrada com amplitude máxima de 30° e taxa de variação de 50°/s. Os gráficos apresentaram características semelhantes aos gerados sem atuador, obtendo-se assim bons resultados. As Figuras 5.67 e 5.68 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas do parâmetro ϕ e V para as velocidades iniciais de 1 e 20m/s, respectivamente, para um sinal do tipo *doublet* de 5°.

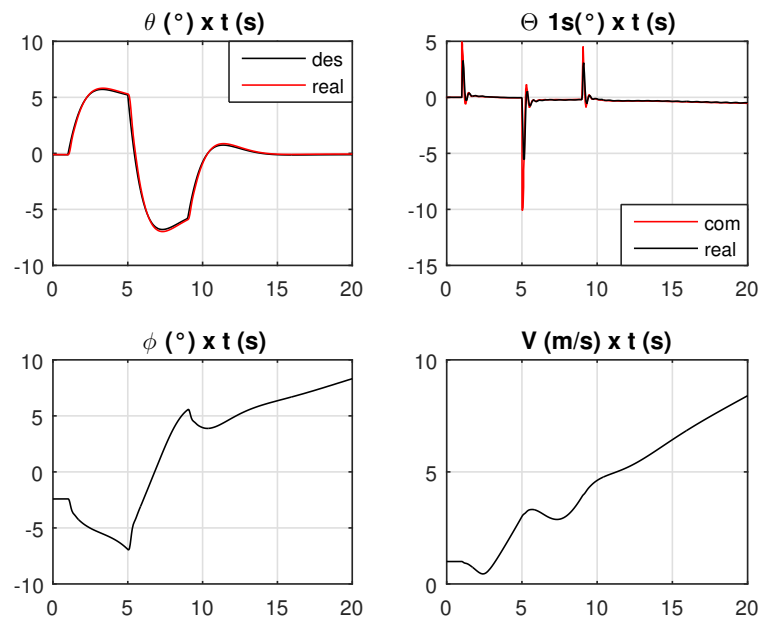


Figura 5.67: Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 5°

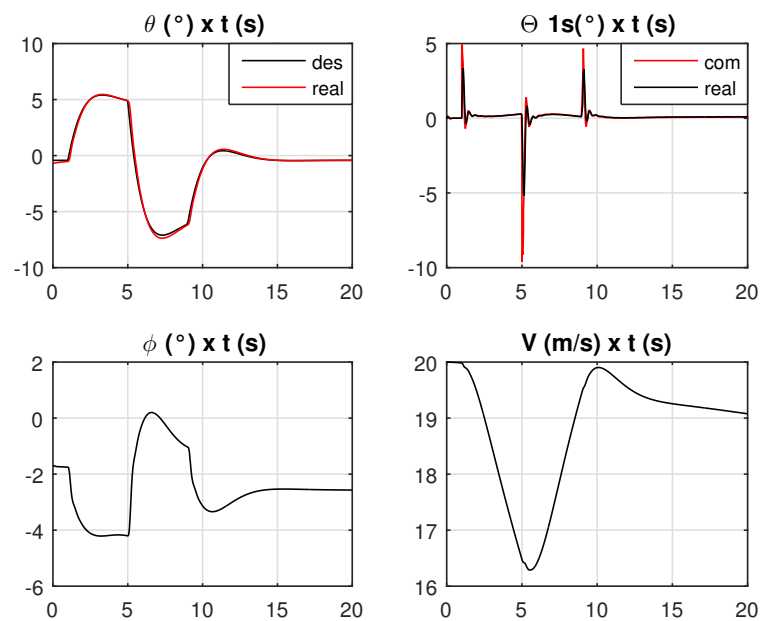


Figura 5.68: Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 5°

Para um sinal do tipo *doublet* de 18°, obteve-se também bons resultados. As figuras 5.69 e 5.70 apresentam as simulações realizadas para as velocidades de 10 e 20m/s, respectivamente.

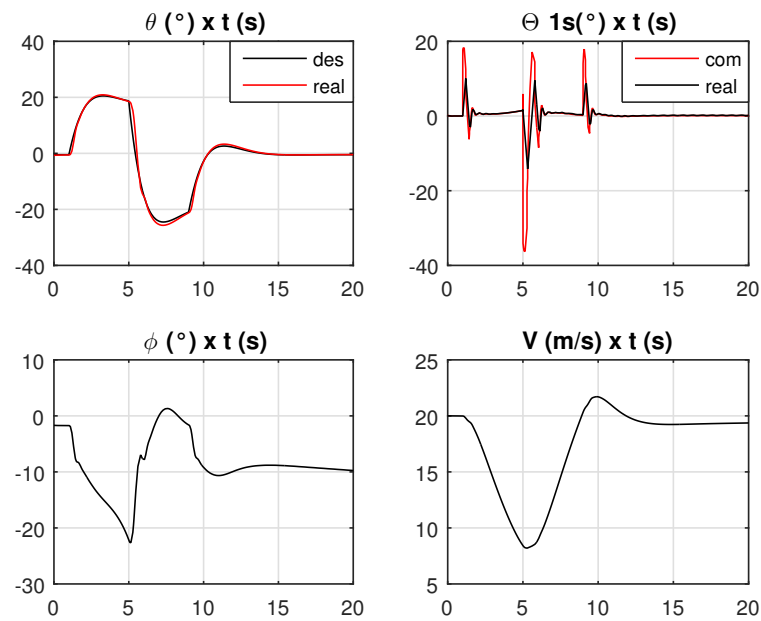


Figura 5.69: Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 18°

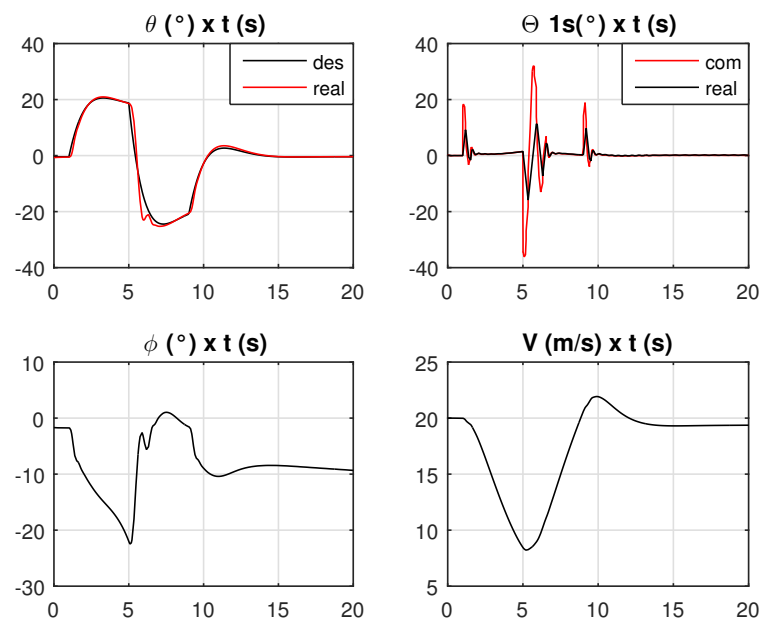


Figura 5.70: Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 18°

O controle do ângulo de atitude foi realizado com a presença do atuador sem maiores problemas para realização do controle. Nota-se uma redução da precisão obtida ao se aumentar a amplitude do *doublet* analisado.

5.2.5 Ângulo de Rolamento com atuador - ϕ

O controle do ângulo de rolamento foi realizado com limitador de entrada com amplitude de 30° e taxa de variação de $60^\circ/\text{s}$. As Figuras 5.71 e 5.72 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas dos parâmetros V e ϕ para as velocidades iniciais de 1 e 20m/s, para um sinal do tipo *doublet* de 20° .

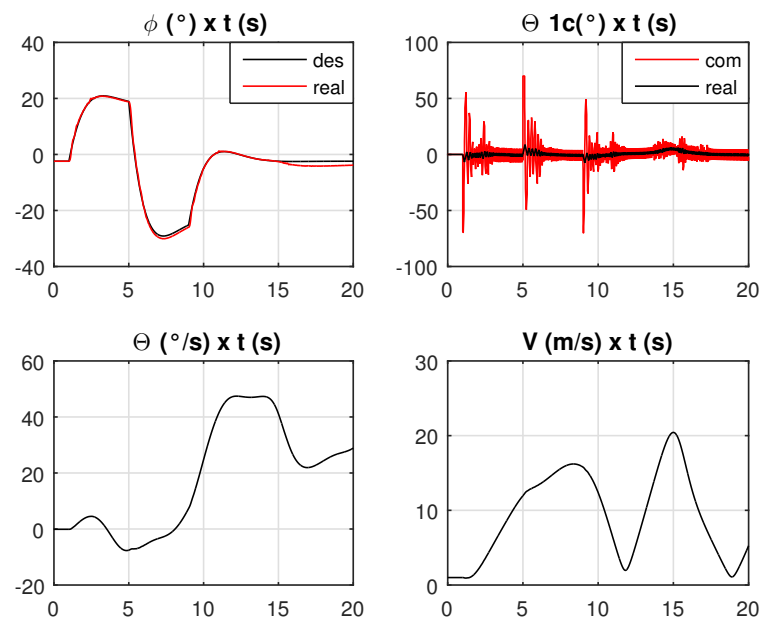


Figura 5.71: Controle com atuador do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 20°

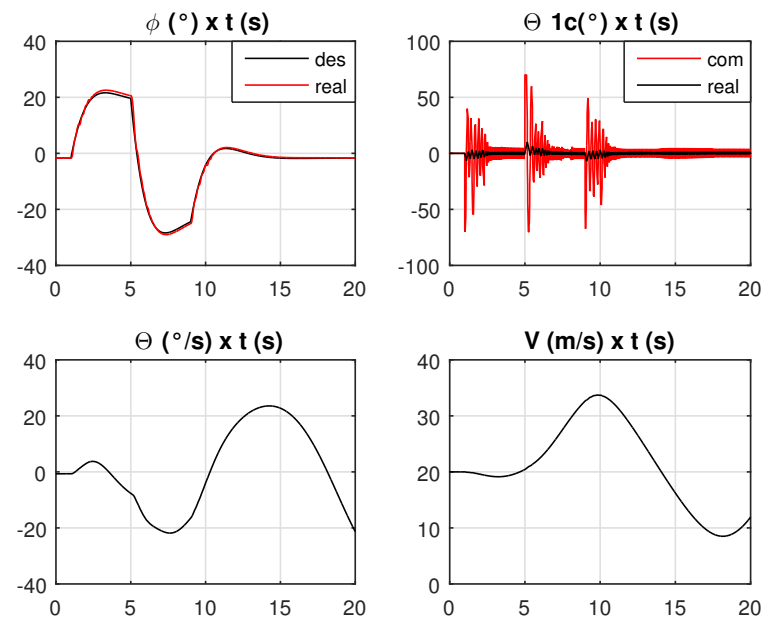


Figura 5.72: Controle com atuador do ângulo de rolamento para velocidade inicial de 20 m/s e *doublet* de 20°

Para um sinal do tipo *doublet* de 60°, obteve-se também bons resultados. As figuras 5.73 e 5.74 apresentam as simulações realizadas para as velocidades de 1 e 20m/s, respectivamente.

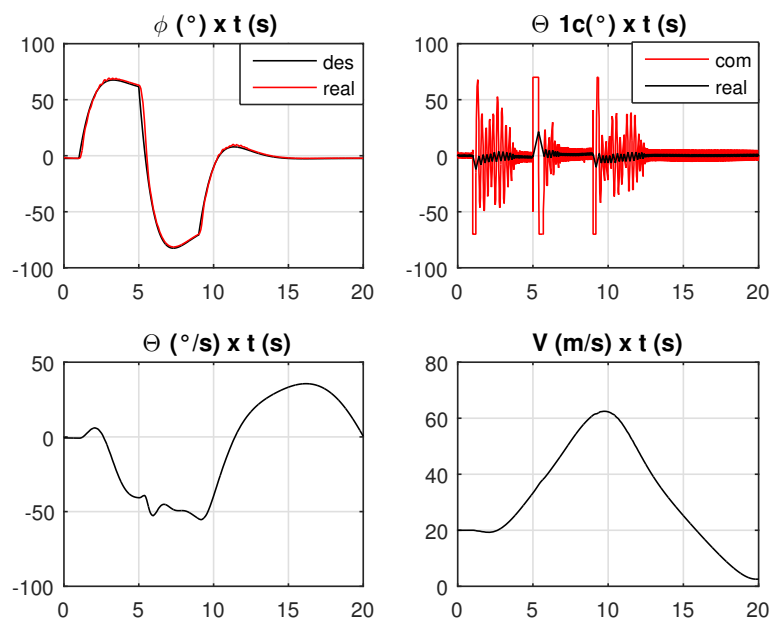


Figura 5.73: Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 1 m/s e *doublet* de 60°

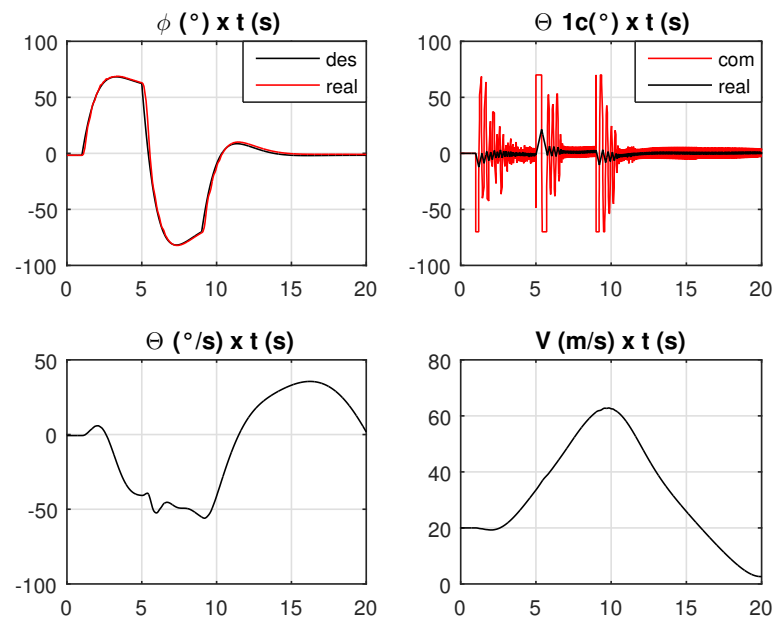


Figura 5.74: Controle com atuador do ângulo de atitude para velocidade inicial de 10 m/s e *doublet* de 60°

Os controles do ângulo de rolamento realizados com presença dos atuadores apresentaram bons resultados. O aumento da amplitude do *doublet* exigiu um aumento do ângulo de controle e um aumento da amplitude atingida pelo ângulo de rolamento. Nota-se a presença de instabilidade ao se realizar o controle para todas as condições desejadas, porém esta não interferiu significativamente no controle. ¹

5.2.6 Ângulo de Proa com atuador - ψ

O controle do ângulo de proa foi realizado com limitador de entrada com amplitude máxima de 40° e taxa de variação de 100°/s. As Figuras 5.75 e 5.76 apresentam o controle realizado, os comandos e as respostas dos parâmetros V.

¹Nota-se que a taxa de variação utilizada para realização do controle é alta

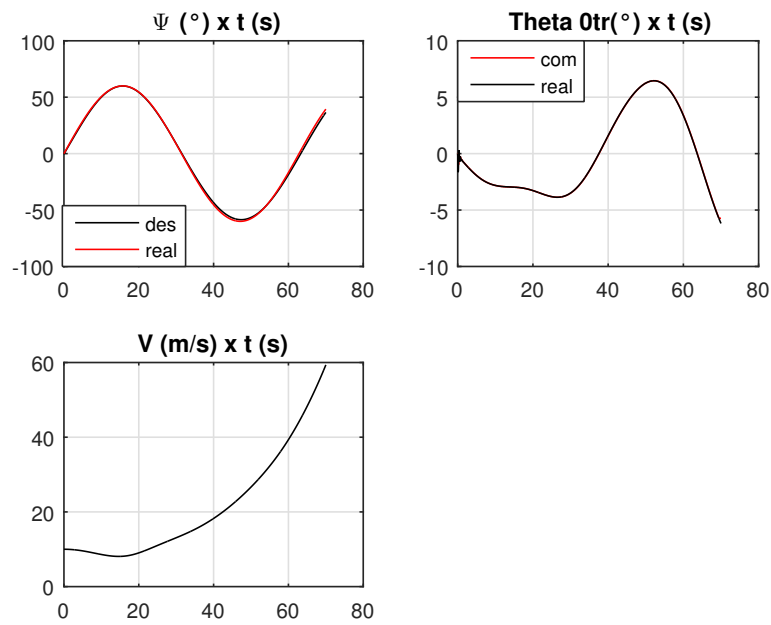


Figura 5.75: Controle do ângulo de proa para velocidade inicial de 1m/s

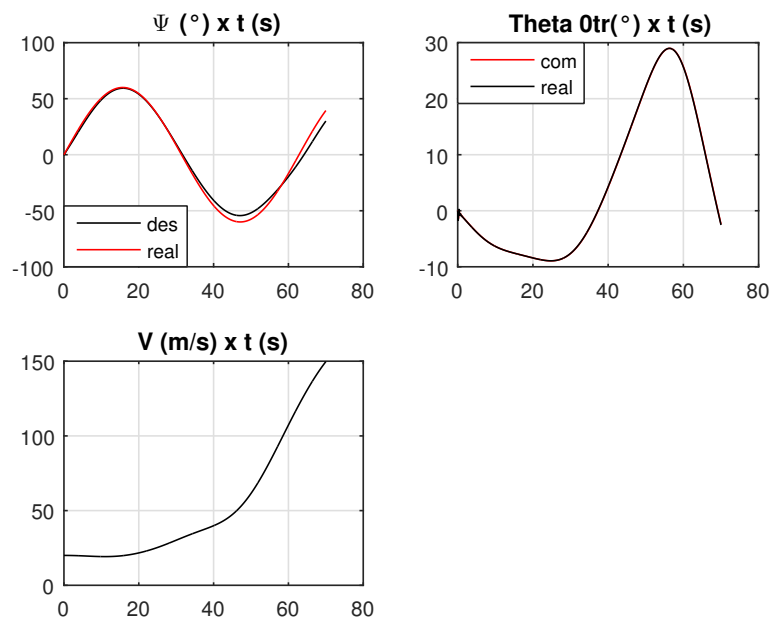


Figura 5.76: Controle do ângulo de proa para velocidade inicial de 20m/s

A utilização do atuador não impediu o controle para as simulações analisadas, ou seja, não é necessário o projeto de novos controladores.

5.2.7 Ângulo de ataque com atuador - α

O controle do ângulo de ataque foi realizado com limitador de entrada com amplitude máxima de 30° e taxa de variação de $60^\circ/\text{s}$. As figuras 5.77 e 5.78 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas do parâmetro V para as velocidades iniciais de 15 e 20m/s, respectivamente.

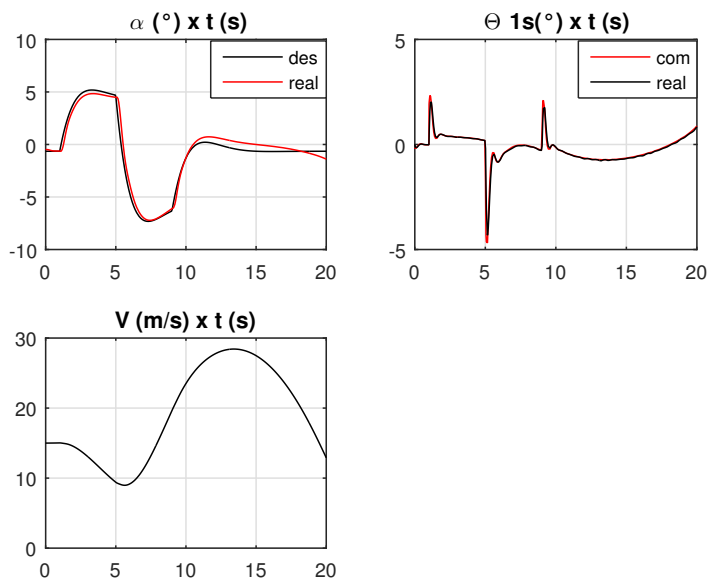


Figura 5.77: Controle com atuador do ângulo de ataque para velocidade inicial de 15m/s e *doublet* de 5°

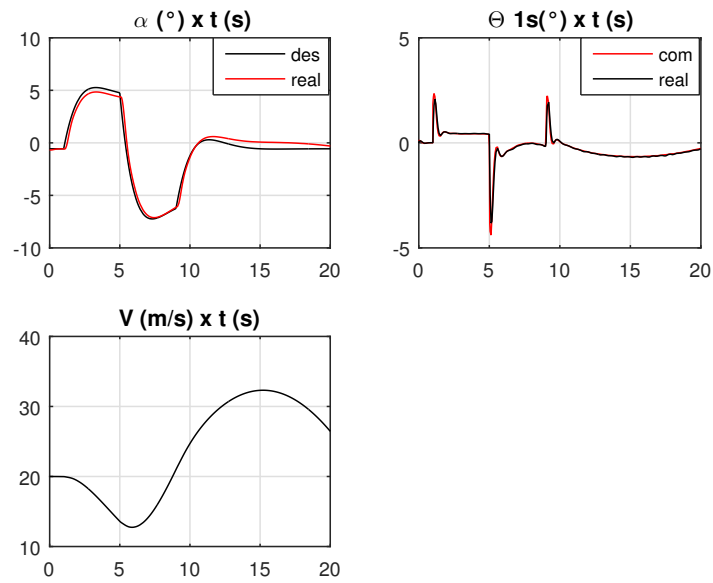


Figura 5.78: Controle com atuador do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e *doublet* de 5°

Para um *doublet* de 10° , também não se obteve bons resultados. As Figuras 5.80 e ?? apresentam as simulações realizadas para velocidade de 15 m/s, respectivamente.

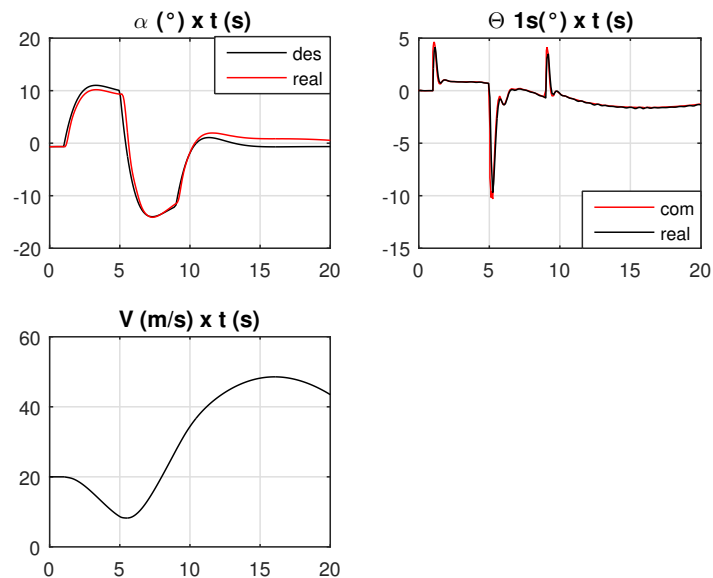


Figura 5.79: Controle com atuador do ângulo de ataque para velocidade inicial de 15m/s e *doublet* de 10°

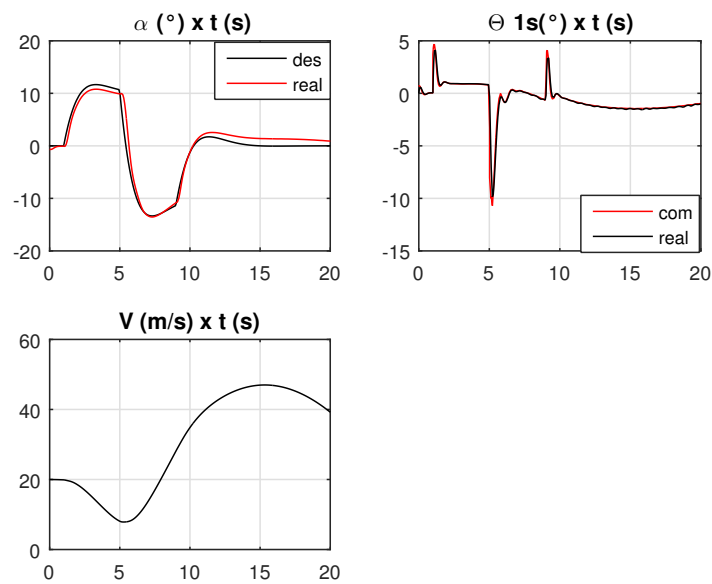


Figura 5.80: Controle com atuador do ângulo de ataque para velocidade inicial de 20m/s e *doublet* de 10°

O controle com atuador do ângulo de ataque apresentou-se inadequado para os sinais de interesse, para amplitude de 5° os controles apresentaram características desejadas, porém com precisão ruim, já para controle com amplitude de 10° , as características e a precisão não foram atendidas. Para se obter um melhor controle do ângulo de ataque novos parâmetros deverão ser projetados. Nota-se que em todas as simulações a presença de saturação no controle, sendo essa uma característica não desejada nas simulações.

