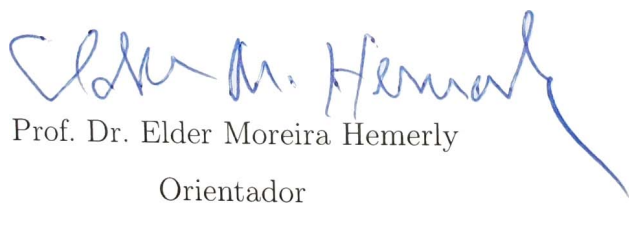


Tese apresentada à Pró-Reitoria de Pós-Graduação e Pesquisa do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Ciências no Programa de Pós-Graduação em Engenharia Eletrônica e Computação, Área de Informática

Carlos Henrique Machado Silva Esteves

**MODELAGEM, CONTROLE E SIMULAÇÃO DE
VOO DE UM SISTEMA AÉREO AUTÔNOMO
NÃO PROPULSADO COM GUIAMENTO
TERMINAL VISUAL**

Tese aprovada em sua versão final pelos abaixo assinados:



Prof. Dr. Elder Moreira Hemerly
Orientador

Prof. Dr. Celso Massaki Hirata
Pró-Reitor de Pós-Graduação e Pesquisa

Campo Montenegro
São José dos Campos, SP - Brasil

2010

Livros Grátis

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)

Divisão de Informação e Documentação

Machado Silva Esteves, Carlos Henrique

Modelagem, Controle e Simulação de Voo de um Sistema Aéreo Autônomo Não Propulsado com Guiamento Terminal Visual / Carlos Henrique Machado Silva Esteves.

São José dos Campos, 2010.

213f.

Tese de Mestrado – Curso de Engenharia Eletrônica e Computação. Área de Informática – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2010. Orientador: Prof. Dr. Elder Moreira Hemeryly. .

1. Controle. 2. Simulação. 3. Visão Computacional. I. Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Ciência da Computação.

II. Título.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

MACHADO SILVA ESTEVES, Carlos Henrique. **Modelagem, Controle e Simulação de Voo de um Sistema Aéreo Autônomo Não Propulsado com Guiamento Terminal Visual**. 2010. 213f. Tese de Mestrado – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Carlos Henrique Machado Silva Esteves

TÍTULO DO TRABALHO: Modelagem, Controle e Simulação de Voo de um Sistema Aéreo Autônomo Não Propulsado com Guiamento Terminal Visual.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Tese / 2010

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

Carlos Henrique Machado Silva Esteves

Rua H27-C, 112

CEP 12.228-630 – São José dos Campos - SP

MODELAGEM, CONTROLE E SIMULAÇÃO DE VOO DE UM SISTEMA AÉREO AUTÔNOMO NÃO PROPULSADO COM GUIAMENTO TERMINAL VISUAL

Carlos Henrique Machado Silva Esteves

Composição da Banca Examinadora:

Prof. Dr. Carlos Henrique Quartucci Forster	Presidente	-	ITA
Prof. Dr. Elder Moreira Hemerly	Orientador	-	ITA
Prof. Dr. Maurício Pazini Brandão	Membro	-	ITA
Prof. Dr. Breno Moura Castro	Membro Externo	-	DCTA

Agradecimentos

Agradeço à Força Aérea Brasileira, por ter proporcionado toda minha formação acadêmica até hoje, e pela oportunidade de trabalhar em um ambiente tão rico em conhecimento como é o DCTA, em particular o IAE e a ASD.

Aos excelentes professores que tive na graduação no ITA e no Curso de Extensão em Engenharia de Armamento Aéreo, que tanto me ensinaram, instigando a vontade de aprender sempre mais.

Ao meu orientador Elder Moreira Hemerly pela grande ajuda no desenvolvimento deste trabalho, e por ter despertado meu interesse na área de controle ainda na graduação, em suas magníficas aulas.

Ao professor Carlos Henrique Quartucci Forster, por me apresentar à desafiante ciência da Visão Computacional, e pelos valorosos ensinamentos nos campos de simulação e análise de padrões.

Aos brilhantes oficiais engenheiros Maurício Pazini Brandão e Breno Moura Castro, pela cuidadosa leitura e enorme contribuição para a qualidade deste trabalho.