5.2.8 Posição Lateral Y com atuador - Y

O controle da posição Y foi realizado com limitador de entrada com amplitude máxima de 30° e taxa de variação de 50m/s, 30 e 50° para taxa de rolamento e 30 e 50° para taxa de guinada, respectivamente. As Figuras 5.81 e 5.82 apresentam os controles realizados, os comandos e as respostas do parâmetro V para as velocidades iniciais de 1 e 20m/s, respectivamente.

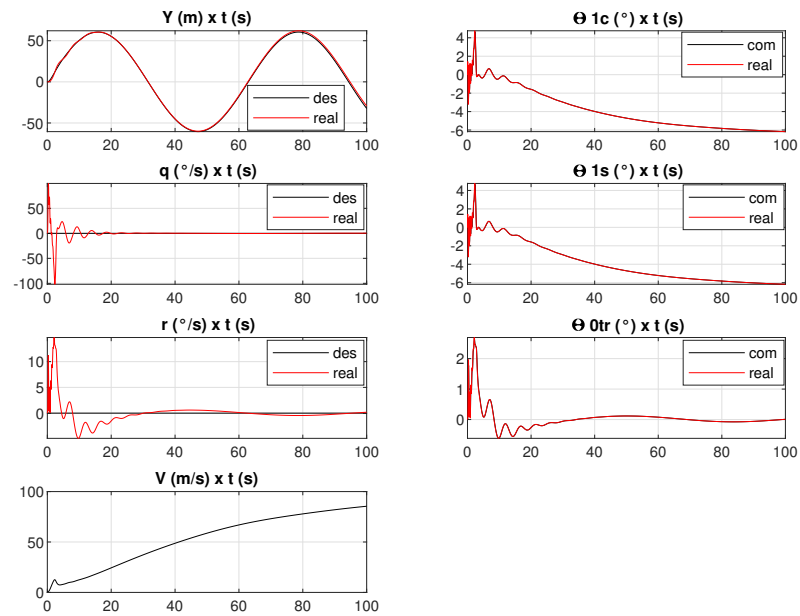


Figura 5.81: Controle com atuador da posição Y para velocidade inicial de 1m/s

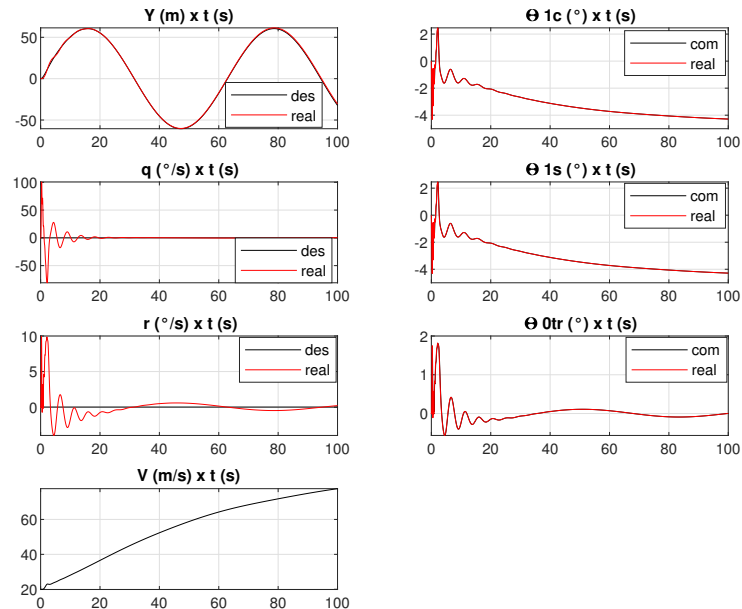


Figura 5.82: Controle com atuador da posição Y para velocidade inicial de 20m/s

O controle da posição Y foi realizado adequadamente com a presença do atuador, os controles apresentaram uma pequena taxa de variação após apresentarem uma pequena oscilação inicial. O aumento da velocidade resultou no

aumento da amplitude na qual os controles foram exigidos.

5.2.9 Velocidade V e Altitude H com atuadores

O controle da velocidade foi realizado com limitador de entrada com amplitude máxima de 30° e taxa de variação de 50m/s, 25 e 60° para a altitude e 30 e 50° para taxa de rolamento, respectivamente. Conforme será apresentado na Figura 5.83, o controle não foram realizado com a presença do atuador, sendo necessário um novo projeto.

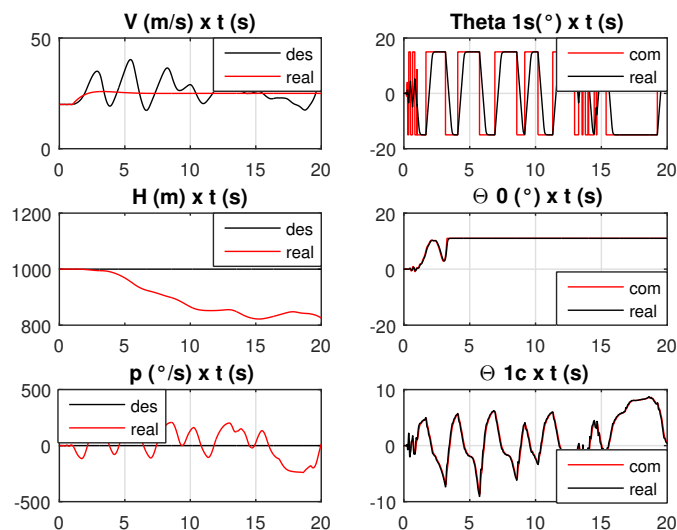


Figura 5.83: Controle com atuador da rampa de velocidade com velocidade inicial de 1m/s e amplitude de 5m/s

5.2.10 Posição Lateral Y e Posição X com atuadores

Assim como nas simulações realizadas para Velocidade e Altitude com atuador, não foi possível as realizações dos controles para as posições XY, sendo necessário novo projeto para os controlador.

5.3 Análise das Qualidades de Voo

Conforme utilizado em todas as simulações onde foram aplicados controladores, a análise da qualidade de voo para rolamento será feita utilizando altitude de 1000m e velocidade de 40kts(20.5776 m/s). As Tabelas 5.9 e 5.10 apresentam as respectivas matrizes de estabilidade e controle.

Tabela 5.9: Matriz de estabilidade

-0,0205	0,0735	-0,0031	-0,0036	-10,0000	0,2106	0,6151	0,0000
-0,0001	-0,8927	0,0000	0,0142	-0,0000	-0,0123	0,9965	0,0000
0,0001	-0,0048	-0,0880	0,4857	-0,0002	-0,0311	-0,0100	-0,9673
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	1,0000	0,0004	-0,0123
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,9996	0,0293
0,0017	0,3121	0,4562	0,0000	0,0000	-9,7625	-1,5592	-0,1711
0,0246	-0,0949	0,0000	0,0000	0,0000	0,2964	-1,9158	0,0000
-0,0071	0,5616	4,9472	0,0000	0,0000	-1,2959	-0,1444	-1,8405
0,0000	-20,5688	0,6023	0,0074	20,5776	0,0000	0,0000	0,0000

Tabela 5.10: Matriz de controle

-8,8133	-1,1760	7,8229	0,0000
-0,8879	-6,6007	0,0047	0,0000
-0,0539	-0,0631	-0,3325	0,5991
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
-27,7829	12,6230	-128,8799	-2,8619
23,1567	5,9293	-4,9798	0,0000
-4,9931	12,6021	-19,8835	-33,8416
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000

A partir da matriz de estabilidade encontrada, montou-se as matrizes de estabilidade para a direção lateral e para direção longitudinal. As Tabelas 5.11 e 5.12 apresentam as matrizes de estabilidade e os autovetores calculados para cada matriz construída. Os parâmetros ângulo de derrapagem, ângulo de rolamento, taxa de rolamento e taxa de guinada foram utilizados para construção da matriz de estabilidade referente ao lateral cíclico, já os parâmetros ângulo de

ataque, ângulo de atitude, velocidade e taxa de arfagem foram utilizados para construção da matriz para o longitudinal cíclico.

Tabela 5.11: Matriz de estabilidade e autovalores para o lateral cíclico

A2=			
-0,0880	0,4857	-0,0311	-0,9673
0,0000	0,0000	1,0000	-0,0123
0,4562	0,0000	-9,7625	-0,1711
4,9472	0,0000	-1,2959	-1,8405
-9,7774	+	0,0000i	
-0,9537	+	1,9838i	
-0,9537	-	1,9838i	
-0,0061	+	0,0000i	

Tabela 5.12: Matriz de estabilidade e autovalores para o longitudinal cíclico

A3=			
-0,0205	0,0735	-10,0000	0,6151
-0,0001	-0,8927	-0,0000	0,9965
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
0,0246	-0,0949	0,0000	-1,9158
0,0201	+	0,3445i	
0,0201	-	0,3445i	
-1,8978	+0,0000i		
-0,9715	+	0,0000i	

Além das matrizes encontradas para velocidade de 20m/s, obtiveram-se as matrizes para as velocidades de 0,01 e 60 m/s. As Tabelas 5.13 e 5.14 apresentam as matrizes de estabilidade e as matrizes de controle.

Tabela 5.13: Matriz de estabilidade e matriz de controle , velocidade de 0,01m/s

A4=							
-0,0178	0,0000	-0,0001	-0,0006	-10,0000	0,01890	0,4648	0,0000
-1,2253	-0,08825	0,0000	42,3030	-0,0027	0,0156	1,0650	0,0000
1,1460	0,0027	-0,0798	999,1037	-0,0627	-54,2331	-30,9589	60,1532
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	1,0000	0,0001	-0,0015
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,9991	0,0423
0,0042	0,0001	0,0002	0,0000	0,0000	-9,8240	-1,7710	0,1420
0,0320	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,3088	-1,7193	0,0000
0,0023	0,0002	0,0022	0,0000	0,0000	-1,3897	-0,3244	-1,6788
0,0000	-0,0100	0,0004	0,0000	0,0100	0,0000	0,0000	0,0000
1.0e+04*							
-0,0009	0,0000	0,0008	0,0000				
-0,0002	-1,3416	0,0001	0,0000				
-0,0141	-0,0100	-0,1131	0,1222				
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000				
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000				
-0,0027	0,0015	-0,0131	-0,0003				
0,0023	0,0000	-0,0005	0,0000				
-0,0005	0,0020	-0,0022	-0,0034				
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000				

Tabela 5.14: Matriz de estabilidade e matriz de controle, velocidade de 60m/s

A5=							
-0,0323	2,5951	-0,0001	-0,0137	-10,0000	0,2269	0,6312	0,0000
0,0007	-0,9097	0,0000	0,0000	0,0035	-0,0000	-0,1222	0,9968
0,0001	-0,0214	-0,1036	0,1663	-0,0002	-0,0699	-0,0019	-0,9848
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	1,0000	0,0014	-0,0648
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,9998	0,0213
-0,0103	4,3603	1,7467	0,0000	0,0000	-9,5372	-1,2390	-,2269
0,0212	-0,7090	0,0000	0,0000	0,0000	0,3191	-2,3288	0,0000
-0,0153	-1,8682	16,8620	0,0000	0,0000	-1,1200	0,1617	-2,1495
0,0000	-59,9865	1,2743	0,0824	59,9999	0,0000	0,0000	0,0000
1.0e+04*							
-6,5094	2,0009	7,4073	0,0000				
-0,8914	-2,4713	0,0080	0,0000				
-0,0313	-0,0580	-0,0825	0,2236				
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000				
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000				
-22,2377	17,5060	-126,2067	-3,1147				
26,2872	17,7852	-5,1671	0,0000				
-5,6414	17,7852	-5,1671	0,0000				
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000				

As Tabelas 5.15 e 5.16 representam as matrizes de estabilidade e de autovalores para o lateral cíclico e para o longitudinal cíclico com velocidade de 0,01m/s, já as Tabelas 5.17 e 5.18 representam as matrizes de estabilidade e de autovalores para o lateral cíclico e para o longitudinal cíclico com velocidade de 60m/s.

Tabela 5.15: Matriz de estabilidade e autovalores para o lateral cíclico, velocidade de 0,01m/s
$$A6 =$$

-0,0798	999,1037	-54,2331	60,1532
0,0000	0,0000	1,0000	-0,0015
0,0002	0,0000	-9,8240	0,1420
0,0022	0,0000	-1,3897	-1,6788
-9,8449	+	0,0000i	
-1,7483	+	0,0000i	
0,0053	+	0,0424i	
0,0053	-	0,0424i	

Tabela 5.16: Matriz de estabilidade e autovalores para o longitudinal cíclico, velocidade de 0,01m/s
$$A7 =$$

-0,0178	0,0000	-10,0000	0,4648
-1,2253	-0,8825	-0,0027	1,0650
0,0000	0,0000	0,0000	0,9991
0,0320	0,0000	0,0000	-1,7193
-1,8246	+	0,0000i	
0,0438	+	0,4166i	
0,0438	-	0,4166i	
-0,8825	+	0,0000i	

Tabela 5.17: Matriz de estabilidade e autovalores para o lateral cíclico, velocidade de 60m/s

A8=			
-0,1036	0,1663	-0,0699	-0,9848
0,0000	0,0000	1,0000	-0,0648
1,7467	0,0000	-9,5372	-0,2269
16,8620	0,0000	-1,1200	-2,1495
-9,5257	+	0,0000i	
-1,1268	+	3,9139i	
-1,1268	-	3,9139i	
-0,0109	+	0,0000i	

Tabela 5.18: Matriz de estabilidade e autovalores para o longitudinal cíclico, velocidade de 60m/s

A9=			
-0,323	2,5951	-10,0000	0,6312
0,0007	-0,9097	-0,0000	0,9968
0,0000	0,0000	0,0000	0,9998
0,0212	-0,7090	0,0000	-2,3288
-1,6326	+	0,4060i	
-1,6326	-	0,4060i	
-0,0027	+	0,2575i	
-0,0027	-	0,2575i	

Definidos os autovalores para as matrizes construídas, plotou-se os valores para verificação da estabilidade e determinação da classificação com relação a condições de pequenas amplitudes e frequências de baixa a moderada. Nas Figuras 5.84 e 5.85 plotou-se os autovalores para as condições civis e militares. Para o rolamento, as cores vermelha, azul e verde representam as velocidades 0,01, 20 e 60 m/s, respectivamente.

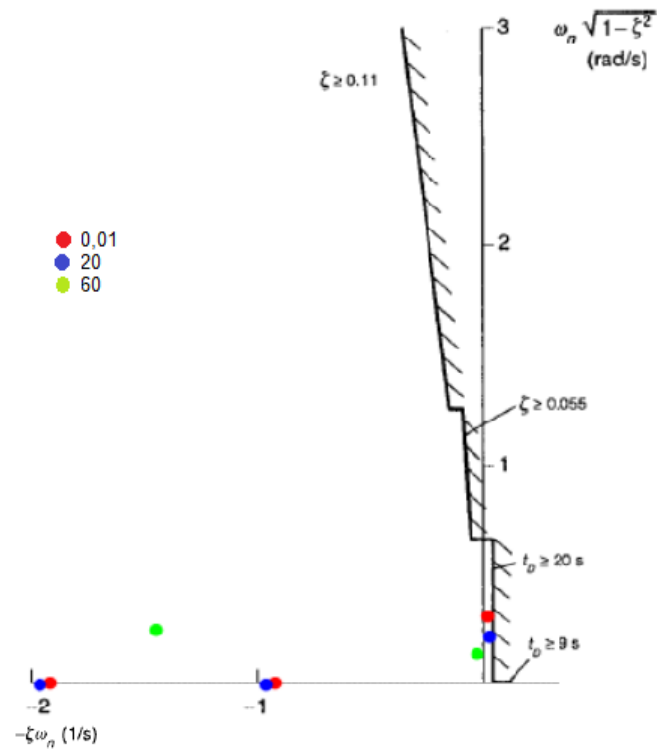


Figura 5.84: Exigências civis, marcação dos autovalores para arfagem

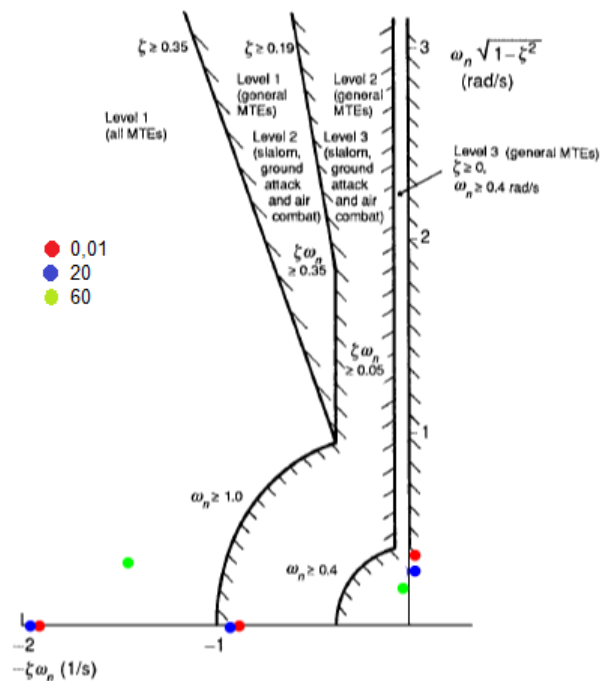


Figura 5.85: Exigências militares, marcação dos autovalores para arfagem

Já as Figuras 5.86 e 5.87 apresentam os autovalores para as condições civis e militares para a arfagem. As cores vermelha, azul e verde representam as

velocidades 0,01, 20 e 60 m/s, respectivamente.

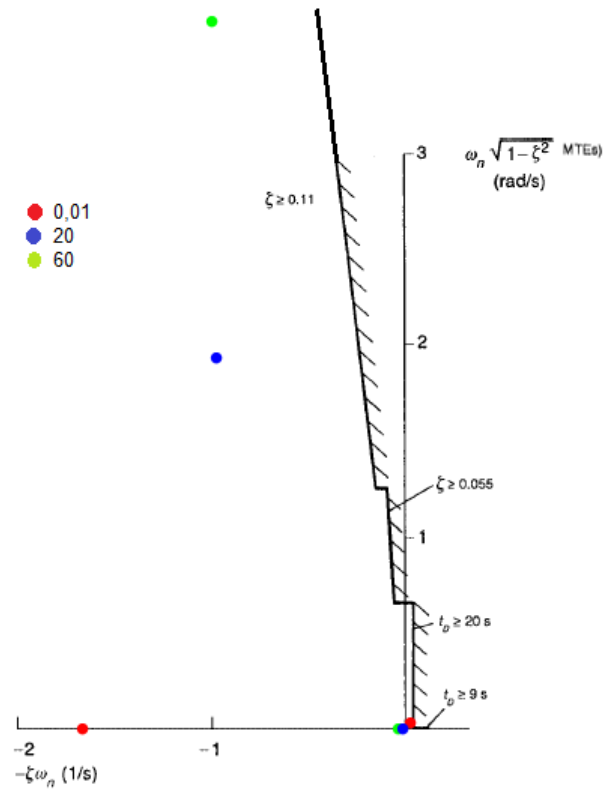


Figura 5.86: Exigências civis, marcação dos autovalores para rolamento

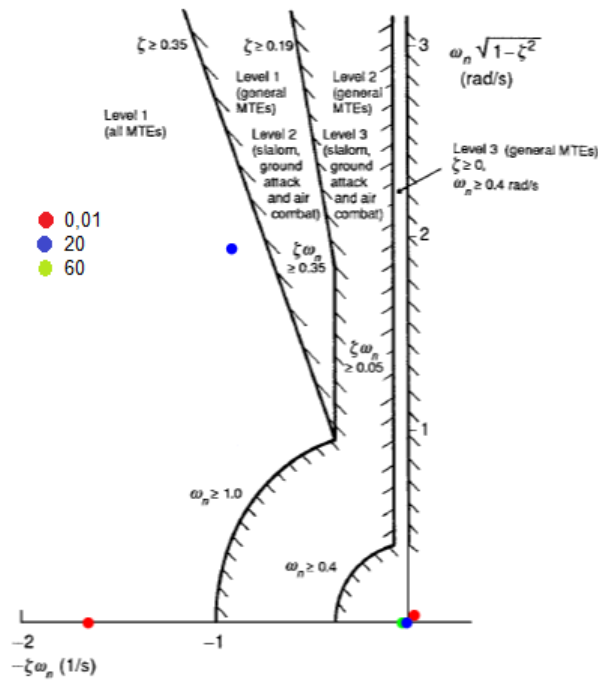


Figura 5.87: Exigências militares, marcação dos autovalores para rolamento

A análise de qualidade de voo também deve ser realizada classificando a

aeronave em relação a resposta para pequenas mudanças de atitude. O diagrama de bode onde seriam localizados os dados de largura de banda de fase e largura de banda de ganho é apresentado na Figura 5.88 para o ângulo de rolamento.

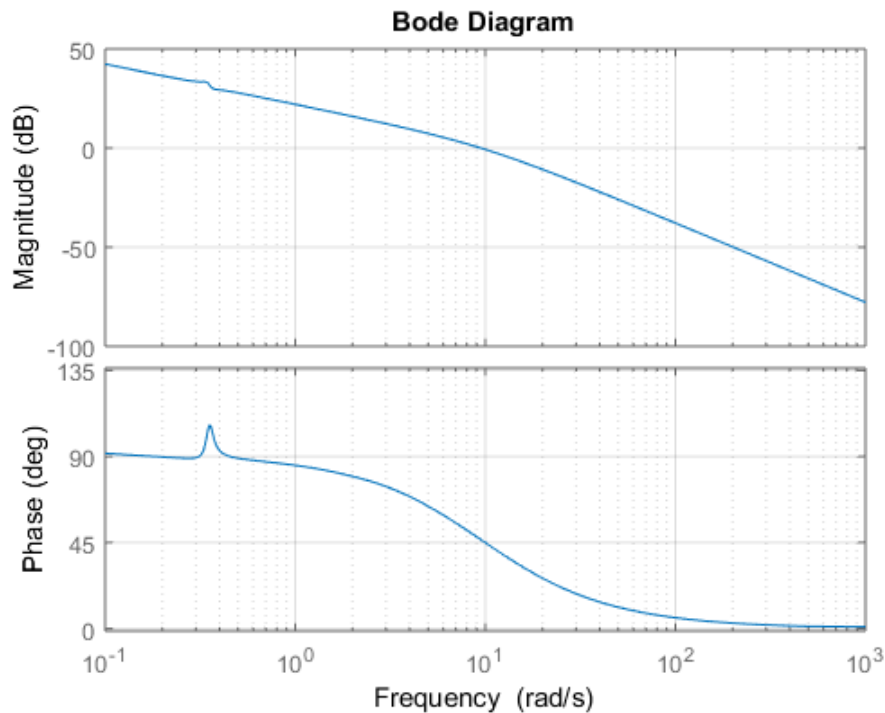


Figura 5.88: Resposta para pequenas mudanças de atitude

Conforme observado na Figura 5.88, a largura de banda de fase e a largura de banda de ganho não podem ser localizadas, uma vez que a fase não chega a -180° . Portanto, não se pode determinar para o rolamento o tempo de atraso de fase e a trajetória de voo de largura de banda. A classificação da aeronave com relação aos níveis que correspondem a rapidez na qual a aeronave realiza manobras que exigem rolamento não pode ser realizado.

Na busca de classificar a aeronave em relação a pequenas mudanças de atitude, foram atribuídas ao código. Foram atribuídas ao código sinais que representam o atuador e a influência do batimento para verificar a influência destes fatores. As equações que representam as modificações no código são dadas por:

- Equação atuador:

$$FT_1 = \frac{20}{1s+20} \quad (5.25)$$

- Equação batimento

$$FT_2 = \frac{1}{1s+14.6} \quad (5.26)$$

As Figuras 5.89 e 5.90 apresentam as curvas geradas pelo código utilizado, pelo código somada a presença do atuador e pelo código somada a presença do atuador mais o batimento, respectivamente.

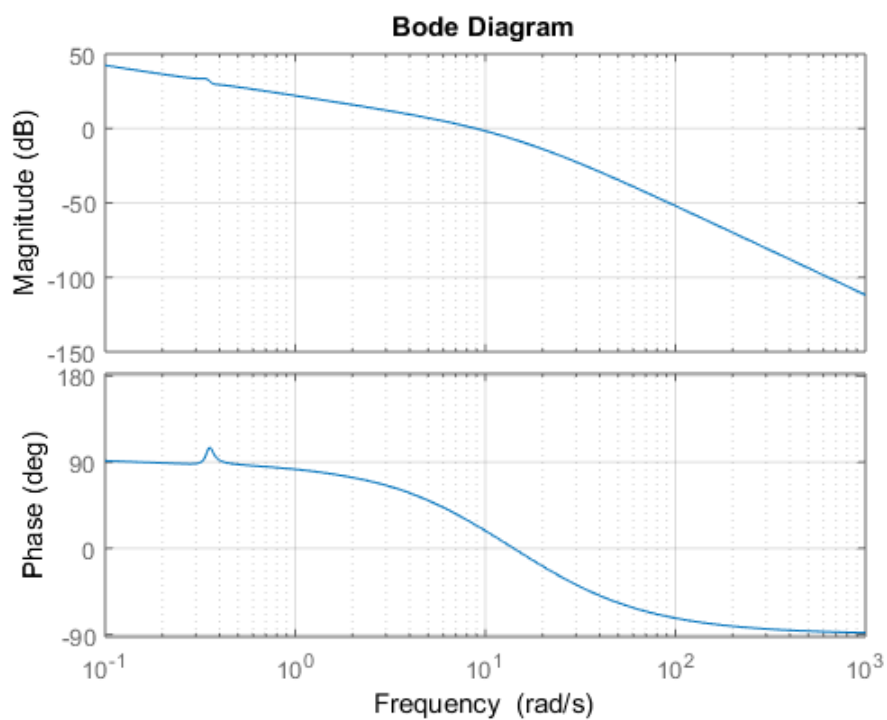


Figura 5.89: Resposta do código de simulação somada com a resposta utilizando atuador para rolamento

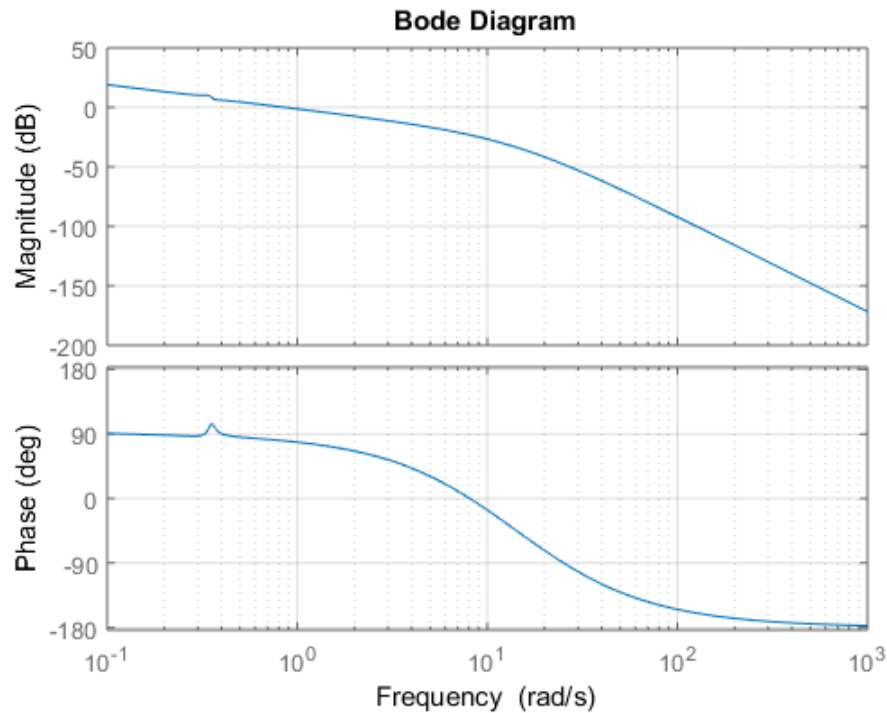


Figura 5.90: Resposta do código de simulação somado a resposta utilizando atuador e batimento para rolamento

Nota-se que a presença da equação do atuador e da presença do batimento deslocaram a curva para baixo. Porém esta mudança ainda não permitiu a localização dos pontos de interesse.

Em aeronaves de asa fixa, o manche para trás é positivo, o que equivale a um profundor negativo, ou seja, para cima. Esta característica do comando faz com que a aeronave levante o "nariz", sendo então observado que o sinal do manche é diferente do sinal do profundor. Considerando a mesma convenção de sinais para helicópteros, o sinal do comando é diferente do sinal do lateral cíclico, justificando então o sinal negativo na função de transferência, conforme apresentado:

- Equação atuador:

$$FT_1 = \frac{-20}{1s+20} \quad (5.27)$$

- Equação batimento

$$FT_2 = \frac{1}{1s+14.6} \quad (5.28)$$

Obtêm-se então, conforme apresentado na Figura 5.91, a curva de resposta dentro da região de interesse, ou seja, pode-se localizar

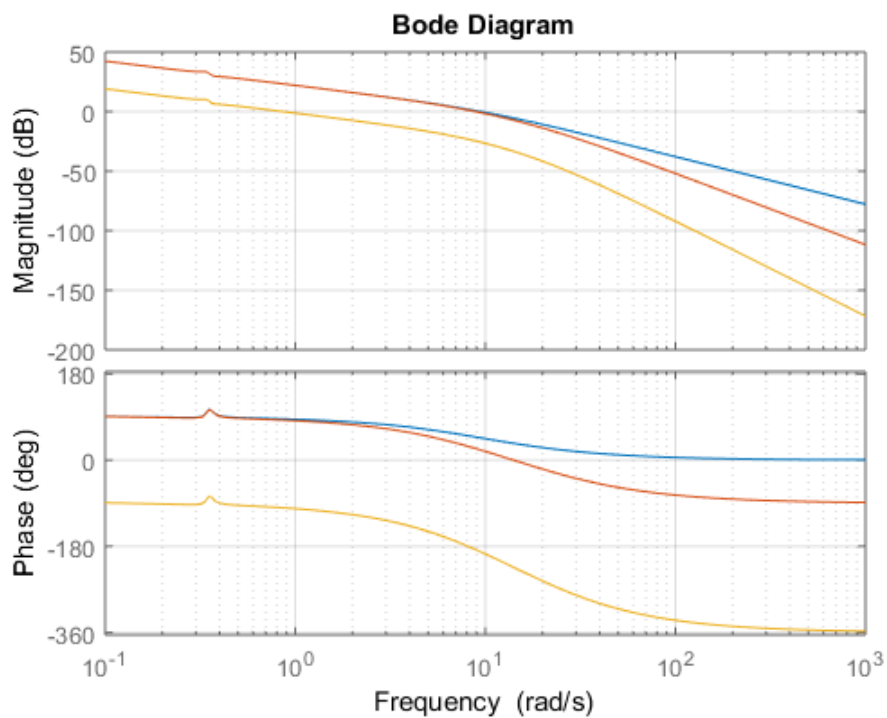


Figura 5.91: Resposta com acréscimo das equações do atuador e do batimento

Marca-se então na curva de apresentada na Figura 5.92, os pontos de interesse para realização da análise com relação a pequenas mudanças de atitude, conforme apresentado na Tabela 5.19.

Tabela 5.19: Características das qualidades de vôo da resposta em rolamento

Parâmetro	Valor
ω_{180}	8,13 rad/s
$\omega_{BW_{phase}}$	3,74 rad/s
$\omega_{BW_{gain}}$	2,12 rad/s
ω_{BW}	2,12 rad/s
$\phi_{2\omega_{180}}$	-236°
τ_p	0,06s

Utilizado como validação qualitativa para permitir a utilização das modifi-

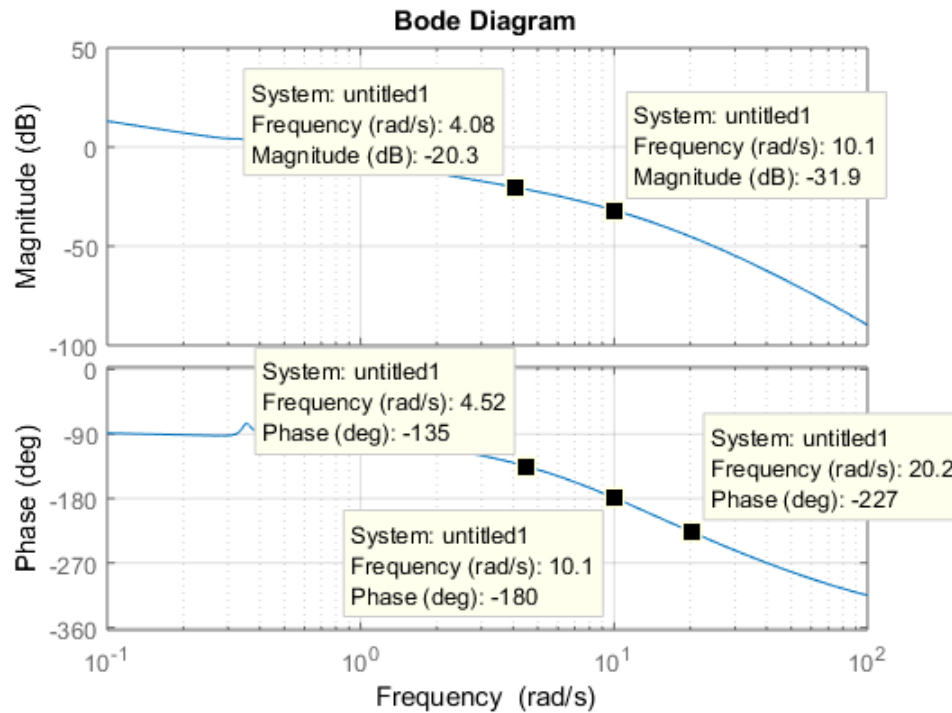


Figura 5.92: Marcação dos pontos no diagrama de bode

cações realizadas, compara-se as Figuras 5.93 e 5.94, que se referem as aeronaves Bo105 e a aeronave Super Lynx voando a 80kts, respectivamente. Apesar das diferentes condições iniciais utilizadas, nota-se a proximidade entre as curvas, ou seja, para a frequência de 1 rad/s as fases para as duas aeronaves correspondem a valores próximos de -90° e para frequência de 10 rad/s as fases para as duas aeronaves correspondem a valores próximos de -180° para Super Lynx e -170° para o Bo105, respectivamente. Para frequência de 1 rad/s a aeronave Super Lynx apresenta magnitude de aproximadamente -8db e a aeronave Bo105 apresenta magnitude de aproximadamente -30db, já para frequência de 10rad/s a aeronave Super Lynx apresenta magnitude de aproximadamente -30db e a aeronave Bo105 apresenta magnitude de aproximadamente -55db.

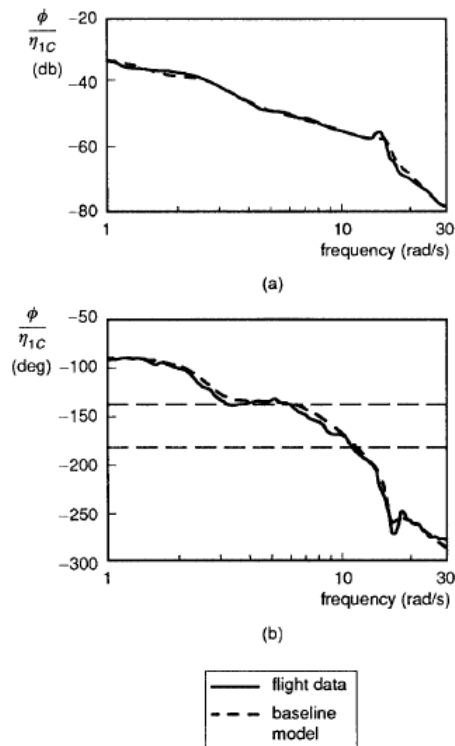


Figura 5.93: Diagrama de bode da aeronave Bo105 voando a 80kts,(PADFIELD,2007)

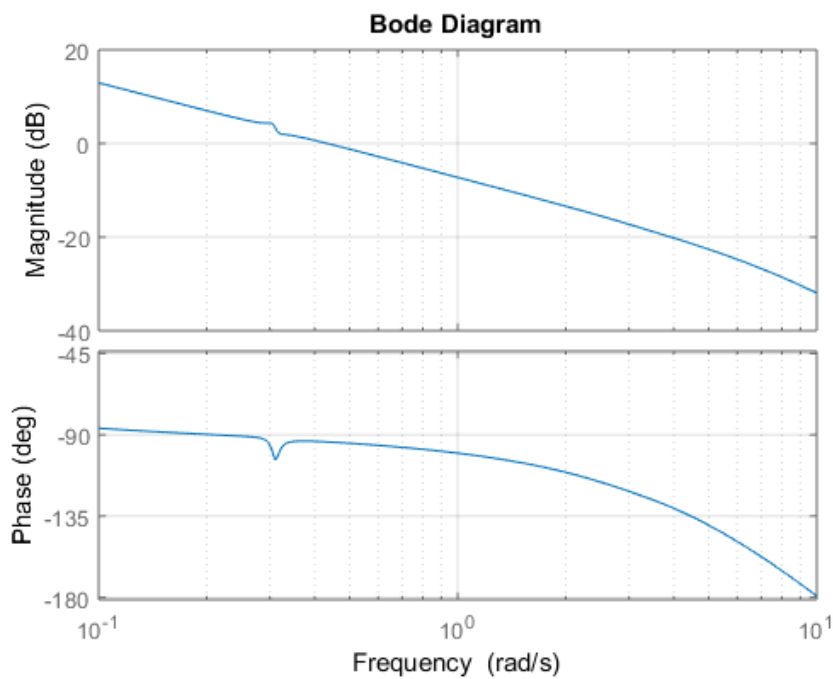


Figura 5.94: Diagrama de bode da aeronave Super Lynx voando a 80kts

A análise das localizações das respostas da aeronave se apresentam adequadas tanto para aquisição e rastreamento de alvos quanto para voos em con-

dições visuais ou instrumentais com atenção completa ou parcial do piloto, ou seja, a aeronave foi classificada como nível 1. Essa boa classificação da aeronave se deve ao alto valor da largura de banda e ao pequeno valor do atraso de fase encontrado, características que garantem boa pilotabilidade.

Utilizando os parâmetros apresentados na Tabela 5.19, classificou a aeronave:

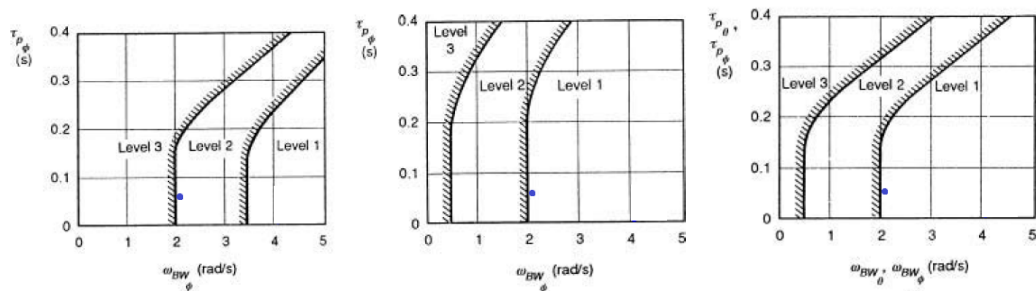


Figura 5.95: Regiões e níveis de qualidades de vôo para resposta em rolamento: (a) aquisição e rastreamento de dados; (b) MTE-UTC: igual a 1; (c) MTE-UTC: maior que 1.

A análise da rapidez na qual a aeronave realiza uma manobra de rolamento foi realizada para três velocidades (0,01, 10 e 20m/s) com três amplitudes diferentes (12°, 20° e 30°). As Figuras de 5.96 a 5.98 apresentam as respostas para um degrau no lateral cíclico de amplitude de aproximadamente 12°.

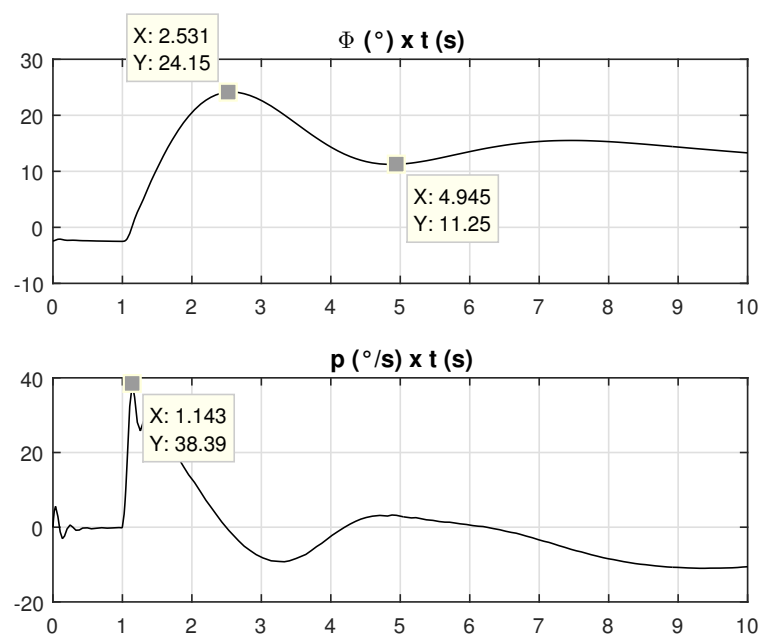


Figura 5.96: Degrau de aproximadamente 12° e velocidade de 0,01m/s

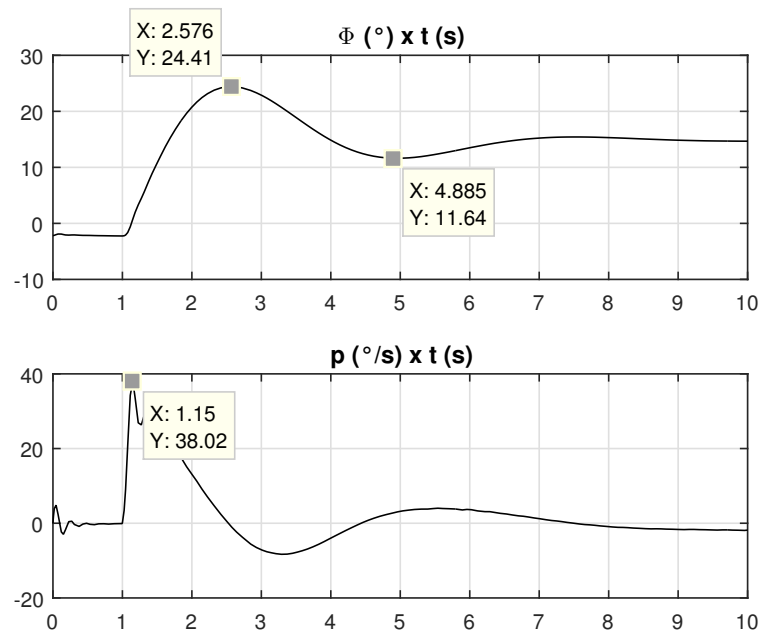


Figura 5.97: Degrau de aproximadamente 12° e velocidade de 10m/s

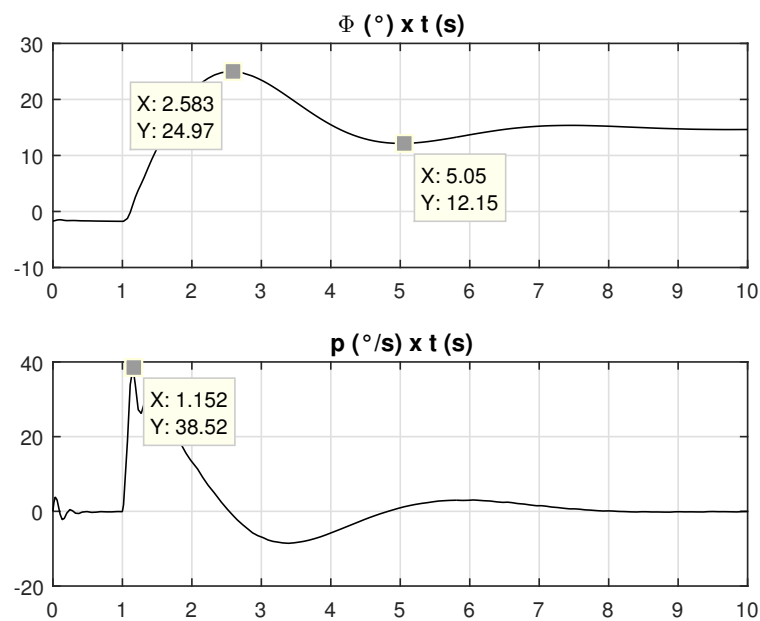


Figura 5.98: Degrau de aproximadamente 12° e velocidade de 20m/s

As Figuras de 5.99 a 5.101 apresentam as respostas para um degrau no lateral cíclico de amplitude de aproximadamente 20° .

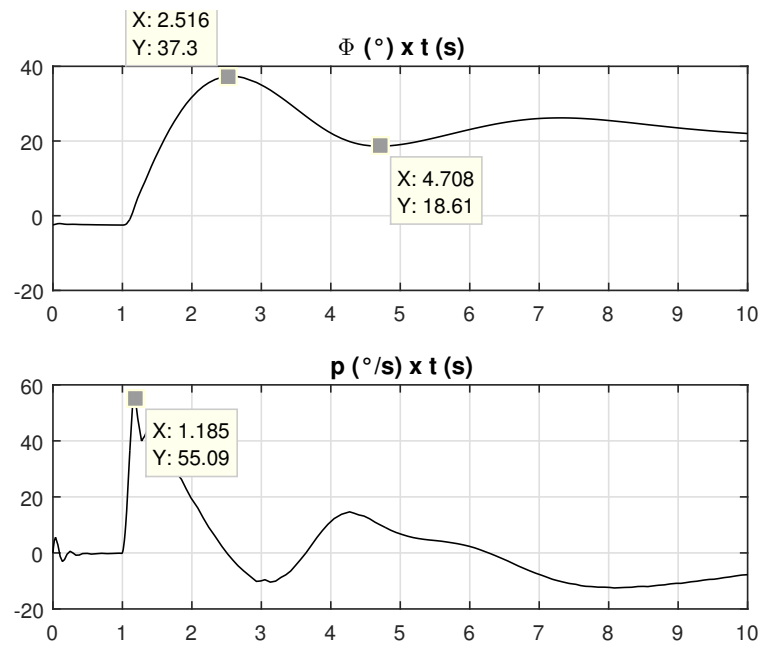


Figura 5.99: Degrau de aproximadamente 20° e velocidade de 0,01m/s

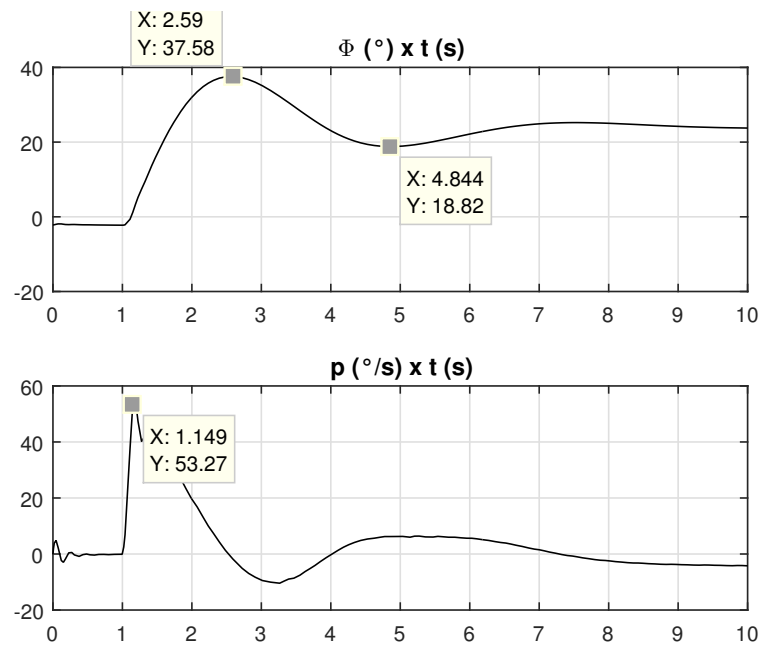


Figura 5.100: Degrau de aproximadamente 20° e velocidade de 10m/s

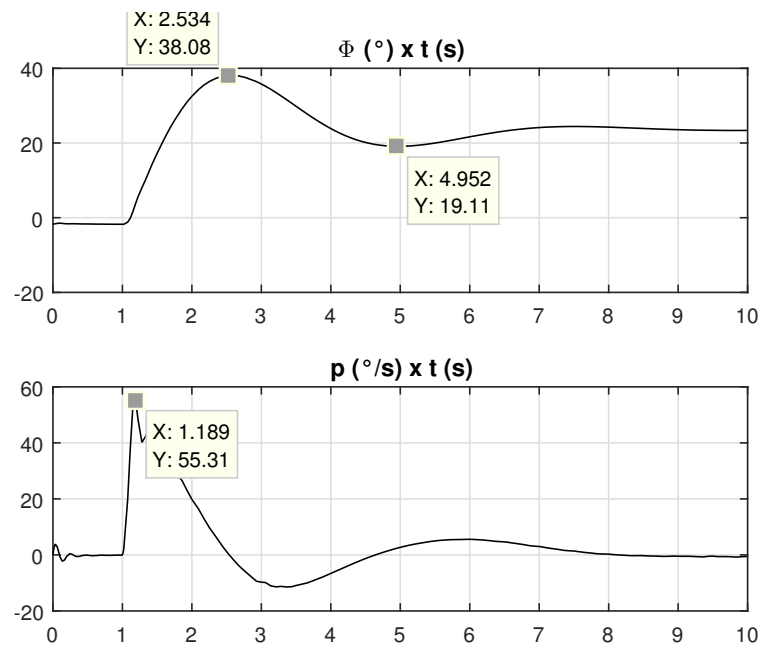


Figura 5.101: Degrau de aproximadamente 20° e velocidade de 20m/s

As Figuras de 5.102 a 5.104 apresentam as respostas para um degrau no lateral cíclico de amplitude de aproximadamente 30° .