Aos colegas Christian Giorgio Roberto Taranti e Maurício Guimarães da Silva, pelo tempo e paciência dispensados passando-me inestimável conhecimento e experiência ao responder minhas dúvidas.

Aos meus pais pelo apoio incondicional durante toda minha vida.

À minha esposa Cristiane e a todos os grandes amigos que tornam a vida mais feliz.

*“Cada vez mais ponho na essência anímica do meu sangue
o propósito impessoal de engrandecer a pátria e contribuir
para a evolução da humanidade” — FERNANDO PESSOA*

Resumo

Este trabalho considera um sistema aéreo autônomo não propulsado, lançado de aeronave, controlado por *canards*, utilizando guiamento terminal com realimentação visual, cujo objetivo é chegar a um determinado alvo em solo com o menor desvio possível. É desenvolvido o modelo não-linear com seis graus de liberdade do artefato. O sistema de controle é projetado em uma determinada condição de voo e os ganhos obtidos são extrapolados para todo o envelope utilizando técnicas de otimização numérica, dados os requisitos de desempenho desejados. É desenvolvido um simulador de voo baseado em imagens de satélite capaz de gerar imagens de uma câmera embarcada no artefato. É implementado um método de análise das imagens geradas pelo simulador, baseado no método SIFT, capaz de registrar as imagens oblíquas da câmera com imagens ortogonais de satélite de referência. O resultado da análise das imagens permite a obtenção dos erros em azimute e elevação, realimentando o sistema de controle e permitindo o guiamento preciso do artefato até o alvo. O sistema completo é simulado na presença de vento e turbulência com a utilização de quatro configurações de sensores, consistindo de combinações de sistemas de navegação inercial, sistema de posicionamento global por satélites e câmera de vídeo. O método de análise de imagens proposto e a acurácia das diferentes configurações de sensores são avaliados através de simulação Monte Carlo, quantificando as vantagens e desvantagens do guiamento visual.

Abstract

This work considers an autonomous aerial unpropelled system, launched from aircraft, controlled by canards, whose mission is to fly to a ground target with minimal deviation. The artifact's nonlinear six degree of freedom model is developed. The control system is designed in one flight condition and the controller gains are extrapolated to the whole flight envelope by using numerical optimization given the desired performance requirements. A flight simulator based on satellite images is developed to generate images from the system's onboard camera. An image analysis procedure is implemented based on the SIFT method, and it is capable of registering the simulator's generated oblique images with orthogonal satellite reference images. The image analysis results in the azimuth and elevation errors that close the control system's loop, allowing the artifact to precisely hit the target. The complete system is simulated in an environment with wind and turbulence, using four different combinations of sensors, including inertial navigation systems, global positioning system, and a video camera. The proposed image analysis method and the accuracy of each combination of sensors are assessed through Monte Carlo simulation, quantifying the advantages and disadvantages of the visual terminal guidance.

Sumário

LISTA DE FIGURAS	xiii
LISTA DE TABELAS	xix
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS	xx
LISTA DE SÍMBOLOS	xxii
1 INTRODUÇÃO	26
1.1 Motivação	26
1.2 Revisão Bibliográfica	30
1.3 Objetivos	32
1.4 Organização do Trabalho	33
2 MODELAGEM	35
2.1 Sistemas de Referência	35
2.2 Equações do Movimento	38
2.3 Forças e Momentos Aerodinâmicos	40
2.4 Modelagem do Artefato	42
2.4.1 Geometria e Inércia	42
2.4.2 Parâmetros Aerodinâmicos	45
2.4.3 Atuadores	59

2.4.4	Sensores	59
2.4.4.1	Sensores Inerciais	60
2.4.4.2	Sistema de Posicionamento por Satélites	62
2.4.4.3	Câmera de Vídeo	64
2.5	Modelagem do Ambiente	65
2.5.1	Modelo Atmosférico	65
2.5.2	Modelo de Vento	65
2.5.2.1	Turbulência	66
2.5.2.2	Rajada	68
3	CONTROLE	70
3.1	Métodos de Otimização Numérica	71
3.1.1	Método Simplex	71
3.1.2	Método SQP	73
3.2	Condições de Equilíbrio Instantâneas	74
3.2.1	Sem Deflexões	74
3.2.2	Com Deflexões	75
3.3	Linearização	77
3.4	Pilotagem	86
3.4.1	Sistema de Aumento de Estabilidade	87
3.4.1.1	Projeto na Condição Central	87
3.4.1.2	Otimização de Ganhos	89
3.4.2	Controlador de Rolamento	93
3.4.2.1	Projeto na Condição Central	95
3.4.2.2	Otimização de Ganhos	98
3.4.3	Seguidores de Aceleração	100