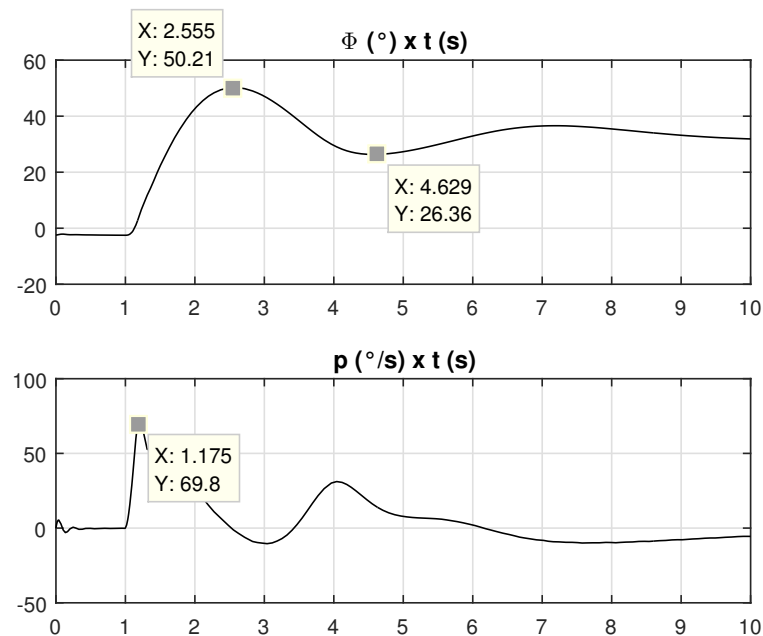


Figura 5.102: Degrau de aproximadamente 30° e velocidade de 0,01m/s

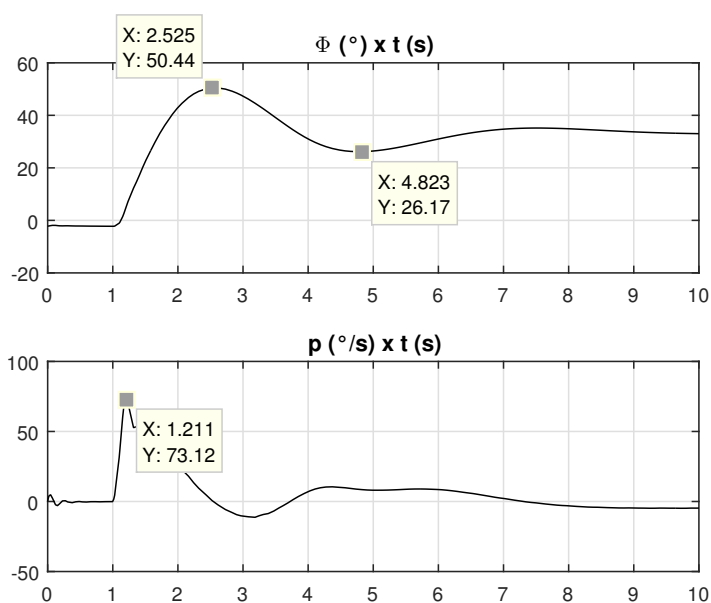


Figura 5.103: Degrau de aproximadamente 30° e velocidade de 10m/s

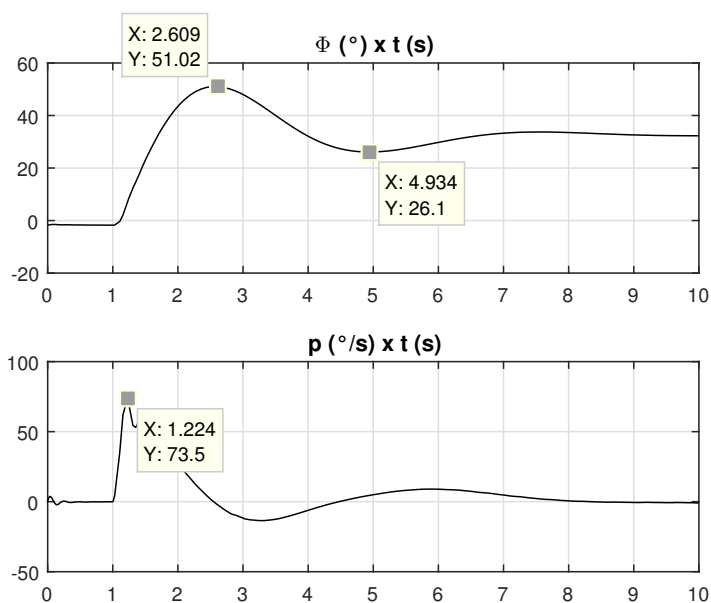


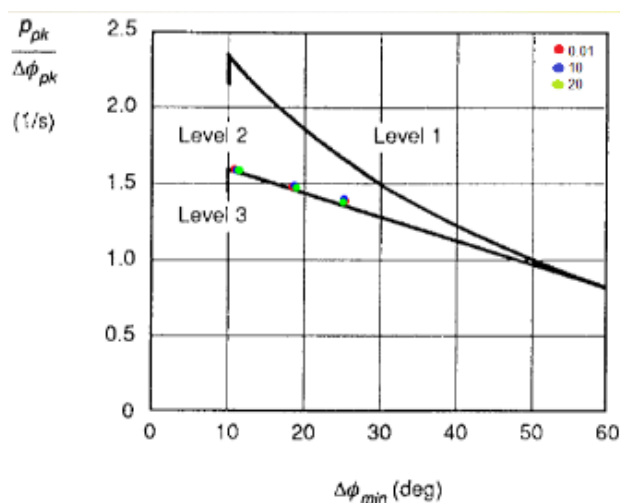
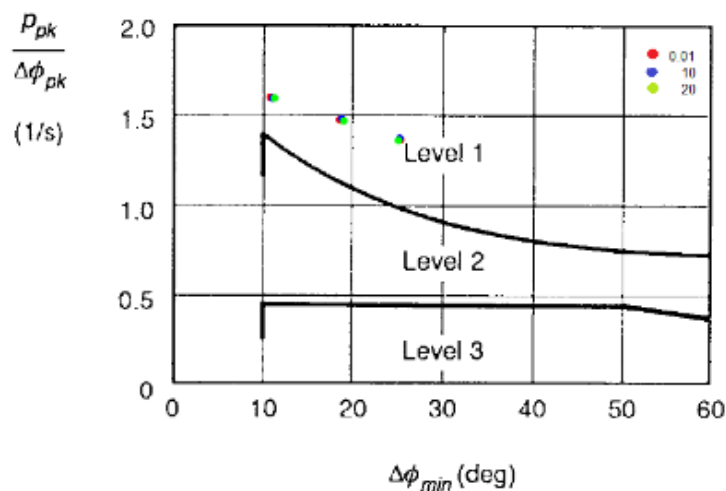
Figura 5.104: Degrau de aproximadamente 30° e velocidade de 20m/s

A partir dos dados localizados nas Figuras de 5.96 a 5.104, foi construída a Tabela 5.20 para melhor visualização dos pontos a serem plotados nos diagramas para classificação da aeronave ao realizar a MTE.

As Figuras 5.105e 5.106 apresentam a localização dos pontos nos diagramas de aquisição/rastreamento e MTEs gerais. Nestas Figuras, as cores vermelho, azul e verde, representam as velocidades de 0,01, 10 e 20 m/s.

Tabela 5.20: Classificação das respostas da aeronave em manobras de rolamento

Sinal	velocidade	$\Delta\phi_{pk}$	$\Delta\phi_{min}$	p_{pk}	$\frac{p_{pk}}{\Delta\phi_{pk}}$
1º sinal	0.01	24.15	11.25	38.39	1.59
	10	24.41	11.64	38.02	1.56
	20	24.97	12.15	38.52	1.54
2º sinal	0.01	37.30	18.61	55.09	1.48
	10	37.58	18.82	53.27	1.49
	20	38.08	19.11	55.31	1.45
3º sinal	0.01	50.21	26.36	69.80	1.39
	10	50.44	26.17	73.12	1.45
	20	51.02	26.10	73.5	1.44

**Figura 5.105:** Localização dos pontos: Aquisição e rastreamento de alvos**Figura 5.106:** Localização dos pontos: Classificação para MTEs gerais

Nota-se que apesar das mudanças de velocidades, os pontos estão distribuídos na mesma região, ou seja, apresentam uma mesma classificação. Para

manobras em geral, a aeronave se apresenta como nível 1 e para rastreamento, a aeronave se apresenta como nível 2. A diferença de classificação é explicado pela exigência para realização da manobra, a maior inclinação das curvas, ou seja, o maior valor da relação $P_{pk}/\Delta\phi_{pk}$ para o mesmo valor de $\Delta\phi_{min}$ indica a maior atitude que a aeronave deve apresentar.

Para finalizar, resumiu-se as qualidades de voo encontradas:

Tabela 5.21: 1ª Classificação das qualidades de voo da aeronave Super-Lynx

Pequenas amplitudes e frequências de baixa a moderada	nível 1	nível 2	nível 3
Estabilidade longitudinal -civil	x		
Estabilidade longitudinal - militar -slalom e combate aéreo para velocidade de 0,01 e 20m/s			x
Estabilidade longitudinal - militar todas as MTEs para velocidade de 0,01 e 60m/s			x
Estabilidade longitudinal - militar MTEs gerais para velocidade de 60m/s		x	

Tabela 5.22: 2ª Classificação das qualidades de voo da aeronave Super-Lynx

Pequenas amplitudes e frequências de baixa a moderada	nível 1	nível 2	nível 3
Estabilidade lateral - civil	x		
Estabilidade lateral - militar MTEs gerais para velocidades de 20 e 60m/s			x

Tabela 5.23: 3ª Classificação das qualidades de voo da aeronave Super-Lynx

Rapidez na taxa de rolamento	nível 1	nível 2	nível 3
Aquisição e rastreamento de alvos		x	
MTEs gerais para	x		

Tabela 5.24: 4ª Classificação das qualidades de voo da aeronave Super-Lynx

Pequenas mudanças de atitude	nível 1	nível 2	nível 3
Aquisição e rastreamento	x		
$UCE = 1$	x		
$UCE > 1$	x		

Capítulo 6

Conclusões e Pesquisas Futuras

6.1 Conclusões

A utilização do código de simulação numérica presente no projeto 351, permitiu analisar a dinâmica da aeronave modelo Super Lynx em diversas condições de voo. Analisou-se a resposta da aeronave para diferentes velocidades, sendo mantidas ou modificadas algumas características das manobras realizadas. Verificou-se nas simulações que quanto maior a velocidade de voo da aeronave, menores são as oscilações sofridas pela aeronave, as resultantes aerodinâmicas implicaram em maiores forças e momentos gerados nas empenagens vertical e horizontal. Para condições iniciais com a aeronave trimada, os parâmetros ângulo de derrapagem, ângulo de ataque, ângulo de proa, ângulo de rolamento, ângulo de atitude (arfagem) e as taxas de rolamento, arfagem e guinada respondem com tendência de amortecimento após comando realizado, estas tendências se apresentam de forma mais efetiva quando utilizadas velocidades maiores.

A utilização de controladores para simular a atuação do piloto, permitiu análises das respostas de diferentes manobras. Os resultados obtidos sem a presença de atuadores, foram alcançados para todas as simulações realizadas, porém não controlava os ângulos e as taxas de atuação. Uma forma de encontrar resultados mais próximos das condições reais foi a utilização de atuadores, os quais restringiram ângulos e as taxas de atuação, impondo dificuldades e até

impossibilitando alguns controles desejados, sendo necessária o projeto de novos parâmetros para alguns controladores. A utilização completa do RIU (com atuador) se torna muito importante para análise prévia do código de simulação utilizado, sendo necessário submeter o código em um simulador de voo pilotado por um experiente piloto para realizar a validação deste. A distribuição dos pontos na análise inicial das qualidades de voo e as localizações dos autovalores, permitiram de forma aproximada a realização da identificação das manobras realizáveis e a classificação dos níveis de qualidade de voo. Notou-se uma mudança na localização dos autovalores para diferentes velocidades, porém estes se localizaram em regiões próximas. Os resultados se apresentaram adequados para as exigências civis, tanto para o rolamento quanto para a arfagem. Para exigências militares, a aeronave foi classificada como nível 3 para manobras gerais, slalom e combate aéreo.

As respostas em relação a pequenas mudanças de atitude após adição das influências do batimento e do atuador, permitiram realizar a classificação da aeronave como nível 1 para condições visuais e instrumentais com atenção total ou parcial do piloto, além do rastreamento e aquisição de alvos. Já para a rapidez na qual a aeronave realiza uma manobra, foi possível a identificação dos níveis alcançados pela aeronave, sendo esta classificada como nível 1 para manobras gerais e como nível 2 para rastreamento e aquisição de alvos. Esta classificação indica que para o código utilizado, o piloto será capaz de realizar as manobras desejadas, nas quais ele irá atuar com uma maior carga de trabalho nas manobras de aquisição e rastreamento de alvos.

Conclui-se então que é importante a utilização da técnica do Regulador Integrativo Universal em aeronaves de asas rotativas, tanto para realização do controle da aeronave quanto para auxílio ao piloto, garantindo assim um voo adequado com a aeronave. Foi visto também a importância da utilização de um código numérico de simulação para voo de aeronaves, ferramenta que após validada em simuladores de voo, permitem a realização de treinamentos de pilotos a custo reduzido. As análises de qualidades de voo são importantes pois irão apresentar a carga de trabalho exigida do piloto na realização das missões, além

de auxiliar o desenvolvimento das aeronaves.

6.2 Pesquisas Futuras

- Implementar ao código de simulação numérica desenvolvido no projeto 351 as equações dos atuadores e melhorar as equações que representam a influências do batimento;
- Realizar a utilização da técnica do Regular Integrativo Universal para outros modelos de aeronaves de asas rotativas(incluindo os helicópteros BO105 e AS355, que já foram modelados em pesquisas anteriores) e verificar sua eficácia para cada modelo de aeronave;
- Aprofundar as análises de qualidade de voo para o rolamento, além de realizar estas análises para os demais eixos;
- Comparar as qualidades de voo obtidas ao utilizar os parâmetros de diferentes controladores projetados.

6.3 Referências Bibliográficas

ADS33E-PRF : Aeronautical Design Standard - Performance Specification, Handling Qualities Requirements for Military Rotorcraft, United States Army Aviation and Missile Command, Alabama, USA, 2000.

AEROTECNOLOGIA - Aerotecnologia - Especializada em Helicópteros. <<http://www.aerotecnologia.com.br/engenheiros/pages/engaer3.htm>> Acesso em: 15 novembro 2019.

ANAC - Agência Nacional de Aviação Civil. (2008). Relatório do seminário internacional aviação e mudanças climáticas: atualidades e perspectivas. Disponível em: <<http://www.anac.gov.br/arquivos/pdf/Relatorio-Final-27jan09.pdf>>. Acesso em: 17 janeiro 2020.

ANDERSON, J. D. J. Fundamentals of aerodynamics. 4ed . New York: McGraw Hill., 2007, 1008p.

ARANTES, J. O. F., Análise das Qualidades de Voo de uma Aeronave de Asas Rotativas por Meio da Resposta em Frequência. 2016. 104f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

ASHKENAS, I. L. Twenty-five years of flight qualities research. Journal of Aircrafts, v.21, p 289-301,1984.

AVIATIONNEWS.EU, 2010. Disponível em <<http://www.aviationnews.eu/2010/10/14/the-most-technologically-advanced-single-engine-helicopter-simulator-in-the-world-is-launched-in-grand-prairie/>>. Acesso em 26/08/2013.

BILIMORIA, K. D., REARDON, S. E., Motion Parameter Selection for Flight Simulators. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Dallas, TX, 2015.

CAMPOS, R. B. Comparação do Desempenho de Diferentes Técnicas de Controle Aplicadas a Dinâmica de Voo de Aeronaves. 2017. 160f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Itajubá, Itajubá.

COOK, M.V. Flight Dynamics Principles. Second edition, MA, USA, 2007.

COOK, A. K., FITZPATRICK, W. H., Helicopter test and Evaluation. Oxford: BlackWeell Science, 2002, 370p.

COOPER, G.; HARPER, H. The use of pilot hating in the evaluation of aircraft handling qualities, 1969.

CRUZ, R. V. Desenvolvimento de um Modelo Dinâmico para Simuladores de Helicópteros. 2009. 219f. Tese (Doutorado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CRUZ, R. V., Fundamentos da Engenharia de Helicópteros e Aeronaves de Asas Rotativas, 260p.

DA SILVA, A.; VARGAS, F. J. T.; PAGLIONE, P. A procedure to design aircraft flight control laws taking into account robustness using the variable structure control. In: Congress Of the International Council Of the Aeronautical Sciences, 26., 2008, Anchorage. Proceedings.Bonn: [s.n.], 2008. p.1-10.

DA SILVA, A. L. Non-linear optimal model following control of flexible aircraft. SaarbrÃcken: LAP Lambert Academic, 2012. 217 f.

DA SILVA, A. L. Procedimento de projeto de leis de controle de vôo de aviões utilizando o controle a estrutura variável. 2007. 345f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

DA SILVA, G. A. L., ANDRADE, D., RAFAEL, C. F., Pio, D. M., Helicopter Blade NACA 8H12 Performance Prediction with Laminar-Turbulent Transition Effects: Integral Boundary- Layer and CFD Results compared with Experimental Data. AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, 2015.

DUDA, H., GERLACH, T., ADVANI, S., POTTER, M., Design of the DLR AVES Research Flight Simulator. AIAA Modeling and Simulation Technologies (MST) Conference. Boston, MA, 2013.

EDWARDS, C.; SPURGEON, S. K.; AKOACHERE, A. A sliding mode output feedback controller for an aircraft system with flexible modes. In: IEEE Conference on Decision and Control, 39., 2009, Sydney. Proceedings Piscataway: IEEE, 2000. p.1673-1678.

EVANS, W. R. (1950). Control System Synthesis by Root Locus Method.

G1, 2012. Disponível em < <http://g1.globo.com/sao-paulo/fotos/2012/07/veja-fotos-do-simulador-de-voe-de-helicoptero-do-exercito.htmlF508029> >, Acesso em 23/08/2013.

GREGORY, I.M. Modified dynamic inversion to control large flexible aircraft - In: AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 1999, Portland. Proceedings Washington, DC, 1999. (AIAA 99-3998).

GREGORY, I.M. Stability result for dynamic inversion devised for control large flexible aircraft. Washington, DC: AIAA, 2001. (AIAA 2001-4).

HARIHARAN, N., EGOLF, A., NARDUCCI, R., SANKAR, L., Helicopter Rotor Aerodynamic Modeling in Hover: AIAA Standardized Hover Evaluations. AIAA Aerospace Sciences Meeting, Kissimmee, Florida, 2015.

HAYCOCK, B. C., GRANT, P. R., A Real-time Helicopter Model with Flexible Main Rotor Blades, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference AIAA 2011-6278, Portland, Oregon, 2011.

HOH, R. H., Advances In Flying qualities: Concepts and Criteria for Mission Orientated Flying Qualities Specification. Hawthore, CA, Systems Technology, 1988.

JOHNSON, Wayne, Helicopter Theory , Princeton University Press, 1980.

KUBICA, K; LIVET, T.; LE TRON, X.; BUCHARLES, A. Parameter-robust flight control system for a flexible aircraft. Control Eng. Practice, v.3, n.9, p. 1209-1215, 1995.

MCLEAN, D. GUST alleviation control systems for aircraft. Proceedings of the Institution of Electrical Engineers, Control & Science, v. 125, n.7, p.675-685,1978.

MÉNDEZ, Y. A. D. Estudo Detalhado do Regulador Integrativo Universal e Comparação com Outras Técnicas de Controle. 2018. 238f. Tese (Doutorado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Itajubá, Itajubá.

MOORHOSE, D. J., WOODCOCK, R.J., Background information and user guide for MIL-F-8785C, Military specification - flying qualities of piloted airplanes, AFWAL-TR-81-3109, OHIO, USA, 1981.

MURRAY, R. M, K. J.AATROM, S. P. BOYD, R.W. BROCKETT G. (2003). "Future directions in control in an information-rich world?", IEE Control Systems Magazine 23(1), pp. 20-33.

OGATA, K. (2010). Engenharia de Controle Moderno. Pearson Education.

OGAWA, L. A., Estudo Sobre Qualidade de Voo no Modo Longitudinal da Aeronave e Análise do Critério de Largura de Banda. 2015. 59f. Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica - Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá.

PADFIELD, G. D., Helicopter Flight dynamics: The theory and application of flying qualities and simulation modeling, 2nd edition, Blackwell publishing, 2007.

PROMTUN, E., SESHAGIRI, S.,(2009), "Siding Mode Control of Pitch-Rate of an F-16 Aircraft", World Academy of Science, Engineering and Technology 57, pp. 633-648.

PROUTY, R.W. Helicopter performance, stability and control, Krieger Pub Co, 2001.

ROQUE, D. P. Estudo da Simulação Dinâmica do Comportamento em Voo de Aeronaves de Asas Rotativas. 2016. 106f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Itajubá, Itajubá.

SANTOS, N. L., Sousa, M. S., and Cunha Jr, S. S., "Controle de uma aeronave com defeito induzido no Aileron", 38th IberiaLatin-American Congress on Computational Methods in Engineering (CILAMCE 2017), Associação Brasileira de Ciências Mecânicas - ABCM, Florianópolis, BR-SP, 2017, p.

19. [DOI:10.20906/CPS/CILAMCE2017-0769].

SÉRVULO, P.; SABA, N., (2016). Apostila de Helicóptero. Teoria de Voo.

SESHAGIRI, S.; KHALIL, H. K. Robust output feedback regulation of minimum-phase nonlinear systems using conditional integrators. *Automatica*, v.41, n. 1, p. 43-54, Jan. 2005.

SHENG, C., ICKES, J., WANG, J., ZHAO, Q., CFD/CSD Coupled Simulations for a Helicopter Rotor in Forward and Maneuvering Flight. AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, 2013.

SLOTINE, J.J. E.; LI, W. (1991). *Applied nonlinear control*, Prentice Hall, New Jersey.

SOUSA, M.S., DE PAULA, A.A., PORTO, F.M., DA CUNHA JR., S.S. Matching of Aerodynamic databank with Flight test data ? Longitudinal Dynamics. AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, DOI: 10.2514/6.2016-4132, Washington, DC, USA. June, 2016a.

SOUSA, M. S., Modelagem, simulação e controle não linear de aviões muito flexíveis, Tese de doutorado em Mecânica e Controle de Vôo ? Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2013.

SOUSA, M. S., CUNHA JR, S. S., RAMOS, A. C. B., ROQUE, D., Relatório Final - Projeto 351 - Implementação de um código de simulação numérica da dinâmica de voo de helicópteros, Universidade Federal de Itajubá (UNIFEI), Itajubá, MG, Brasil, 2016.

SOUSA, M. S.; PAGLIONE, P. (2012). "Proposições de valores para os graus relativos de parâmetros da dinâmica de voo de aviões". In: Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, São Luis, MA. Rio de Janeiro: ABCM, 2012. (CONEM 2012-1399).

STEVENS, B. L., and LEWIS, F. L., *Aircraft Control and Simulation*, John Wiley Sons, Inc, USA, 1992.

SUMIDA, I. Y., VELHO, H. F. C., LUZ, E. F. P., CRUZ, R., GÓES, L. C. S., Iterative estimation for flight dynamic helicopter simulator. *Journal of*

Mathematics and System Science 5 (2015) 501-508.

TAAMALLAH, S., Flight Dynamics Modeling For a Small-Scale Flybarless Helicopter UAV. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Portland, Oregon, 2011.

VIEIRA, B.; SERAPIÃO, A. C., (2013). Aerodinâmica de Helicópteros. Editora Rio.

XU, H., IOANNOU, P.A., MIRMIRANI, M., (2001), "Adaptive Sliding Mode Control Design for A Hypersonic Flight Vehicle", CATT Technical report No. 02-02-01. pp 1-25.

WEI, W., RENLIANG, C., Set-Membership Identification Method for Helicopter Flight Dynamics Modeling. Journal of Aircraft, v.52, n.2, 2015.

Anexo A

Projeto 351 e Apresentação das Equações da Dinâmica de Voo

A.1 Projeto 351

O relatório final projeto 351 foi desenvolvido na Unifei sob coordenação do Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa com vigência entre Agosto de 2015 a Agosto de 2016, apresentando a implementação de um código de simulação numérica da dinâmica de voo de helicópteros.

Dentre os objetivos do trabalho, o desenvolvimento do código numérico, a implementação de simulações numéricas e as análises das qualidades de voo foram importantíssimos para o desenvolvimento do atual trabalho.

O código numérico desenvolvido consistiu na implementação das equações da dinâmica de voo do helicóptero contidas no livro do Padfield(2007) e na tese do Instituto Superior Técnico. No trabalho foram realizadas trimagens, aplicações de comandos nos controles do longitudinal cíclico, do lateral cíclico, do coletivo e do coletivo do rotor de cauda.

Além das análises citadas acima, o relatório também apresenta um trecho do código numérico desenvolvido e utilizado como base do atual trabalho.

Nota-se que os dados referentes a aeronave de interesse analisado no atual trabalho foram substituídos no código desenvolvido no relatório final projeto 351.

helicopt_Unifei_5.m

```
function [Vet_y0 y0 y Vet_V Vet_yTot]= helicopt_Unifei_4

clear all
global c1 c2 c3 c4 c5 c6 c7 c8 c9
global Fmax Alf
global Ixx Iyy Izz Ixz l m nro Fe H g
global rol ro Ve g F pi Fmax
global rol Vt VT
global Ve roe psiponto
global g0 re pe qe beta
global c1 c2 c3 c4 c5 c6 c7 c8 c9 pi psiponto Fe ue ve we Fmax g0
global ue ve we fie thetae He pe qe re Time
global A B ze alfae Dalfa Dbeta DV pi
global betalc betals beta0 xcg Vet_y0tot RClimb

%=====
global Ixx Iyy Izz Ixz m Omega CLalfa N R ce thetatw mbl Ibeta
epsilonbeta gammas Tallambda0 l ll h
global Omegatr Rtr Ntr cetr CLalfatr Ktr tallambda0tr ltr htr
global Sht CLalfaht alfaht0 lht
global Svt CLalfavt betavt0 lvt hvt beta_helicop
global F0 VfusM VfusN alfasusM0 Kfus Ve betae psiponto He beta alfaEf
```

Figura A.1: Trecho do código desenvolvido no relatório projeto 351

A.2 Apresentações Completa das Equações da Dinâmica de Voo

A continuação da apresentação das equações da dinâmica do voo da aeronave de asas rotativas são realizadas aqui. Conforme apresentado na equação A.1, as forças de sustentação são iguais ao produto da pressão dinâmica pela área e pelo coeficiente de sustentação.

$$l(\psi, r_b) = \frac{1}{2}\rho(U_T^2 + U_P^2)ca_0 \left(\theta + \frac{U_P}{U_T} \right) \quad (\text{A.1})$$

Onde: U_T e U_P são componentes da velocidade total do escoamento sobre o perfil aerodinâmico;

c é a corda média aerodinâmica;

a_0 é o coeficiente de sustentação;

θ representa comandos de coletivo e / ou de cíclico;

$\theta + \frac{U_P}{U_T}$ é o ângulo de ataque total.

As forças de sustentação e arrasto são descritas pelas equações A.2 e A.3.

$$d(\psi, r_b) = \frac{1}{2}\rho(U_T^2 + U_P^2)c\delta \quad (\text{A.2})$$

$$\delta = \delta_0 + \delta_2 C_T^2 \quad (\text{A.3})$$

Onde:

δ_0 é o coeficiente de arrasto de perfil (das seções) do rotor principal;

δ_2 é o coeficiente de arrasto induzido;

C_T é o coeficiente de tração do rotor.

Em Padfield(2007), tem-se que as velocidades tangencial(U_T) e perpendicular(U_P) a corda dos perfis aerodinâmicos das pás do rotor são descritas pelas equações A.4 e A.5.

$$\bar{U}_T = \bar{r}_b(1 + \bar{\omega}_x\beta) + \mu\sin(\psi) \quad (\text{A.4})$$

$$\bar{U}_P = \mu_z - \lambda_0 - \beta\mu\cos(\psi) + \bar{r}_b(\omega_y - \beta' - \lambda_1) \quad (\text{A.5})$$

Tem-se também as equações de A.6 à A.11 que auxiliam no calculo do ângulo de ataque nos perfis aerodinâmicos.

$$\bar{r}_b = \frac{r_b}{R} \quad (\text{A.6})$$

$$\mu = \frac{\mu_{hw}}{\Omega R} = \left(\frac{(\mu_h^2 + v_h^2)}{\Omega R} \right)^{1/2} \quad (\text{A.7})$$

$$\mu_z = \frac{w_{hw}}{\Omega R} \quad (\text{A.8})$$

$$\bar{\omega}_x = \bar{p}_{hw}\cos(\psi_i) - \bar{q}_{hw}\sin(\psi_i) \quad (\text{A.9})$$

$$\bar{\omega}_y = \bar{p}_{hw}\sin(\psi_i) - \bar{q}_{hw}\cos(\psi_i) \quad (\text{A.10})$$

$$\lambda = \frac{v_i}{\Omega R} = \lambda_0 + \lambda_1(\psi)\bar{r}_b \quad (\text{A.11})$$

Onde:

R é o raio do rotor principal;

r_b é a coordenada do perfil ao longo do comprimento (raio) do rotor principal;

μ é a razão de avanço do perfil;

μ_z é a velocidade do rotor normalizada, e localizada no sistema do eixo do rotor principal;

Ω é a velocidade de rotação do rotor principal;

ψ é o azimute das pás do rotor principal. $\psi = 0$ quer dizer que a pá está sobre a cauda e $\psi = 180$ quer dizer que a pá está sobre o nariz;

\bar{p}_{hw} e \bar{q}_{hw} são as taxas de rolamento e arfagem normalizadas;

$\bar{\omega}_x$ e $\bar{\omega}_y$ são as velocidades angulares no sistema de eixos das pás do rotor;

λ_0 , λ_1 , λ são os *inflow* uniforme, harmônico e total no rotor principal;

v_i é a velocidade induzida no disco do rotor principal.

Como o batimento altera o ângulo de ataque normal (Padfield, 2007), calcula-se o batimento em relação ao azimute da pá através da equação A.12.

$$\begin{aligned} \beta_i'' + \lambda_\beta \beta_i &= \\ &= 2 \left(\left(\bar{p}_{hw} + \frac{\bar{q}'_{hw}}{2} \right) \cos(\psi) - \left(\bar{q}_{hw} + \frac{\bar{p}'_{hw}}{2} \right) \sin(\psi) \right) + \\ &+ \frac{\gamma}{2} \int_0^1 \left((\bar{U}^T)^2 \theta + \bar{U}^T \bar{U}^P \right) i \bar{r}_b d\bar{r}_b \end{aligned} \quad (\text{A.12})$$

Sendo γ o Lock number, λ_β a razão de frequência de batimento (*Flap frequency ratio*), os quais são apresentados nas equações A.13 e A.14:

$$\gamma = \frac{\rho c a_0 R^4}{I_\beta} \quad (\text{A.13})$$

$$\lambda_\beta^2 = 1 + \frac{K_\beta}{I_\beta \Omega^2} + \frac{e R M_\beta}{I_\beta} \quad (\text{A.14})$$

Onde:

e é a excentricidade, ou seja, o offset da articulação do rotor principal;

K_β é a rigidez do rotor.

O momento de inércia das pás do rotor principal(I_β) é dado por:

$$I_\beta = \int_0^R m r^2 dr \quad (\text{A.15})$$

O primeiro momento de inércia das pás do rotor é descrito por:

$$M_\beta = \int_{eR}^R m(r - eR) dr = mR^2 \left(\frac{e^2}{2} + \frac{1}{2} - e \right) \quad (\text{A.16})$$

Para o calculo da incidência das pás do rotor, considerou-se a equação A.17.

$$\theta = \theta_p + \bar{r}_b \theta_{tw} \quad (\text{A.17})$$

Utilizando a hipótese de Prouty(2001), constrói-se as equações de batimento com base na distribuição linear da incidência(torção geométrica) dos perfis, portanto tem-se a equação A.18.

$$\beta'_i + f_{\beta'} \gamma \beta'_i + (\lambda_\beta^2 + \gamma \mu \cos(\psi_i) f_\beta) \beta_i = 2 \left(\left(\bar{p}_{hw} + \frac{\bar{q}'_{hw}}{2} \right) \cos(\psi) - \left(\bar{q}_{hw} + \frac{\bar{p}'_{hw}}{2} \right) \sin(\psi) \right) + \gamma [f_{\theta_p} \theta_p + f_{\theta_{tw}} \theta_{tw} + f_\lambda (\mu_z - \lambda_0) + f_\omega (\bar{\omega}_y - \lambda_1)] \quad (\text{A.18})$$

Onde:

$$f_{\beta'} = \frac{1 + \frac{4}{3} \mu \sin(\psi)_i}{8} \quad (\text{A.19})$$

$$f_\beta = f_{\lambda'} = \frac{\frac{4}{3} + 2 \mu \sin(\psi)_i}{8} \quad (\text{A.20})$$

$$f_{\theta_p} = \frac{1 + \frac{8}{3} \mu \sin(\psi)_i + 2 \mu^2 \sin(\psi)_i}{8} \quad (\text{A.21})$$

$$f_{\theta_{tw}} = \frac{\frac{4}{5} + 2 \mu \sin(\psi)_i + \frac{4}{3} \mu^2 (\sin(\psi))^2}{8} \quad (\text{A.22})$$

$$f_\omega = \frac{1 + \frac{4}{3} \mu \sin(\psi)_i}{8} \quad (\text{A.23})$$

Para simplificação das equações acima, definem-se os parâmetros S_β e τ_β , apresentados nas equações A.24 e A.25.

$$S_\beta = 8 \left(\frac{\lambda_\beta^2 - 1}{\gamma} \right) \quad (\text{A.24})$$

$$\tau_\beta = \frac{16}{\gamma\Omega} \quad (\text{A.25})$$

Desconsiderando alterações de batimento, com relação ao tempo, obtém-se:

$$\beta_M = A_{\beta\theta}\theta + A_{\beta\lambda}\lambda + A_{\beta\omega}\omega \quad (\text{A.26})$$

Sendo os subvetores, definidos por:

$$\beta_M = (\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}) \quad (\text{A.27})$$

$$\theta = (\theta_0, \theta_{tw}, \theta_{1sw}, \theta_{1cw}) \quad (\text{A.28})$$

$$\lambda = ((\mu_Z - \lambda_0), \lambda_{1sw}, \lambda_{1cw}) \quad (\text{A.29})$$

$$\omega = (\bar{P}'_{hw}, \bar{q}'_{hw}, \bar{P}_{hw}, \bar{q}_{hw})6 \quad (\text{A.30})$$

$$\eta_\beta = -\frac{1}{(1 + S_\beta^2)} \quad (\text{A.31})$$

As equações das forças atuantes no rotor principal, no sistema de eixos do rotor, são dadas por:

$$X_{hw} = \sum_{i=1}^{N_b} \int_0^R \{-(f_z - ma_{zb})_i \beta_i \cos(\psi_i) - (f_y - ma_{yb})_i \sin(\psi_i) + ma_{xb} \cos(\psi_i)\} dr_b \quad (\text{A.35})$$

$$Y_{hw} = \sum_{i=1}^{N_b} \int_0^R \{(f_z - ma_{zb})_i \beta_i \sin(\psi_i) - (f_y - ma_{yb})_i \cos(\psi_i) + ma_{xb} \sin(\psi_i)\} dr_b \quad (\text{A.36})$$

$$Z_{hw} = \sum_{i=1}^{N_b} \int_0^R \{(f_z - ma_{zb}) + m_{xb} \beta_i\}_i dr_b \quad (\text{A.37})$$

Utilizando as Equações A.38 e substituindo nas Equações de A.35 à A.37, pode-se após trabalho matemático, definir as forças::

$$f_z = -l \cos(\phi) - d \sin(\phi) \cong -l - d\phi \quad (\text{A.38})$$

$$f_y = d \cos(\phi) - l \sin(\phi) \cong d - l\phi$$

$$\left(\frac{2C_{xw}}{a_0 s}\right) = \frac{X_{hw}}{\frac{1}{2}\rho(\psi R)^2 \pi R^2 s a_0} = \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} F^{(1)}(\psi_i) \beta_i \cos(\psi_i) + F^{(2)}(\psi_i) \sin(\psi_i) \quad (\text{A.39})$$

$$\left(\frac{2C_{yw}}{a_0 s}\right) = \frac{Y_{hw}}{\frac{1}{2}\rho(\Omega R)^2 \pi R^2 s a_0} = \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} -F^{(1)}(\psi_i) \beta_i \sin(\psi_i) + F^{(2)}(\psi_i) \cos(\psi_i) \quad (\text{A.40})$$

$$\left(\frac{2C_{zw}}{a_0s}\right) = \frac{Z_{hw}}{\frac{1}{2}\rho(\Omega R)^2\pi R^2sa_0} = \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} -F^{(1)}(\psi_i) = -\left(\frac{2C_T}{a_0s}\right) \quad (\text{A.41})$$

As equações A.42 e A.43 apresentam os componentes de arrasto de perfil e induzido, dados por:

$$F^{(1)}(\psi_i) = -\int_0^1 \{\bar{U}_T^2\theta_i + \bar{U}_P\bar{U}_T\} d\bar{r}_b \quad (\text{A.42})$$

$$F^{(2)}(\psi_i) = -\int_0^1 \left\{ \bar{U}_P\bar{U}_T\theta_i + \bar{U}_P^2 - \frac{\delta_i\bar{U}_T^2}{a_0} \right\} d\bar{r}_b \quad (\text{A.43})$$

A razão entre a área real dos rotores e a área do círculo descrito por eles(solidez total), é calculada por:

$$s = \frac{N_b c}{\pi R} \quad (\text{A.44})$$

Então, $F^{(1)}(\psi_i)$ e $F^{(2)}(\psi_i)$, são calculadas:

$$\begin{aligned} F^{(1)}(\psi) &= \left(\frac{1}{3} + \mu\sin(\psi) + \mu^2\sin^2(\psi)\right)\theta_p + \\ &\quad \left(\frac{1}{4} + \frac{2}{3}\mu\sin(\psi) + \frac{1}{2}\mu^2\sin^2(\psi)\right)\theta_{tw} \\ &\quad + \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu\sin(\psi)}{2}\right)(\bar{\omega}_y - \lambda_0 - \beta\mu\cos(\psi)) \end{aligned} \quad (\text{A.45})$$

$$\begin{aligned}
F^{(2)}(\psi) = & \left\{ \left(\frac{1}{3} + \frac{1}{2} \mu \sin(\psi) \right) (\bar{\omega}_y - \lambda_1 - \beta') + \left(\frac{1}{2} + \mu \sin(\psi) \right) (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos(\psi)) \right\} \theta_p \\
& + \left\{ \left(\frac{1}{4} + \frac{\mu \sin(\psi)}{3} \right) (\bar{\omega}_y - \lambda_1 - \beta') + \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu \sin(\psi)}{2} \right) (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos(\psi)) \right\} \theta_{tw} + \\
& (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos(\psi))^2 + (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos(\psi)) (\bar{\omega}_y - \lambda_1 - \beta') + \frac{(\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos(\psi))^2}{3} - \\
& \frac{\delta}{a_0} \left(\frac{1}{3} + \mu \sin(\psi) + \mu^2 \sin^2(\psi) \right)
\end{aligned} \tag{A.46}$$

As cargas quase permanentes são fundamentais para a dinâmica de voo, expandindo as equações A.45, A.46 e realizando algumas simplificações, tem-se:

$$F^1(\psi) = F_0^{(1)} + F_{1c}^{(1)} \cos(\psi) + F_{1s}^{(1)} \sin(\psi) + F_{2c}^{(1)} \cos(2\psi) + F_{2s}^{(1)} \sin(2\psi) \tag{A.47}$$

$$F^2(\psi) = F_0^{(2)} + F_{1c}^{(2)} \cos(\psi) + F_{1s}^{(2)} \sin(\psi) + F_{2c}^{(2)} \cos(2\psi) + F_{2s}^{(2)} \sin(2\psi) \tag{A.48}$$

Calcula-se então os coeficientes de força:

$$\left(\frac{2C_{xw}}{a_0 s} \right) = \left(\frac{F_0^{(1)}}{2} + \frac{F_{2c}^{(1)}}{4} \right) \beta_{1cw} + \frac{F_{1c}^{(1)}}{2} \beta_0 + \frac{F_{2s}^{(1)}}{4} \beta_{1sw} + \frac{F_{1s}^{(2)}}{2} \tag{A.49}$$

$$\left(\frac{2C_{yw}}{a_0 s} \right) = \left(\frac{-F_0^{(1)}}{2} + \frac{F_{2c}^{(1)}}{4} \right) \beta_{1sw} + \frac{F_{1s}^{(1)}}{2} \beta_0 + \frac{F_{2s}^{(1)}}{4} \beta_{1cw} + \frac{F_{1c}^{(2)}}{2} \tag{A.50}$$

$$\left(\frac{2C_{zw}}{a_0s}\right) = -\left(\frac{2C_T}{a_0s}\right) = -F_0^{(1)} \quad (\text{A.51})$$

Os coeficientes harmônicos são calculados pelas equações:

$$F_0^{(1)} = \theta_0 \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2}\right) + \frac{\mu}{2} \left(\theta_{1sw} + \frac{\bar{P}_{hw}}{2}\right) + \left(\frac{\mu_z - \lambda_0}{2}\right) + \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \theta_{tw} \quad (\text{A.52})$$

$$F_{1s}^{(1)} = \left(\frac{\alpha_{1sw}}{3} + \mu \left(\theta_0 + \mu_z - \lambda_0 + \frac{2}{3}\theta_{tw}\right)\right) \quad (\text{A.53})$$

$$F_{1c}^{(1)} = \left(\frac{\alpha_{1cw}}{3} - \mu \frac{\beta_0}{2}\right) \quad (\text{A.54})$$

$$F_{2s}^{(1)} = \frac{\mu}{2} \left(\frac{\alpha_{1cw}}{2} + \frac{\theta_{1cw} - \beta_{1sw}}{2} - \mu\beta_0\right) \quad (\text{A.55})$$

$$F_{2c}^{(1)} = -\frac{\mu}{2} \left(\frac{\alpha_{1sw}}{2} + \frac{\theta_{1sw} + \beta_{1cw}}{2} - \mu \left(\theta_0 + \frac{\theta_{tw}}{2}\right)\right) \quad (\text{A.56})$$

$$\begin{aligned}
F_{1s}^{(2)} &= -\frac{\mu^2}{2}\beta_0\beta_{1sw} + \left(\mu_z - \lambda_0 - \frac{\mu}{4}\beta_{1cw}\right)(\alpha_{1sw} - \theta_{1sw}) - \frac{\mu}{4}\beta_{1sw}(\alpha_{1cw} - \theta_{1cw}) \\
&+ \theta_0 \left(\frac{\alpha_{1sw} - \theta_{1sw}}{3} + \mu(\mu_z - \lambda_0) - \frac{\mu^2}{4}\beta_{1cw} \right) + \theta_{tw} \left(\frac{\alpha_{1sw} - \theta_{1sw}}{4} + \frac{\mu}{2} \left(\mu_z - \lambda_0 - \frac{\beta_{1cw}\mu}{4} \right) \right) \\
&+ \theta_{1sw} \left(\frac{\mu_z - \lambda_0}{2} + \mu \left(\frac{3}{8}(\bar{p}_{hw} - \lambda_{1sw}) + \frac{\beta_{1cw}}{4} \right) \right) + \frac{\mu}{4}\theta_{1cw} \left(\frac{\bar{q}_{hw} - \lambda_{1cw}}{2} - \beta_{1sw} - \mu\beta_0 \right) - \frac{\delta\mu}{a_0}
\end{aligned} \tag{A.57}$$

$$\begin{aligned}
F_{1c}^{(2)} &= (\alpha_{1cw} - \theta_{1cw} - 2\beta_0\mu) \left(\mu_z - \lambda_0 - \frac{3\mu}{4}\beta_{1cw} \right) - \frac{\mu}{4}\beta_{1sw}(\alpha_{1sw} - \theta_{1sw}) \\
&+ \theta_0 \left(\frac{\alpha_{1cw} - \theta_{1cw}}{3} - \frac{\mu}{2} \left(\beta_0 + \frac{\mu}{2}\beta_{1sw} \right) \right) + \theta_{tw} \left(\frac{\alpha_{1cw} - \theta_{1cw}}{4} - \mu \left(\frac{\beta_0}{3} + \frac{\beta_{1sw}\mu}{8} \right) \right) \tag{A.58} \\
&+ \theta_{1cw} \left(\frac{\mu_z - \lambda_0}{2} - \frac{\mu}{4} \left(\frac{\bar{p}_{hw} - \lambda_{1sw}}{2} - \beta_{1cw} \right) \right) + \frac{\mu}{4}\theta_{1sw} \left(\frac{\bar{q}_{hw} - \lambda_{1cw}}{2} - \beta_{1sw} - \mu\beta_0 \right)
\end{aligned}$$

Os ângulos de ataque efetivos nas pás do rotor são dados por:

$$\alpha_{1sw} = \bar{p}_{hw} - \lambda_{1sw} + \beta_{1cw} + \theta_{1sw} \tag{A.59}$$

$$\alpha_{1cw} = \bar{q}_{hw} - \lambda_{1cw} + \beta_{1sw} + \theta_{1cw} \tag{A.60}$$

A equação A.61 a seguir apresenta o calculo do batimento total em função do ângulo azimute ψ .

$$\beta_i = \beta_0 + \beta_{1cw}\cos(\psi) + \beta_{1sw}\sin(\psi) \tag{A.61}$$

A equação A.62 apresenta o calculo do inflow total:

$$\lambda_i = \lambda_0 + \bar{r}_b(\lambda_{1cw}\cos(\psi) + \lambda_{1sw}\sin(\psi)) \quad (\text{A.62})$$

Onde:

1. α_{1sw} é o componente cosseno efetivo da incidência da pá do rotor;
2. α_{1cw} é o componente seno efetivo da incidência da pá do rotor;
3. θ_{1sw} é a deflexão do longitudinal cíclico;
4. θ_{1cw} é a deflexão do lateral cíclico;
5. β_{1cw} e β_{1sw} são componentes do batimento total;
6. λ_{1cw} e λ_{1sw} são componentes do *inflow*.