3.4.3.1	Projeto na Condição Central	102
3.4.3.2	Otimização de Ganhos	107
3.4.4	Limites de Manobrabilidade	109
3.4.4.1	Fase de Navegação	110
3.4.4.2	Fase Terminal	112
3.5	Guiamento	114
3.5.1	Fases de Voo	114
3.5.2	Leis de Guiamento	117
3.5.3	Perseguição de Velocidade	119
3.5.3.1	Fase de Navegação	119
3.5.3.2	Fase Terminal	121
3.5.4	Cálculo dos Erros	122
3.5.4.1	Fase Terminal - Configurações 1 e 2	122
3.5.4.2	Fase Terminal - Configurações 3 e 4	123
3.5.4.3	Fase de Navegação	125
4	SIMULADOR DE VOO	126
4.1	Matrizes de Câmera	126
4.1.1	Matriz Intrínseca	127
4.1.2	Matriz Extrínseca	128
4.2	Criação do Ambiente	129
4.3	Visualizador de Atitude	132
4.4	Interface com Simulação Dinâmica	134
5	ANÁLISE DA IMAGEM	137
5.1	SIFT	139
5.1.1	Detecção de Extremos	140

5.1.2	Seleção de Feições	146
5.1.3	Definição da Orientação	149
5.1.4	Cálculo do Descritor	150
5.2	Correspondência entre Feições	154
5.2.1	<i>K-d Tree</i>	154
5.2.2	Best Bin First	157
5.2.3	Dois Vizinhos Mais Próximos	158
5.3	Localização do Alvo	159
5.3.1	RANSAC	159
6	RESULTADOS	164
6.1	Casos Típicos	164
6.1.1	Configuração 1	166
6.1.2	Configuração 2	171
6.1.3	Configuração 3	174
6.1.4	Configuração 4	176
6.2	Alcance Máximo	179
6.3	Simulação Monte Carlo	182
6.3.1	Configuração 1	184
6.3.2	Configuração 2	186
6.3.3	Configuração 3	189
6.3.4	Configuração 4	192
6.3.5	Comparação dos Resultados	195
6.3.6	Análise das Imagens	196
7	CONCLUSÃO	201
7.1	Conclusões Gerais	201

7.2	Trabalhos Futuros	205
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	207
	APÊNDICE A – ARQUIVO DE ENTRADA DO MISSILE DATCOM	212

Lista de Figuras

FIGURA 2.1 – Sistemas de referência inercial, do corpo e ângulos de Euler (SIOURIS, 2004).	37
FIGURA 2.2 – Sistemas de referência do vento, do corpo, ângulos de ataque e derapagem (SIOURIS, 2004).	38
FIGURA 2.3 – GBU-16 - Módulo Paveway II equipando Mk-83 (FAS. . . , 2009).	42
FIGURA 2.4 – Geometria do modelo desenvolvido neste trabalho.	43
FIGURA 2.5 – Orientação dos <i>canards</i> e comandos do tipo profundor, leme e aileron.	45
FIGURA 2.6 – Alguns valores de coeficientes variando com altitude e α	47
FIGURA 2.7 – Alguns valores de derivadas dinâmicas variando com altitude e α	47
FIGURA 2.8 – Curvas C_D por $Mach$, C_L por α , c_m por α e $\frac{C_L}{C_D}$ por α	50
FIGURA 2.9 – Variação dos coeficientes com entradas de controle, dados $\alpha = \beta = 0$ e $Mach = 0,8$	51
FIGURA 2.10 – Variação dos coeficientes (cima) e derivadas dinâmicas (baixo) com α , dado $Mach = 0,8$; e com $Mach$, dado $\alpha = 5^\circ$	51
FIGURA 2.11 – Variação dos coeficientes com α e β , dado $Mach = 0,8$	52
FIGURA 2.12 – Variação dos coeficientes com α e β ($Mach = 0,8$); com α e $Mach$ ($\beta = 0$); e com β e $Mach$ ($\alpha = 0$).	52
FIGURA 2.13 – Variação dos coeficientes com α e $Mach$ ($\beta = 0$); e com β e $Mach$ ($\alpha = 0$).	53
FIGURA 2.14 – Variação das derivadas dinâmicas com α e β , dado $Mach = 0,8$	53