O momento de rolamento no rotor hub(L) e o momento de arfagem(M) no sistema de eixos(do eixo de rotação), são funções lineares do batimento, são dados por:

$$L_h = \frac{-N_b K_\beta \beta_{1s}}{2} \quad (\text{A.63})$$

$$M_h = \frac{-N_b K_\beta \beta_{1c}}{2} \quad (\text{A.64})$$

Onde a rigidez do rotor principal pode ser escrita como:

$$K_\beta = (\lambda_\beta^2 - 1)I\beta\Omega^2 \quad (\text{A.65})$$

Além dos momentos de arfagem e de rolamento no rotor principal serem

influenciados pela rigidez das pás e pelos batimentos, calcula-se o momento de guinada por:

$$\frac{N_h}{\frac{1}{2}\rho(\Omega R)^2\pi R^3 s a_0} = \frac{2C_Q}{a_0 s} \quad (\text{A.66})$$

Sendo que o coeficiente de torque C_Q é dado por:

$$\frac{2C_Q}{a_0 s} \approx -(\mu_z - \lambda_0) \left(\frac{2C_T}{a_0 s} \right) + \mu \left(\frac{2C_{xw}}{a_0 s} \right) + \frac{\delta}{4a_0} (1 + 3\mu^2) \quad (\text{A.67})$$

Momentos de rolamento e arfagem surgem devido ao batimento gerado pela rotação no plano do rotor.

$$L_{hq} = -\frac{QR}{2}\beta_{1c} \quad (\text{A.68})$$

$$M_{hq} = \frac{QR}{2}\beta_{1s} \quad (\text{A.69})$$

Os cálculos das forças também devem considerar a parcela do *inflow* λ_0 , as equações para esse calculo foram retiradas de Simplício(2011).

$$\alpha_{dp} = \alpha + \theta_{1s} + \beta_{1c} \quad (\text{A.70})$$

$$C_T^{GL} = 2\lambda_0 \sqrt{(\mu \cos(\alpha_{dp}))^2 + (\mu \sin(\alpha_{dp}) + \lambda_0)^2} \quad (\text{A.71})$$

$$\tau_{\lambda_0} \dot{\lambda}_0 = C_T - C_T^{Gl} \quad (\text{A.72})$$

Para o rotor de cauda, calcula-se o fator de escala F_T , a força resultante Y_{TR} , a força lateral de tração T_{TR} , conforme apresentado:

$$F_T = 1 - \frac{3S_{fn}}{4\pi R_T^2} \quad (\text{A.73})$$

$$Y_{TR} = F_T T_{TR} \quad (\text{A.74})$$

$$T_{TR} = \rho(\Omega R)^2 C_{Tt} \quad (\text{A.75})$$

O coeficiente de força de tração no rotor de cauda C_{Tt} é dado por:

$$C_{Tt} = \frac{sC_{L\alpha tr}}{2} \left[\left(\frac{1}{3} + \frac{\mu_{xtr}^2}{2} \right) \theta_{0tr} + \lambda_{tr} \right] \quad (\text{A.76})$$

Onde:

$$\mu_{xtr} = \frac{\sqrt{u^2 + (w - K_{tr}\lambda_0 + q_{ltr})^2}}{\Omega_{tr} R_{tr}} \quad (\text{A.77})$$

$$\lambda = \frac{-(v - r l_{tr} + p h_{tr})}{\Omega_{tr} R_{tr}} - \lambda_{0tr} \quad (\text{A.78})$$

Os momentos de rolamento e guinada gerados no rotor de cauda são dados por:

$$\bar{L}_{tr} = T_{TR} F_{TR} h_{tr} \quad (\text{A.79})$$

$$N_{tr} = - - T_{TR} F_{TR} l_{tr} \quad (\text{A.80})$$

O *inflow* no rotor de cauda é dado por:

$$C_{T_{tr}}^{Gl} = 2\lambda_{0tr} \sqrt{\mu_{x_{tr}}^2 + \lambda_{tr}^2} \quad (\text{A.81})$$

$$\tau_{\lambda_{0r}} \dot{\lambda}_{0tr} = C_{T_{tr}} - C_{T_{tr}}^{Gl} \quad (\text{A.82})$$

Para empenagem horizontal, a força vertical Fz_{ht} , o momento de arfagem M_{ht} atuantes na empenagem horizontal:

$$Fz_{ht} = -\frac{1}{2} V_{ht}^2 S_{ht} C_{L\alpha ht} \alpha_{ht} \quad (\text{A.83})$$

$$M_{ht} = Fz_{ht} I_{ht} \quad (\text{A.84})$$

Onde o ângulo de ataque local e a velocidade na empenagem horizontal são dadas por:

$$V_{ht} = \sqrt{\left(u^2 + (w + ql_{ht})^2\right)} \quad (\text{A.85})$$

$$\alpha_{ht} \operatorname{atan} \left(\frac{w + q(l_{ht} + x_{cg}) - K_{\lambda tp} \Omega R \lambda_0}{u} \right) + \alpha_{ht0} \quad (\text{A.86})$$

Para empenagem vertical, a força lateral Fy_{vt} , os momentos de rolamento \bar{L}_{vt} e de guinada N_{vt} atuantes são dados por:

$$Fy_{vt} = -\frac{1}{2} V_{ht}^2 S_{vt} C_{L\alpha vt} \beta_{vt} \quad (\text{A.87})$$

$$\bar{L}_{vt} = Fy_{vt} h_{vt} \quad (\text{A.88})$$

$$N_{vt} = -Fy_{vt} l_{vt} \quad (\text{A.89})$$

Onde o ângulo de derrapagem local e a velocidade na empenagem vertical são dados por:

$$\beta_{vt} = a \sin \left(\frac{v + ph_{vt} - rl_{vt}}{V_{VT}} \right) + \beta_{vt0} \quad (\text{A.90})$$

$$V_{vt} = \sqrt{u^2 + (v + ph_{vt} - rl_{vt})^2} \quad (\text{A.91})$$

Finalmente, para a fuselagem, temos:

$$X_f = (-580,6 - 454,0\alpha_f + 6,2\alpha_f^2 + 4648,9\alpha_f^3) \left(\frac{V}{30,48} \right)^2 \quad (\text{A.92})$$

$$Y_f = (-6,9 - 2399,0\beta_f - 1,7\beta_f^2 + 12,7\beta_f^3) \left(\frac{V}{30,48} \right)^2 \quad (\text{A.93})$$

$$Z_f = (-51,1 - 1202,0\alpha_f + 1515,7\alpha_f^2 - 604,2\alpha_f^3) \left(\frac{V}{30,48} \right)^2 \quad (\text{A.94})$$

$$M_f = (-1191,8 + 12752,0\alpha_f + 8201,3\alpha_f^3 - 5796,7\alpha_f^3) \left(\frac{V}{30,48} \right)^2 \quad (\text{A.95})$$

$$N_f = (-10028,0\beta) \left(\frac{V}{30,48} \right)^2 \quad (\text{A.96})$$

Anexo B

Simulações, Diagrama de Blocos e Matrizes de Estabilidade e Controle

B.1 Simulações do Modelos Super Lynx, Bo105 e AS355-F2

A utilização do mesmo código para simulações de diferentes modelos de aeronaves permite a avaliação de suas limitações, sensibilidades e a comodidade de não exigir a aprendizagem e o entendimento de outro código. Aqui serão apresentadas algumas simulações realizadas para três modelos de aeronaves, cujos dados principais são encontrados no livro Padfield(2007) e em Roque(2016). As aeronaves simuladas são dos modelos Super Lynx, Bo105 S123 e AS355-F2.

As figuras B.1 e B.2, B.3 e B.4, B.5 e B.6 apresentam imagens das aeronaves e suas dimensões principais externas.



Figura B.1: Imagem em voo da aeronave modelo Bo105 S123

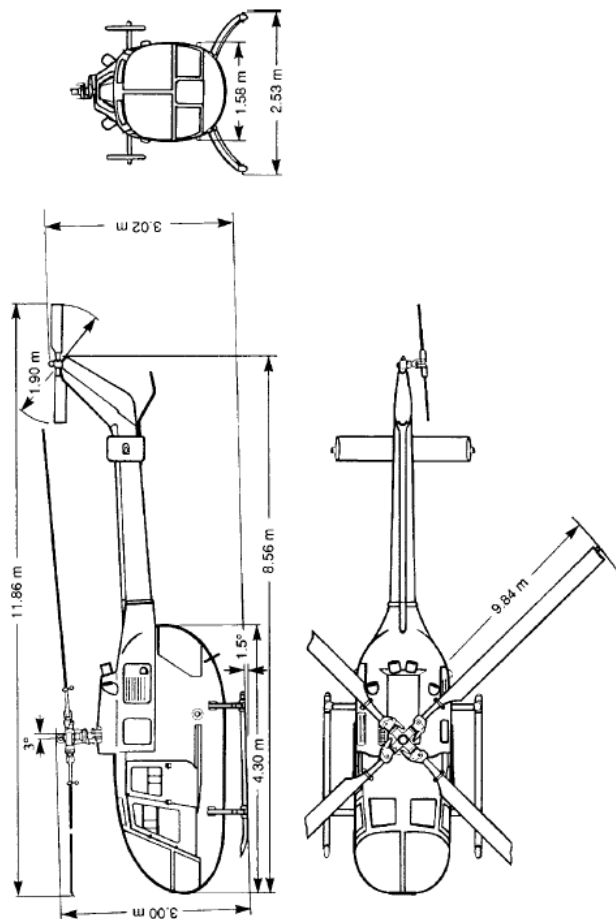


Figura B.2: Dimensões externas da aeronave modelo Bo105 S123



Figura B.3: Imagem em voo da aeronave modelo Puma SA330

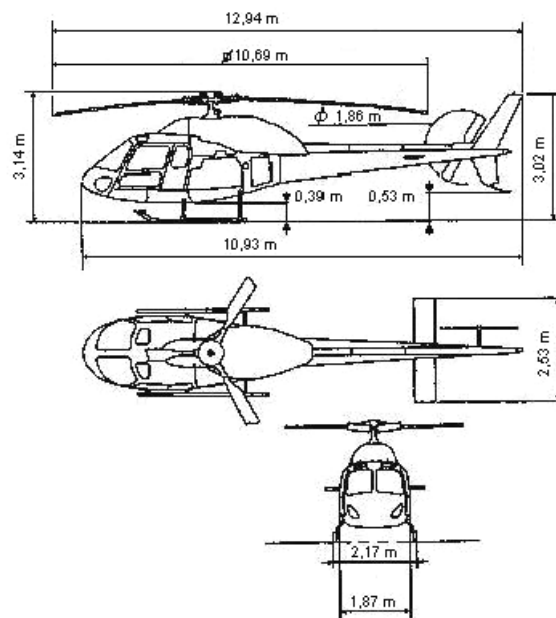


Figura B.4: Dimensões externas da aeronave modelo Puma SA330



Figura B.5: Imagem em voo da aeronave modelo Lynx ZD559

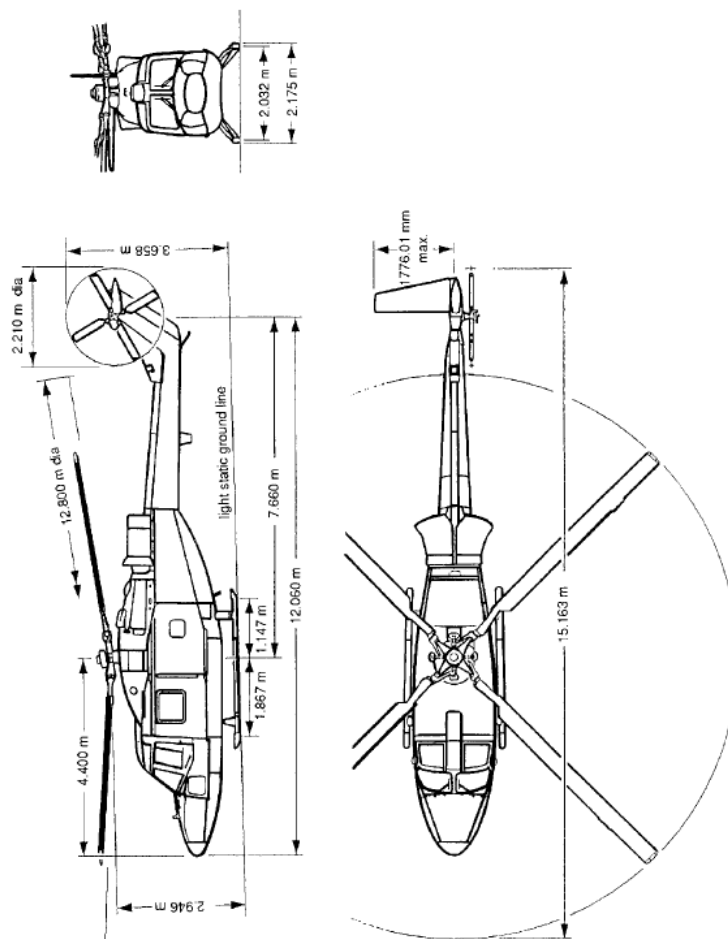


Figura B.6: Dimensões externas da aeronave modelo Lynx ZD559

As tabelas B.1, B.2, B.3 e B.4 apresentam os dados de cada modelo de

aeronave utilizados nas simulações. Nota-se que o modelo Lynx apresenta uma inércia maior que os demais modelos, desta forma, forças e momentos que permitam a realização de uma manobra são maiores nesta aeronave em relação aos modelos Bo105 e AS355-F2.

Tabela B.1: Dados gerais das aeronaves

	Bo105 S123	AS355-F2	Lynx ZD559	
I_{xx}	1433	652	2767,1	$kg.m^2$
I_{yy}	4973	3863	13904,5	$kg.m^2$
I_{zz}	4099	3304	12208,8	$kg.m^2$
I_{xz}	660	19,3	2034,8	$kg.m^2$
m	2200	2250	4313,7	kg
Ω	44,4	40,84	35,63	rad/s
CL_α	6,113	6,11	6	(-)
Num_{rot}	4	3	4	(-)
R	4,91	5,345	6,4	m
ce	0,27	0,3	0,391	m,ft
θ_{tw}	- 0,14	- 0,1396	- 0,14	deg
mbl	27,3	27,3	27,3	kg
I_β	231,7	231,7	678,14	$kg.m^2$
ε_β	0,14	0,14	0,123	
γ_s	0,0524	0,0524	0,0698	(deg)
h	1,48	0,94468	1,274	m,ft
$\tau_{\lambda 0}$	0,1	0,1	0,1	
δ_0	0,0074	0,0074	0,009	(-)
δ_2	38,66	38,66	37,983	(-)
x_{cg}	0,0163	0	- 0,0198	m,ft
K_β	113330	113330	166352	N.m/rad

Tabela B.2: Rotor de Cauda

	Bo105 S123	AS355-F2	Lynx ZD559	
Ω_{tr}	233,1	218,45	206,0	rad/s
R_{tr}	0,95	0,93	1,106	m,ft
N_{tr}	2	2	4	(-)
ce_{tr}	0,18	0,185	0,2606	m,ft
$CL_{\alpha tr}$	5,7	5,7	6	(-)
K_{tr}	1	1	1	(-)
$\tau_{\lambda 0 tr}$	0,1	0,1	0,1	(-)
l_{tr}	6,00965	6,00965	7,66	m,ft
h_{tr}	1,72	1,05418	1,146	m,ft

Tabela B.3: Empenagem horizontal

	Bo105 S123	AS355-F2	Lynx ZD559	
S_{ht}	0,803	0,803	1,197	m,ft
$CL_{\alpha ht}$	3,262	3,262	3,2622	(-)
α_{ht0}	0,0698	0,0698	- 0,0175	deg
l_{ht}	4,56	4,548	7,66	m,ft

Tabela B.4: Empenagem vertical

	Bo105 S123	AS355-F2	Lynx ZD559	
S_{vt}	0,805	0,805	1,107	m,ft
$CL_{\alpha vt}$	2,704	2,704	2,704	(-)
β_{vt0}	- 0,08116	- 0,0812	- 0,0524	deg
l_{vt}	5,416	5,416	7,48	m,ft
h_{vt}	0,97	0,97	0,97	m,ft

Tabela B.5: Fuselagem

	Bo105 S123	AS355-F2	Lynx ZD559	
F0	1,3	1,3	1,3	N
V_{fusn}	6,126	6,126	8,126	m,ft
V_{fusm}	25,525	25,525	25,525	m,ft
K_{fus}	0,83	0,83	0,83	m,ft

Uma comparação entre os três modelos foi realizada com objetivo de analisar a resposta de diferentes aeronaves em relação ao código utilizado. Estas

análises englobam um voo horizontal e um voo com uma atuação em formato do tipo *doublet* no comando longitudinal cíclico. As cores azul, verde e vermelho representam as aeronaves modelo AS355, Superlynx e Bo105, respectivamente. Essa classificação será importante para distinção dos modelos nas simulações.

A análise com tempo de 100s permite concluir que em voo nivelado (parado), as aeronaves apresentam um comportamento estável, com exceção do modelo Super Lynx que a partir do tempo aproximado de 50s começa a apresentar uma ligeira desestabilização. Nota-se que para garantia de um voo nivelado, os ângulos de ataque, rolamento, atitude, *inflow* dos rotores principal e de cauda e os batimentos apresentam valores característicos, ou seja, as características físicas e de funcionamento de cada modelo, exigem condições diferentes para adequação ao voo.