FIGURA 2.15 – Variação das derivadas dinâmicas com α e β ($Mach = 0,8$); com α e $Mach$ ($\beta=0$); e com β e $Mach$ ($\alpha=0$).	54
FIGURA 2.16 – Variação das derivadas dinâmicas com α e $Mach$ ($\beta=0$); e com β e $Mach$ ($\alpha=0$).	54
FIGURA 2.17 – Variação nos coeficientes com α e δ_2 ($\beta = 0, Mach = 0,8$); e com β e δ_2 ($\alpha = 0, Mach = 0,8$).	55
FIGURA 2.18 – Variação nos coeficientes com α e δ_2 ($\beta = 0, Mach = 0,8$); com β e δ_2 ($\alpha = 0, Mach = 0,8$); e com $Mach$ e δ_2 ($\alpha = 0$ e $\beta = 0$).	55
FIGURA 2.19 – Variação nos coeficientes com $Mach$ e δ_2 ($\alpha = 0$ e $\beta = 0$).	56
FIGURA 2.20 – Implementação do sistema de navegação inercial.	63
FIGURA 3.1 – Exemplos de operações do método Simplex (LAGARIAS <i>et al.</i> , 1996): (1) reflexão; (2) expansão; (3) contração para o exterior; (4) contração para o interior; e (5) encolhimento.	73
FIGURA 3.2 – q e α de equilíbrio sem deflexões.	75
FIGURA 3.3 – α e δ_p para manter C_L/C_D máximo e q nesta condição.	76
FIGURA 3.4 – Valores de δ_p trimados para manter diferentes α .	78
FIGURA 3.5 – Respostas em malha aberta para entrada <i>doublet</i> de 3º do tipo profundor.	81
FIGURA 3.6 – Respostas em malha aberta para entrada <i>doublet</i> de 3º do tipo leme.	82
FIGURA 3.7 – Respostas em malha aberta para entrada <i>doublet</i> de 3º do tipo aileron.	82
FIGURA 3.8 – Polos de malha aberta do sistema.	85
FIGURA 3.9 – Diagrama do sistema de aumento de estabilidade.	88
FIGURA 3.10 – Lugar das raízes para o SAS.	89
FIGURA 3.11 – Curvas de Bode para o SAS.	90
FIGURA 3.12 – Comparação de respostas a entradas degrau de profundor.	90
FIGURA 3.13 – Ganhos do SAS e valor do requisito em todo o envelope.	92

FIGURA 3.14 – Respostas do modelo não-linear com o SAS em diversas condições de voo.	93
FIGURA 3.15 – Diagrama do sistema de controle de rolamento.	95
FIGURA 3.16 – Lugar das raízes do rolamento com compensador.	96
FIGURA 3.17 – Diagramas de Bode do rolamento com compensador.	97
FIGURA 3.18 – Resposta em rolamento com e sem compensador.	98
FIGURA 3.19 – Ganhos e tempos de subida obtidos para o controlador de rolamento.	99
FIGURA 3.20 – Respostas do modelo não-linear com o controlador de rolamento em diversas condições de voo.	100
FIGURA 3.21 – Diagrama do seguidor de aceleração vertical.	102
FIGURA 3.22 – Lugar das raízes para a aceleração, sem compensador (esquerda) e com os polos conhecidos do compensador (direita).	104
FIGURA 3.23 – Lugar das raízes para a aceleração com o compensador.	106
FIGURA 3.24 – Diagramas de Bode e comparação das respostas com o seguidor de aceleração.	107
FIGURA 3.25 – Ganhos obtidos e t_s para o seguidor de aceleração em todo o envelope.	109
FIGURA 3.26 – Respostas do modelo não-linear com o seguidor de aceleração em diversas condições de voo.	110
FIGURA 3.27 – Limite de manobrabilidade lateral na fase de navegação.	112
FIGURA 3.28 – Limite de manobrabilidade vertical na fase terminal.	114
FIGURA 3.29 – Diagrama de estados das fases de voo.	117
FIGURA 3.30 – Diagrama de blocos do guiamento na fase de navegação.	121
FIGURA 3.31 – Cálculo do azimute e elevação nas configurações 1 e 2.	123
FIGURA 3.32 – Cálculo do erro lateral na fase de navegação.	125
FIGURA 4.1 – União de imagens do solo em diferentes resoluções (ESTEVES, 2008).	130
FIGURA 4.2 – Imagem do céu utilizada como textura (ESTEVES, 2008).	131