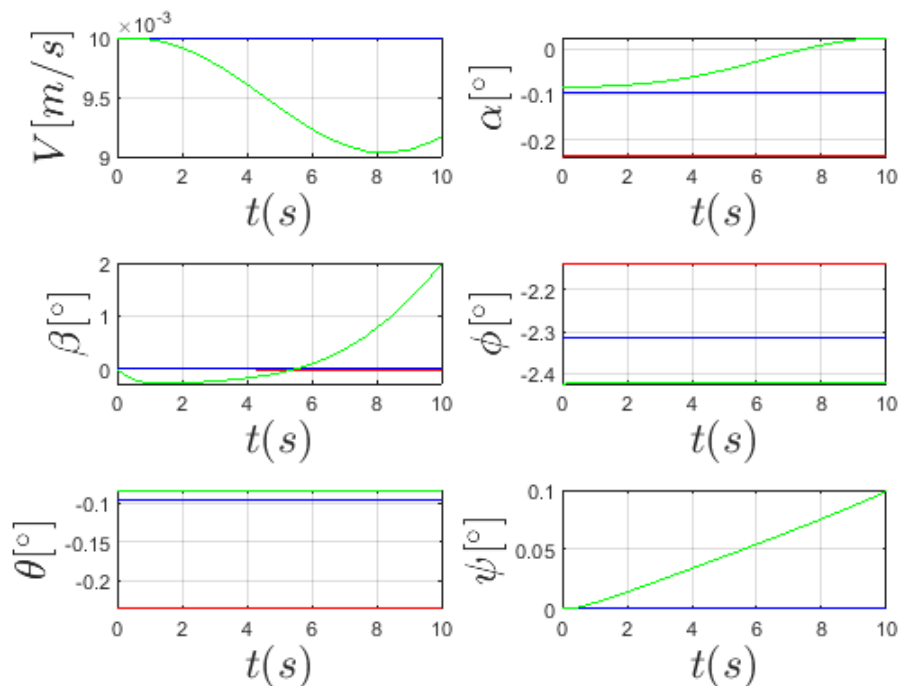


Figura B.7: Velocidade total e ângulos para voo nivelado

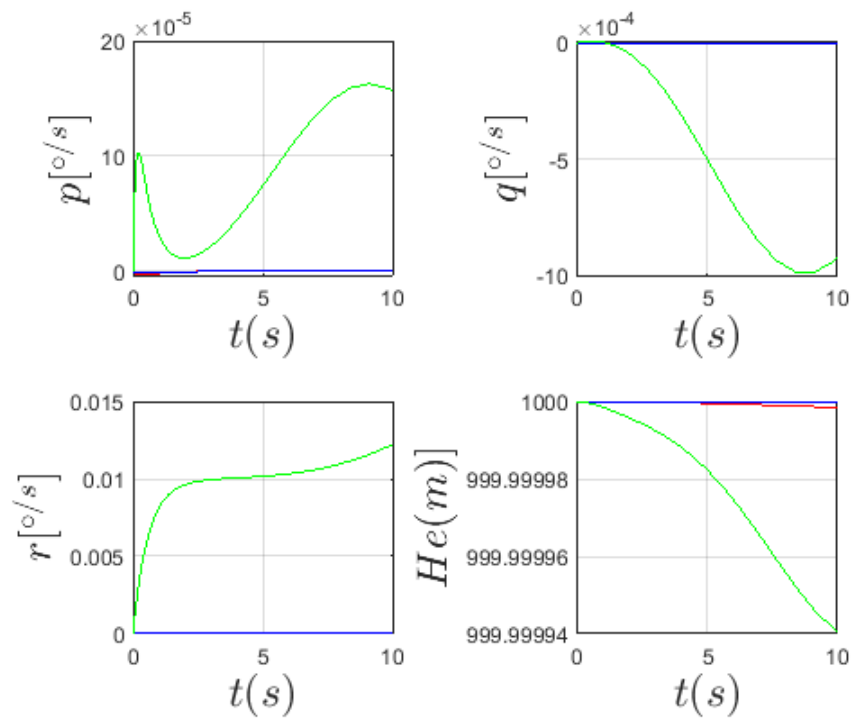


Figura B.8: Taxas de rolamento, guinada e arfagem e altitude para voo nivelado

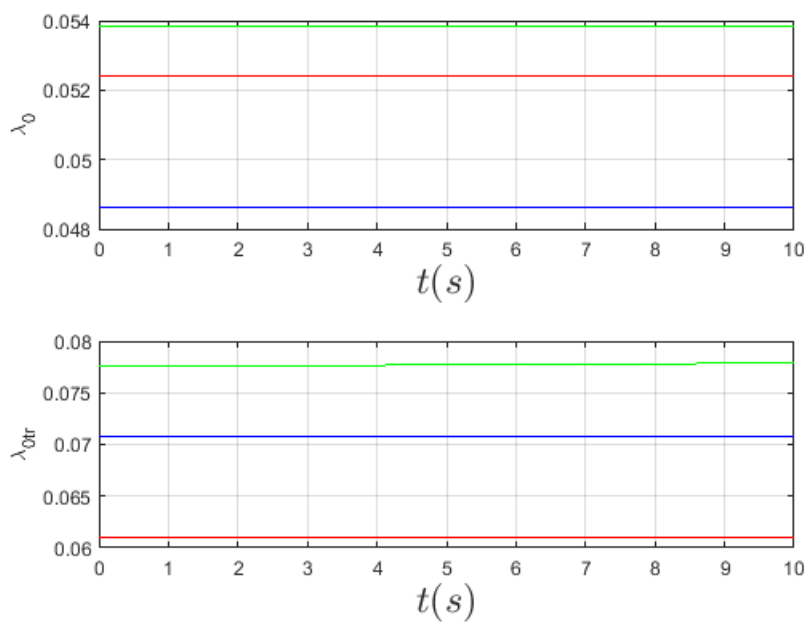


Figura B.9: Inflow no rotor principal e no rotor de cauda para voo nivelado

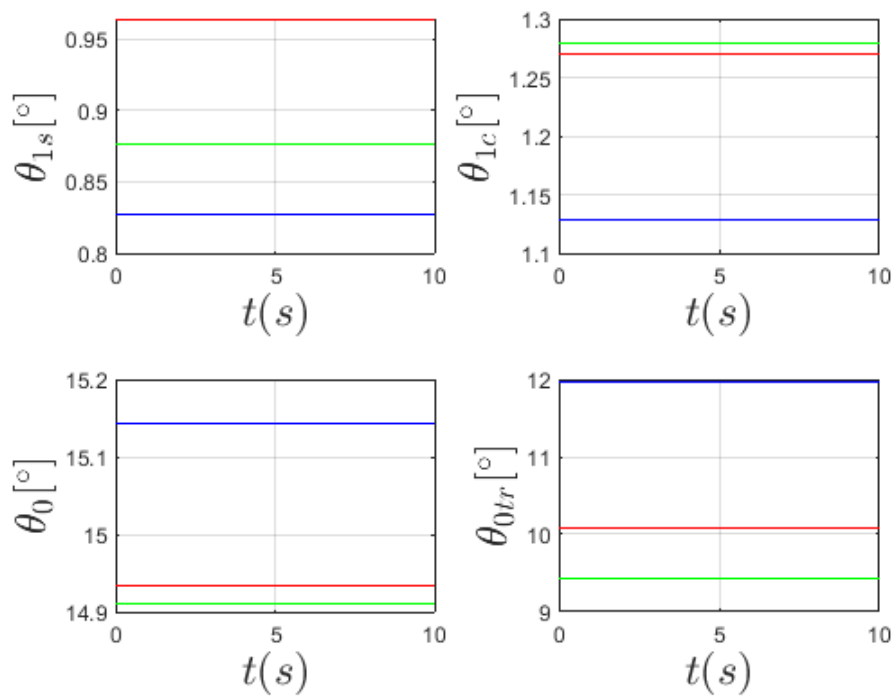


Figura B.10: Comandos para controle de voo nivelado

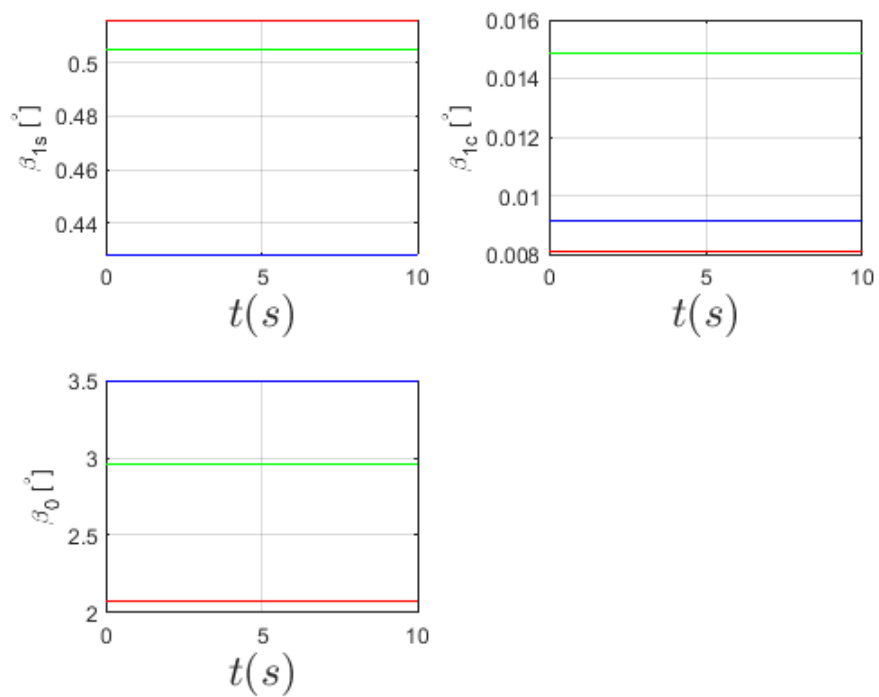


Figura B.11: Ângulos de batimento para voo nivelado

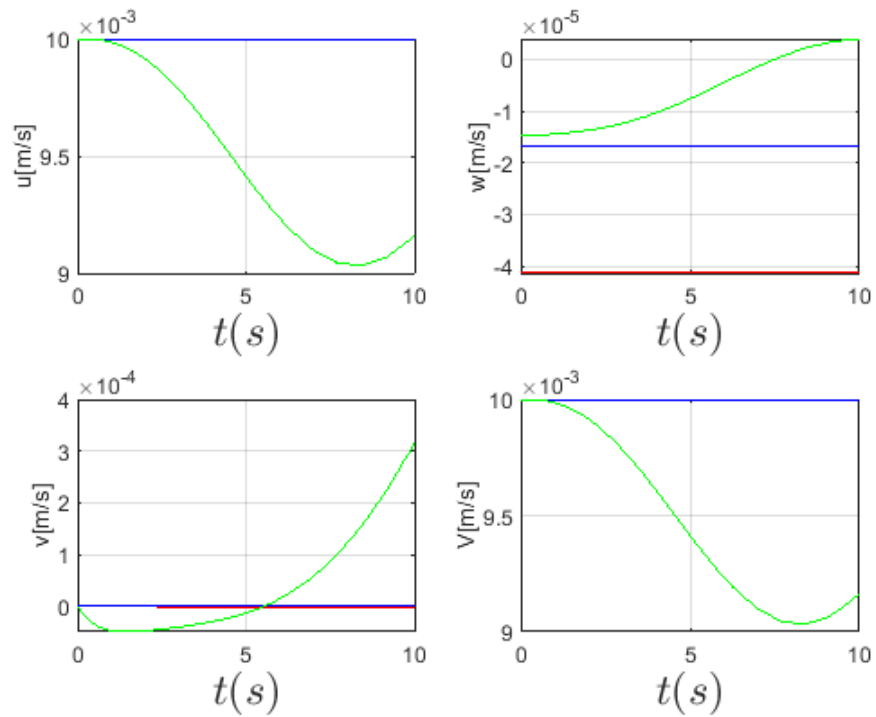


Figura B.12: Componentes da velocidade e velocidade total para voo nivelado

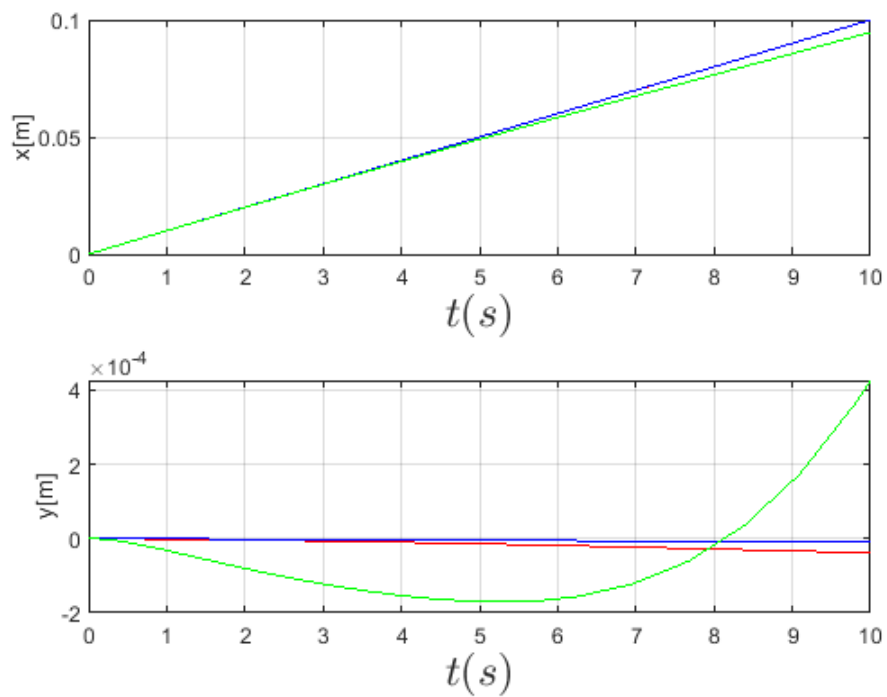


Figura B.13: posições X e Y para voo nivelado

A análise com *doublet* no longitudinal cíclico para tempo de 100s permite

analisar a resposta das aeronaves quando expostas a uma manobra exigente. Apesar de um comportamento com características semelhantes, ou seja, com oscilações e tendências que apresentam tempo de resposta e amplitudes diferentes, os comportamentos das aeronaves modelos Superlynx e Bo105 tem respostas mais próximas entre si ao considerar a velocidade total, ângulo de ataque, ângulo de rolamento, ângulo de atitude e derrapagem. Comportamentos semelhantes também para as taxas de arfagem, rolamento e guinada, assim como o *inflow* no rotor de cauda. Nota-se que a aeronave modelo AS355 apresenta uma estabilidade menor em comparação com os outros modelos analisados, ou seja, os parâmetros que definem seu voo apresentam oscilações com maiores amplitudes.

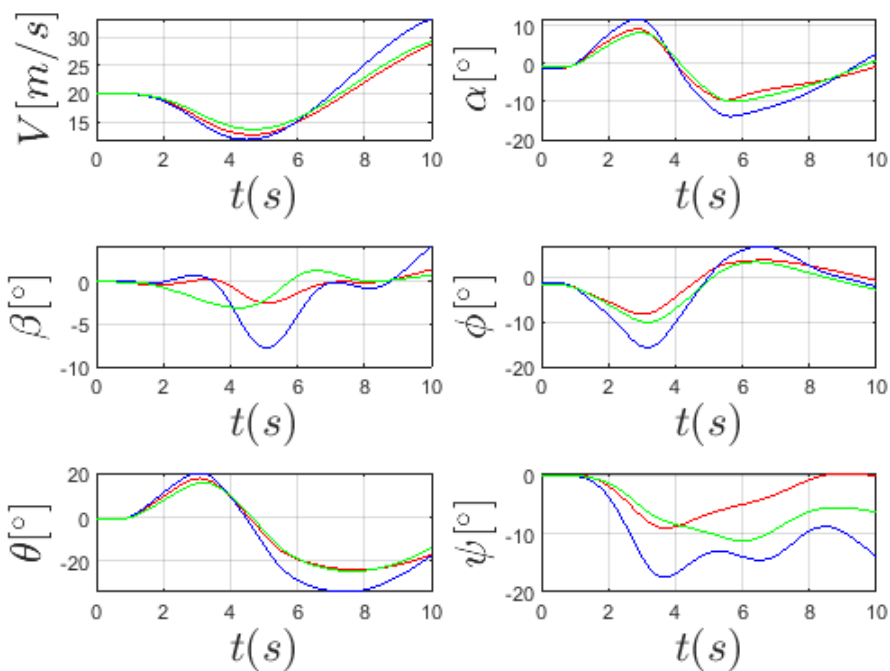


Figura B.14: Velocidade total e ângulos para voo com *doublet* no longitudinal cíclico

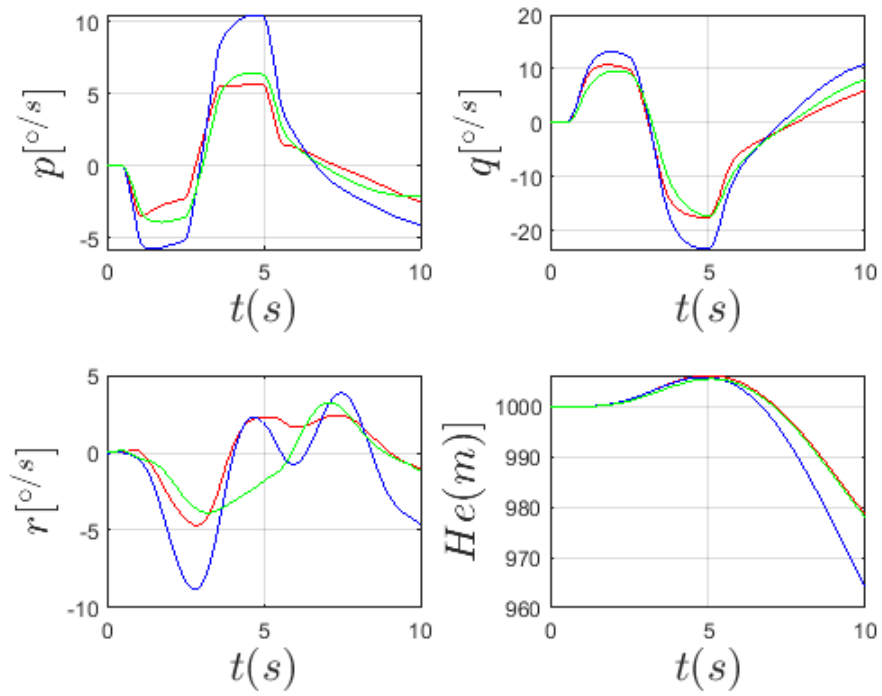


Figura B.15: Taxas de rolamento, guinada e arfagem e altitude para voo com *doublet* no longitudinal cíclico

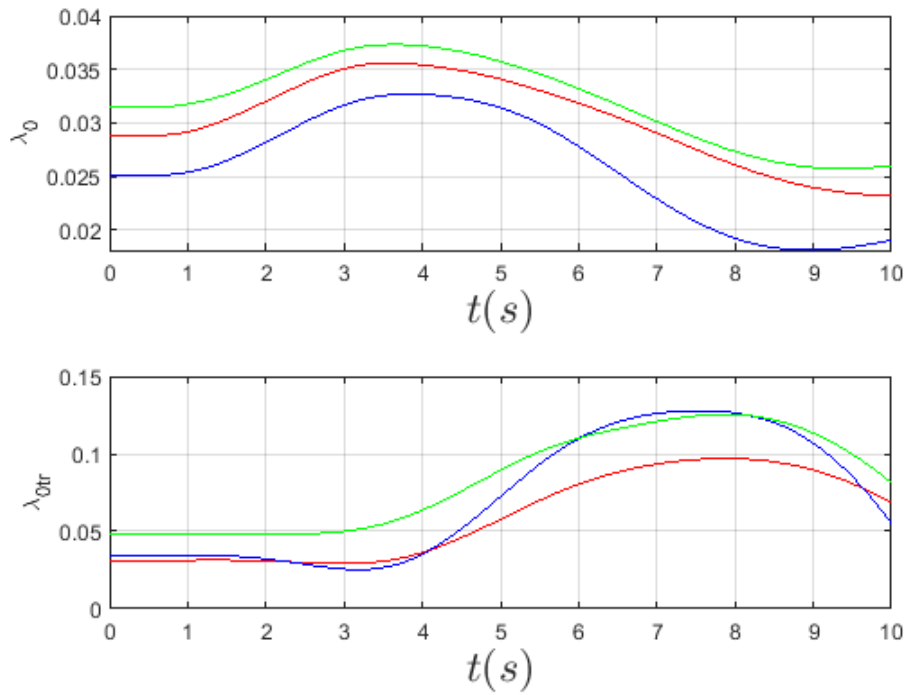


Figura B.16: Inflow no rotor principal e no rotor de cauda para voo com *doublet* no longitudinal cíclico

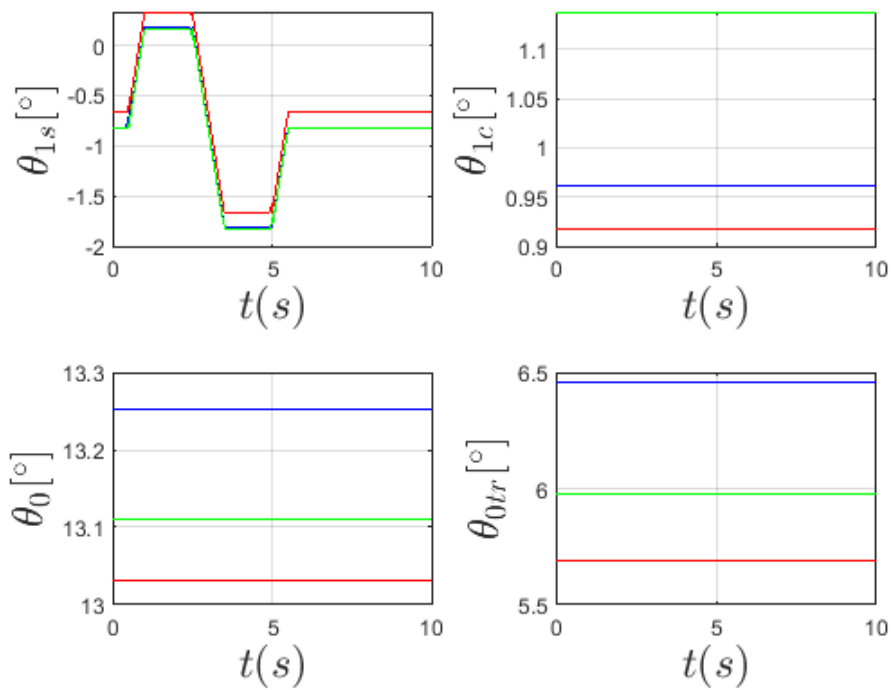


Figura B.17: Comandos para controle de voo nivelado com *doublet* no longitudinal cíclico

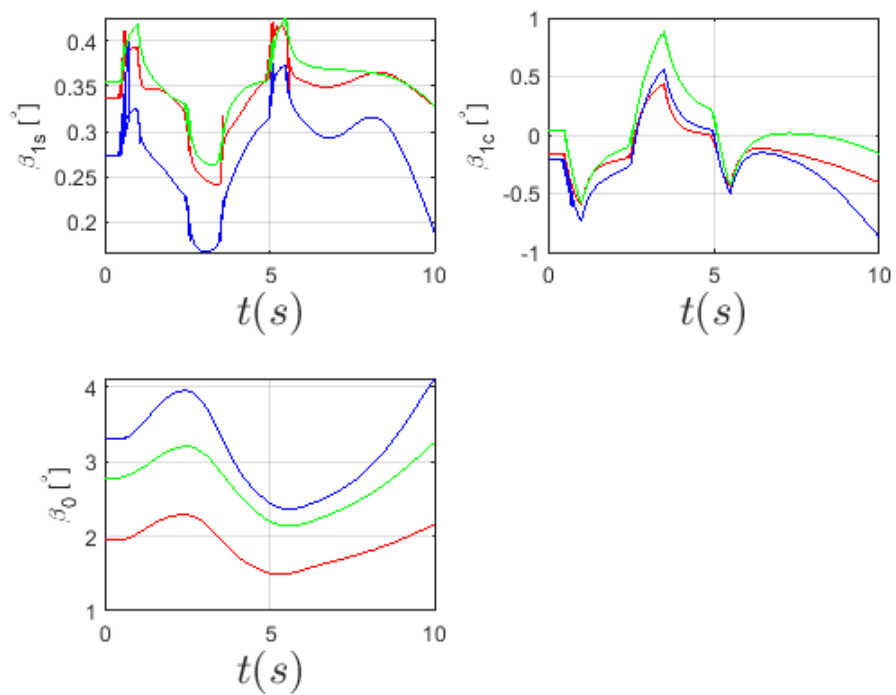


Figura B.18: Ângulos de batimento para voo com *doublet* no longitudinal cíclico

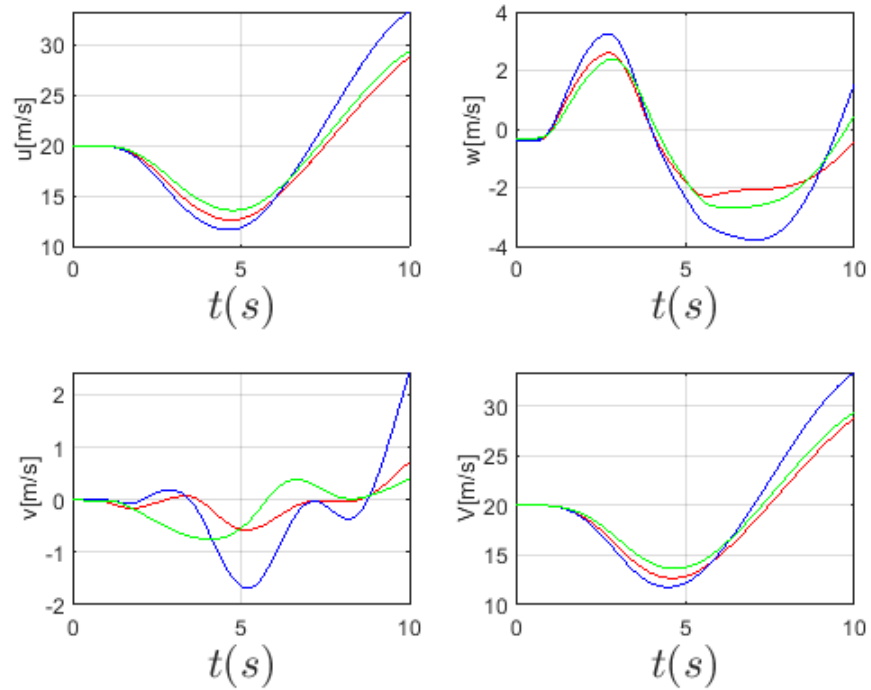


Figura B.19: Componentes da velocidade e velocidade total para voo com *doublet* no longitudinal cíclico

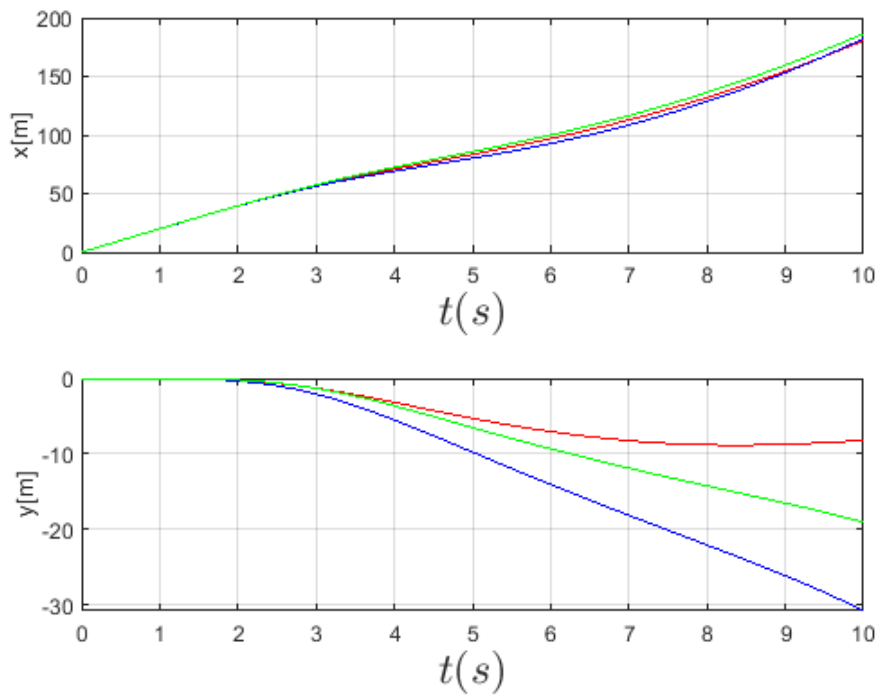


Figura B.20: posições X e Y para voo com *doublet* no longitudinal cíclico

Diagrama de Blocos

Neste apêndice serão apresentados o diagrama geral de blocos utilizado e algumas derivações deste que foram utilizados para realização das simulações. A figura B.21 apresenta o controle geral sem atuador e a figura B.22 apresenta a distribuição dos controles para cada parâmetro utilizado. Para finalizar as apresentações, as figuras B.23, B.24 e B.25 definem as montagens dos controles para diferentes graus relativos.

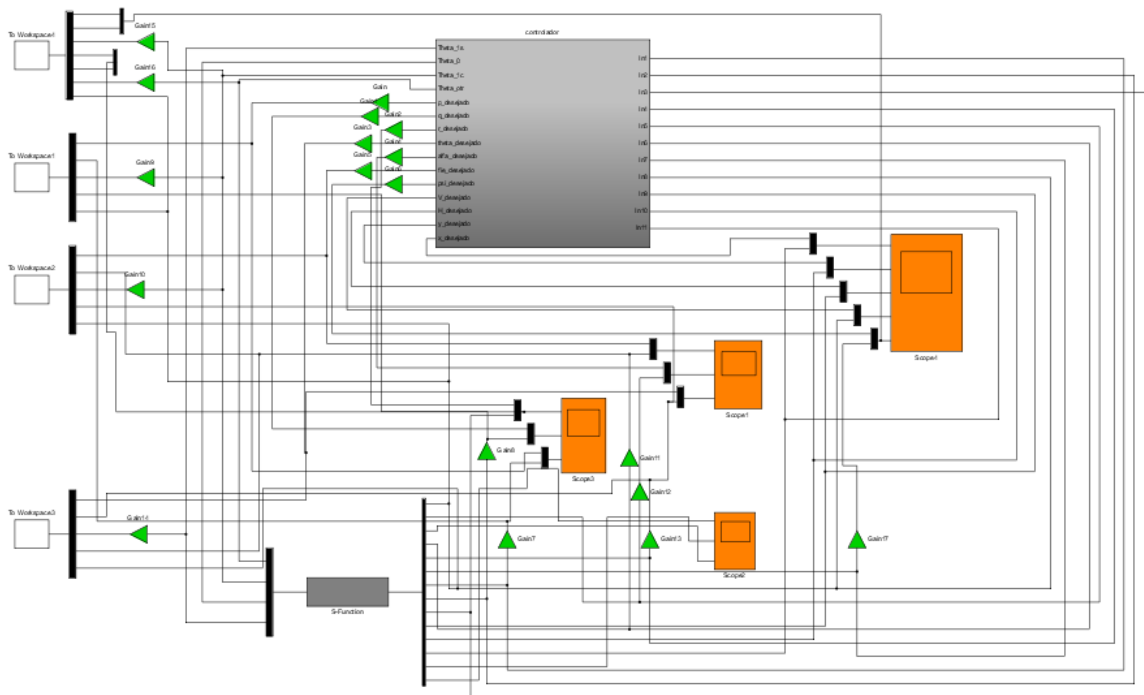


Figura B.21: Apresentação geral do controlador sem a utilização de atuadores

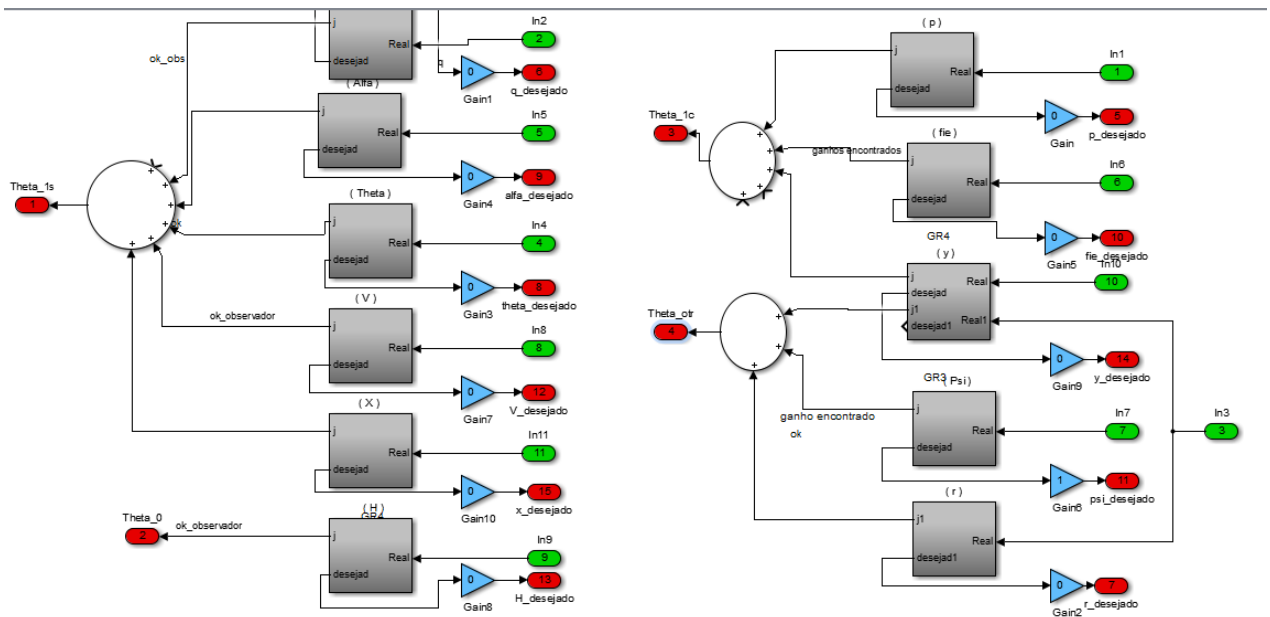


Figura B.22: Apresentação da distribuição dos controladores para cada controle necessário

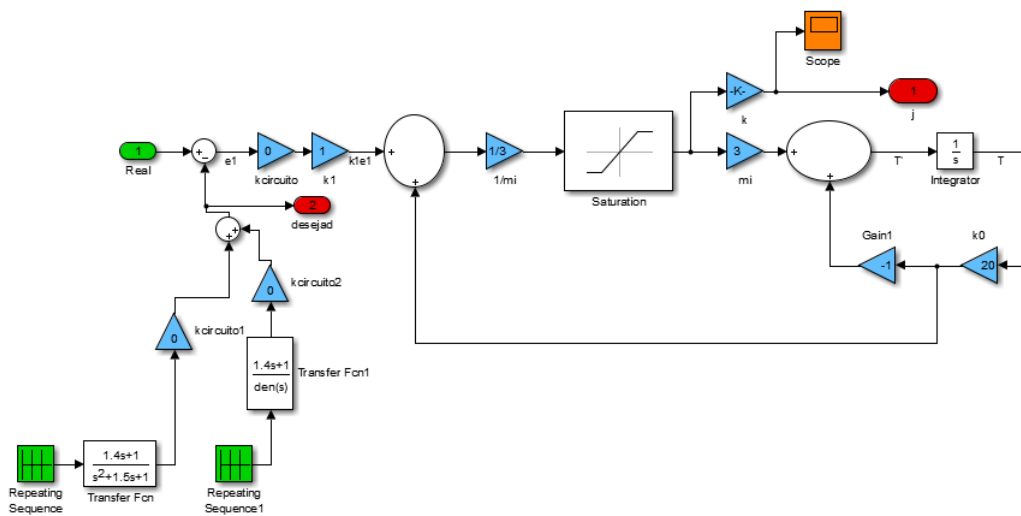


Figura B.23: Apresentação da montagem para controlador de grau 1

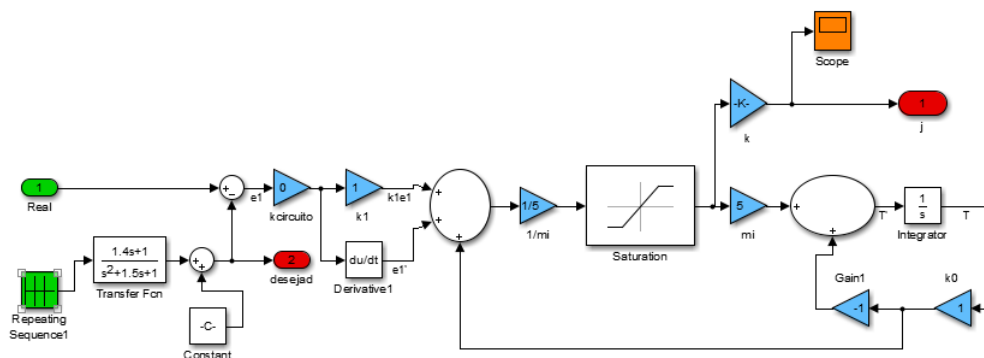


Figura B.24: Apresentação da montagem para controlador de grau 2

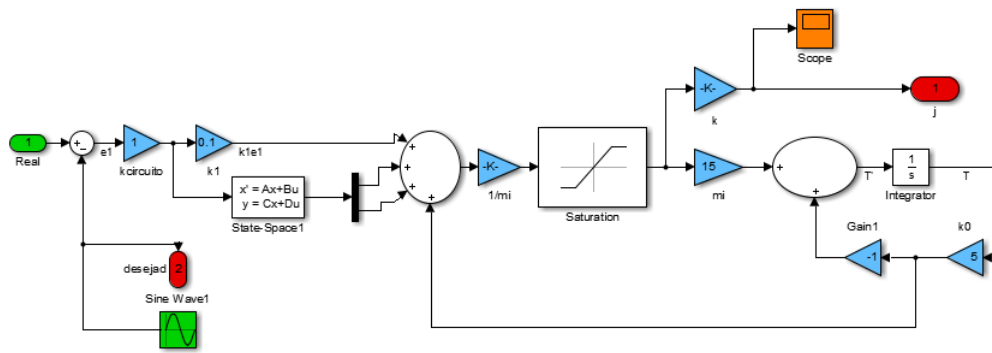


Figura B.25: Apresentação da montagem para controlador de grau 3

A figura B.26 apresenta o controle geral com atuador e a figura B.27 apresenta a distribuição dos controles para cada parâmetro utilizado. Para finalizar as apresentações, as figuras B.28, B.24 e B.30 definem as montagens dos controles para diferentes graus relativos.

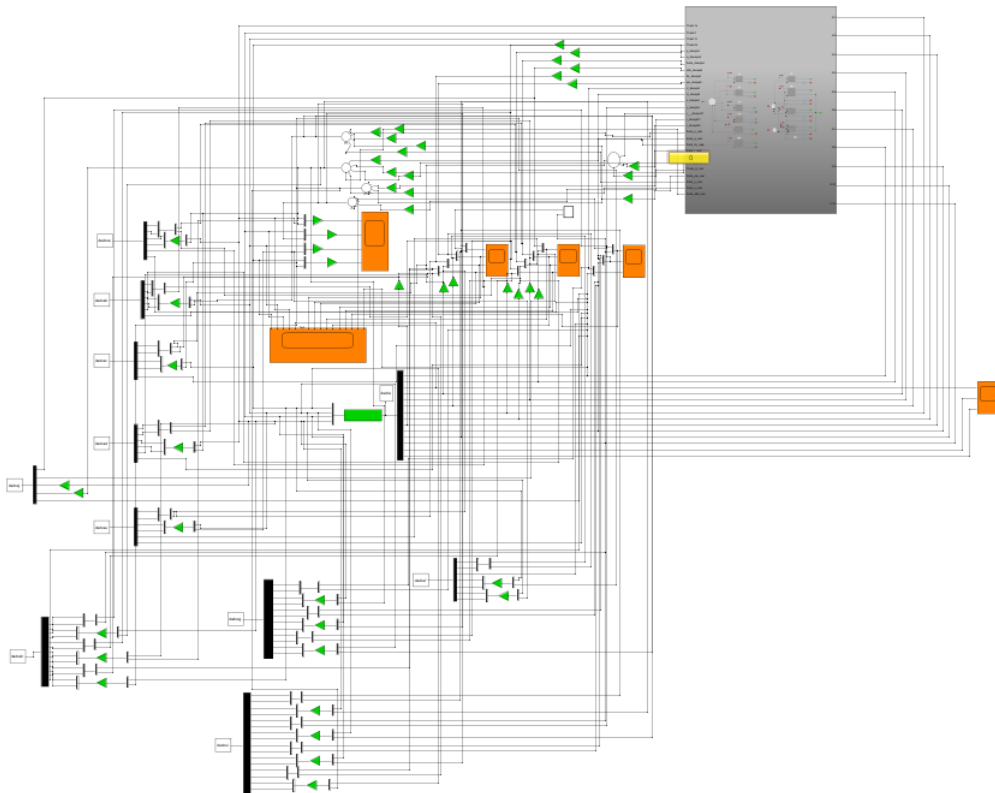


Figura B.26: Apresentação geral do controlador com a utilização de atuadores

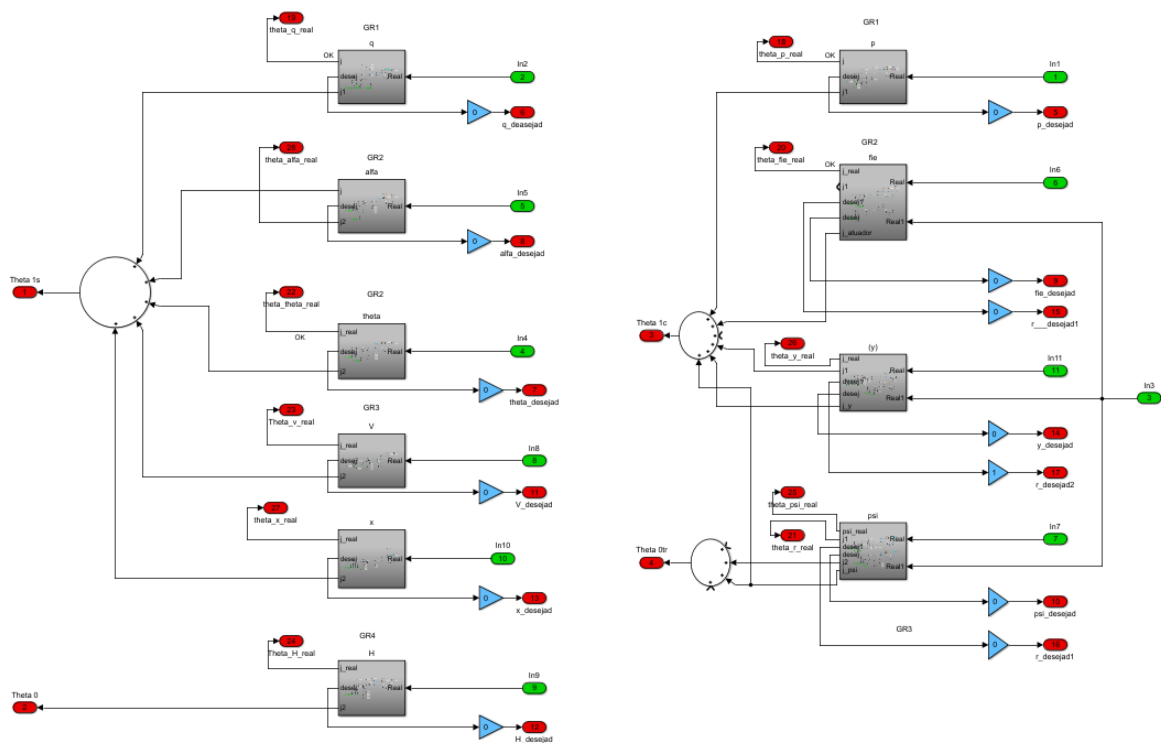


Figura B.27: Apresentação da distribuição dos controladores para cada controle necessário com atuadores

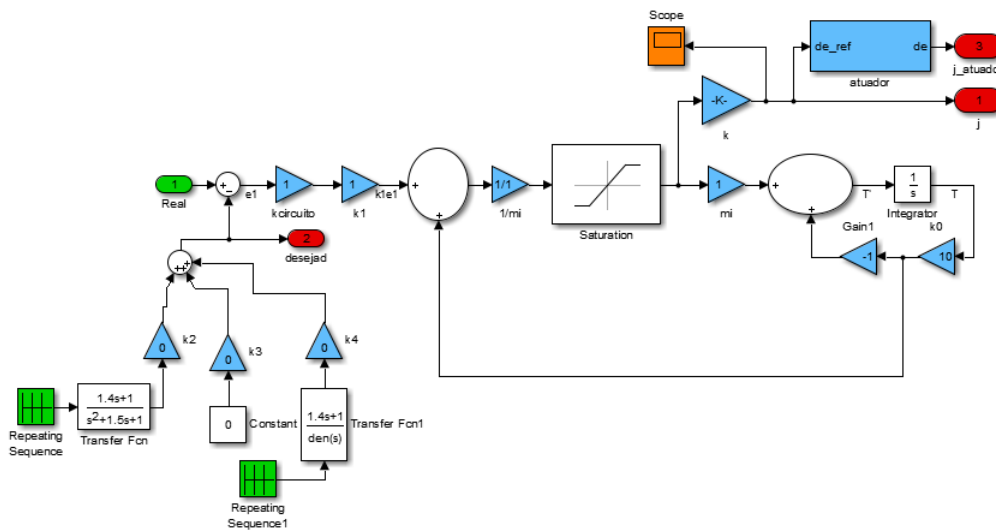


Figura B.28: Apresentação da montagem para controlador de grau 1 com atuador

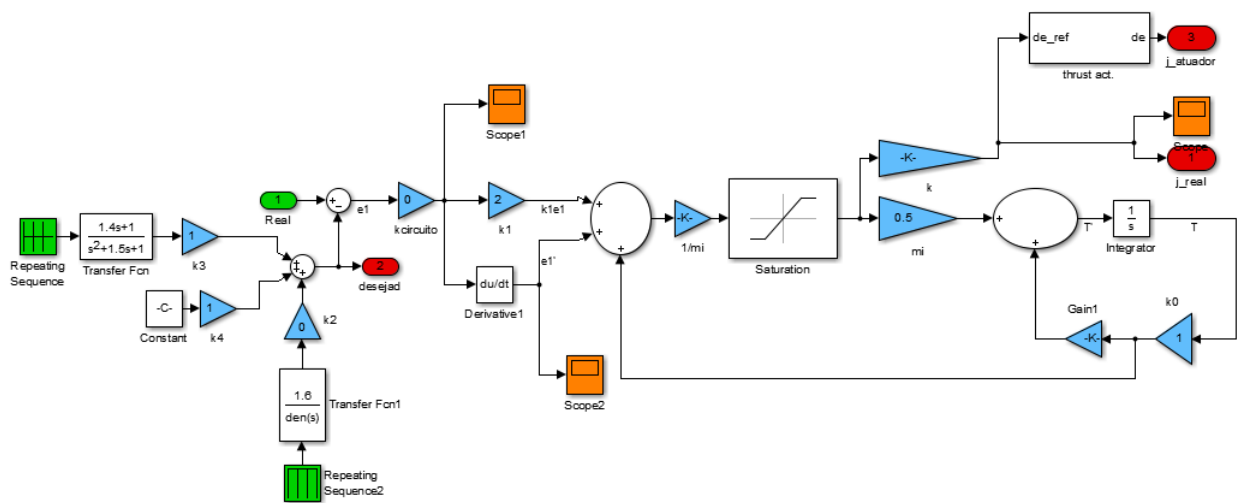


Figura B.29: Apresentação da montagem para controlador de grau 2 com atuador

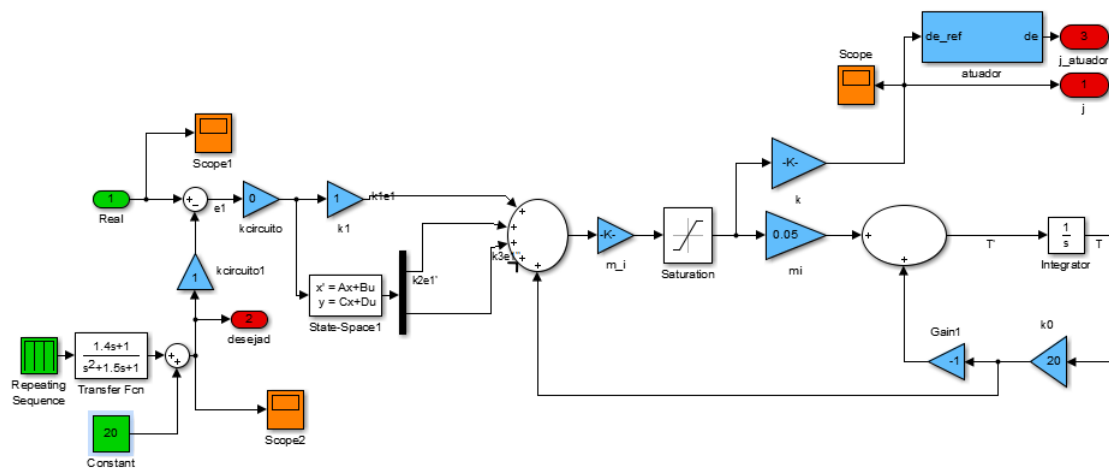


Figura B.30: Apresentação da montagem para controlador de grau 3 com atuador

B.2 Matrizes de Estabilidade e Controle

A partir das matrizes de estabilidade e controle obtidas para condição altitude de 1000m e velocidade de 40kts(20.5776 m/s), obteve-se as matrizes apresentadas nas Tabelas B.6 e B.7, determinou-se os diagramas de bode para o ângulo de atitude, taxa de rolamento e taxa de arfagem, conforme apresentado nas figuras B.31 B.32, B.33 e B.34.

Tabela B.6: Matriz de estabilidade - atitude de 1000m

-0,0205	0,0735	-0,0031	-0,0036	-10,0000	0,2106	0,6151	0,0000
-0,0001	-0,8927	0,0000	0,0142	-0,0000	-0,0123	0,9965	0,0000
0,0001	-0,0048	-0,0880	0,4857	-0,0002	-0,0311	-0,0100	-0,9673
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	1,0000	0,0004	-0,0123
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,9996	0,0293
0,0017	0,3121	0,4562	0,0000	0,0000	-9,7625	-1,5592	-0,1711
0,0246	-0,0949	0,0000	0,0000	0,0000	0,2964	-1,9158	0,0000
-0,0071	-0,5616	4,9472	0,0000	0,0000	-1,2959	-0,1444	-1,8405

Tabela B.7: Matriz de controle - altitude de 1000m

-8,8133	-1,1760	7,8229	0,0000
-0,8879	-6,6007	0,0047	0,0000
-0,0539	-0,0631	-0,3325	0,5991
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
-27,7829	12,6230	-128,8799	-2,8619
23,1567	5,9293	-4,9798	0,0000
-4,9931	12,6021	-19,8835	-33,8416

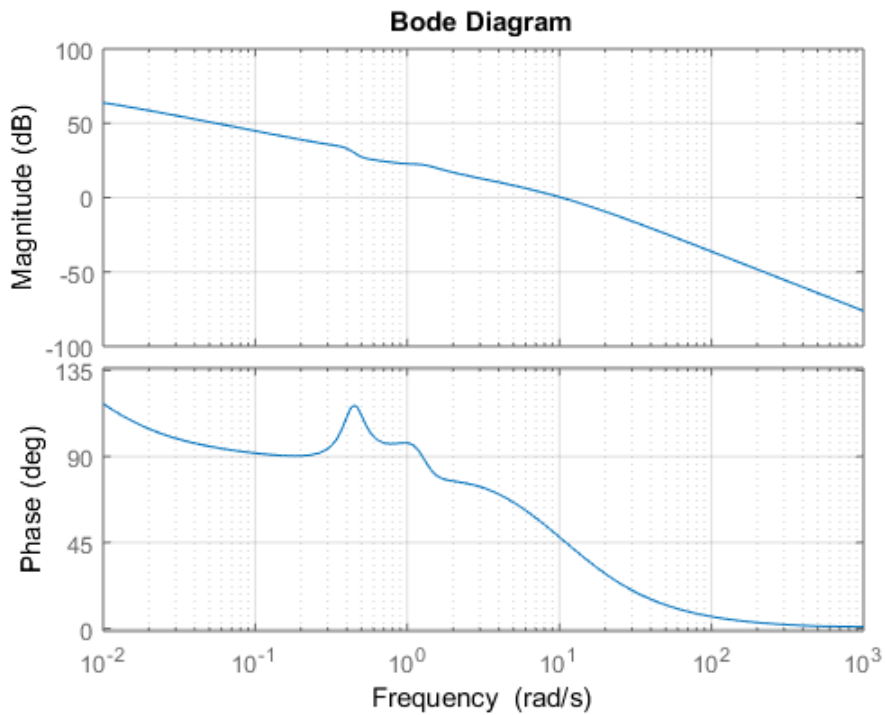


Figura B.31: Diagrama de bode, ϕ/θ_{1s}

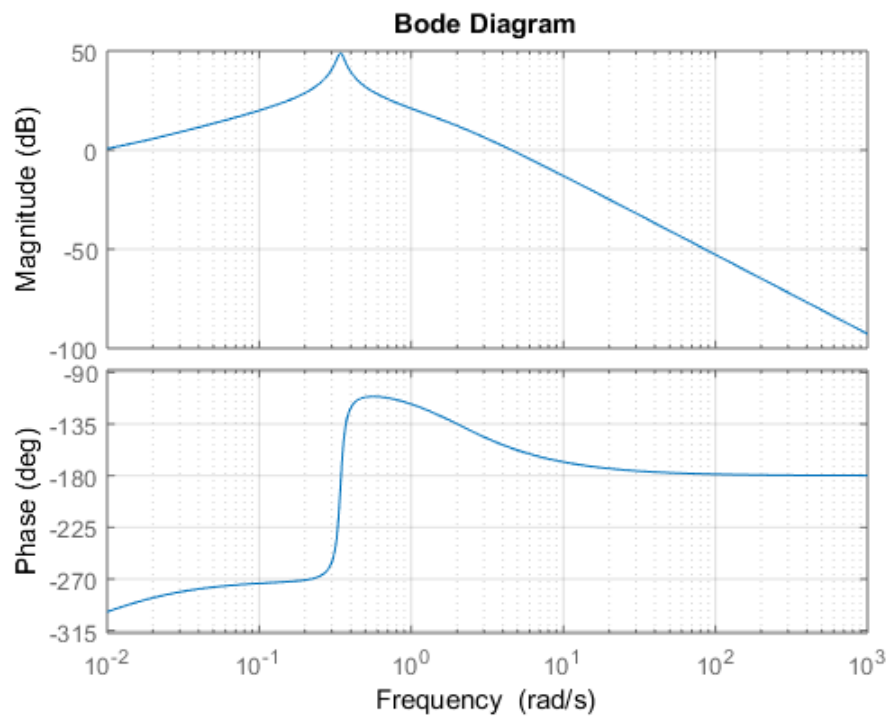


Figura B.32: Diagrama de bode, θ/θ_{1s}

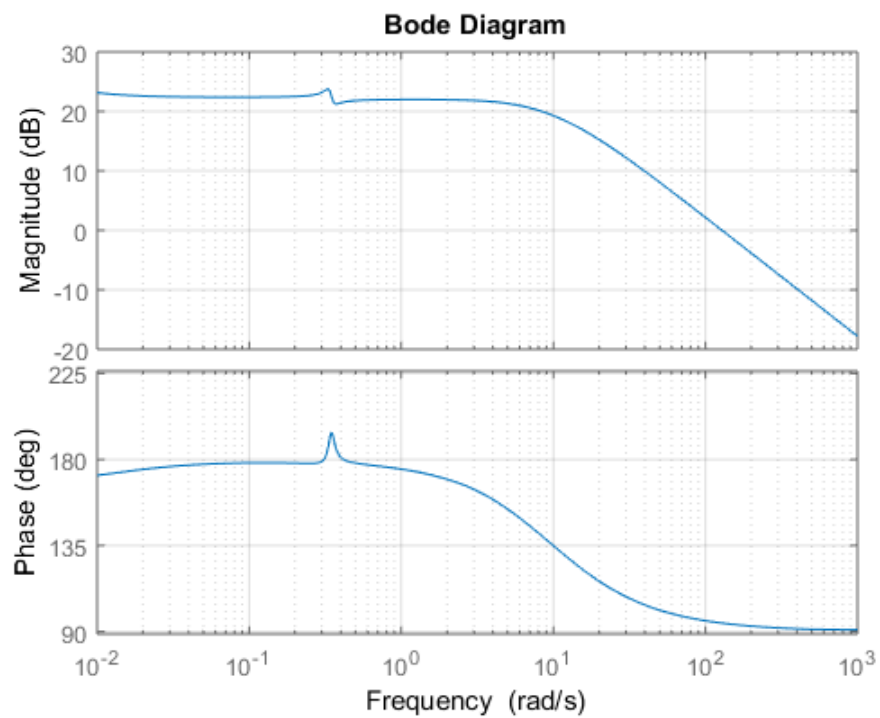


Figura B.33: Diagrama de bode, p/θ_{1c}

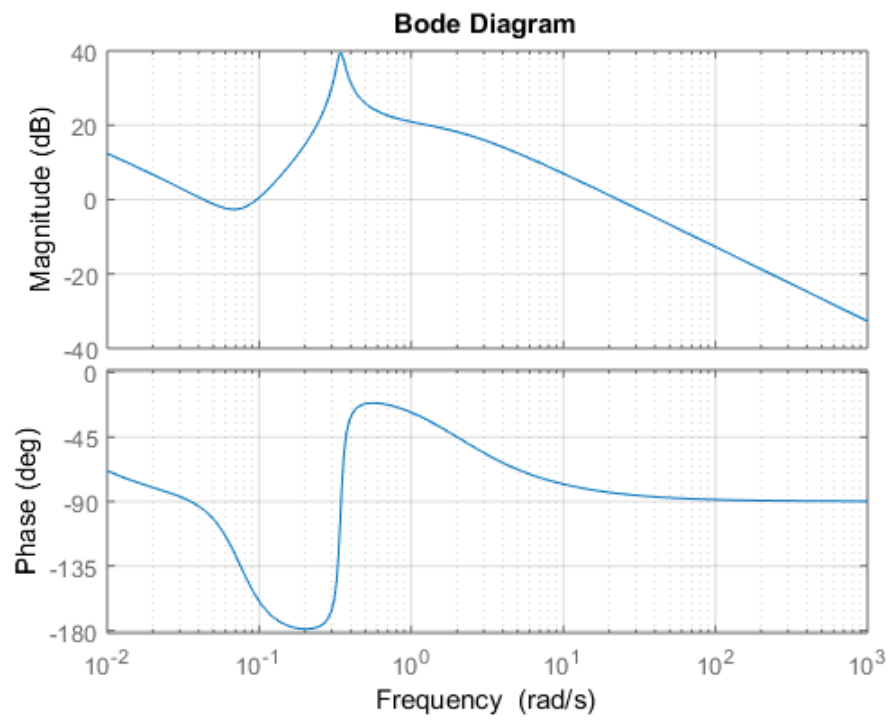


Figura B.34: Diagrama de bode, q/θ_{1s}