FIGURA 4.3 – Exemplo de imagem gerada pela câmera simulada.	132
FIGURA 4.4 – Exemplo de imagem gerada pelo visualizador de atitude.	133
FIGURA 4.5 – Diagrama do fluxo de dados entre os simuladores.	136
FIGURA 5.1 – Primeira oitava do espaço de escalas. Intervalos crescem de cima para baixo e da esquerda para a direita.	141
FIGURA 5.2 – Demais oitavas do espaço de escalas. Oitavas crescem da esquerda para a direita, intervalos crescem de cima para baixo.	142
FIGURA 5.3 – Diferença de gaussianas para a primeira oitava, com histogramas equalizados para visualização.	144
FIGURA 5.4 – Diferença de gaussianas para demais oitavas, com histogramas equalizados para visualização.	145
FIGURA 5.5 – Candidatos a feições para a primeira oitava.	147
FIGURA 5.6 – Candidatos a feições para as demais oitavas.	148
FIGURA 5.7 – Feições selecionadas e suas orientações para a primeira oitava. . . .	151
FIGURA 5.8 – Feições selecionadas e suas orientações para as demais oitavas. . . .	152
FIGURA 5.9 – Exemplo de descritor SIFT (LOWE, 2004)	153
FIGURA 5.10 – Exemplo de construção de <i>k-d tree</i> . (WIKIPEDIA, 2010a).	156
FIGURA 5.11 – Exemplo de busca em <i>k-d tree</i> utilizando BBF (BEIS; LOWE, 1997). 158	
FIGURA 5.12 – Exemplo de aplicação do RANSAC. (WIKIPEDIA, 2010b).	161
FIGURA 5.13 – Correspondências entre feições e localização obtida do alvo.	163
FIGURA 6.1 – Perfil de vento e turbulência para as simulações de casos típicos. . . .	165
FIGURA 6.2 – Trajetória, posição e velocidade no lançamento típico para a configuração 1.	167
FIGURA 6.3 – Ângulos de Euler e velocidades angulares no lançamento típico para a configuração 1.	168

FIGURA 6.4 – Acelerações e desvios angulares no lançamento típico para a configuração 1.	169
FIGURA 6.5 – Deflexões nos atuadores no lançamento típico para a configuração 1.	170
FIGURA 6.6 – Trajetória, posição e velocidade no lançamento típico para a configuração 2.	171
FIGURA 6.7 – Ângulos de Euler e velocidades angulares no lançamento típico para a configuração 2.	172
FIGURA 6.8 – Acelerações e desvios angulares no lançamento típico para a configuração 2.	173
FIGURA 6.9 – Deflexões nos atuadores no lançamento típico para a configuração 2.	173
FIGURA 6.10 – Trajetória, posição e velocidade no lançamento típico para a configuração 3.	174
FIGURA 6.11 – Ângulos de Euler e velocidades angulares no lançamento típico para a configuração 3.	175
FIGURA 6.12 – Acelerações e desvios angulares no lançamento típico para a configuração 3.	176
FIGURA 6.13 – Deflexões nos atuadores no lançamento típico para a configuração 3.	177
FIGURA 6.14 – Trajetória, posição e velocidade no lançamento típico para a configuração 4.	178
FIGURA 6.15 – Ângulos de Euler e velocidades angulares no lançamento típico para a configuração 4.	178
FIGURA 6.16 – Acelerações e desvios angulares no lançamento típico para a configuração 4.	179
FIGURA 6.17 – Deflexões nos atuadores no lançamento típico para a configuração 4.	180
FIGURA 6.18 – Alcance máximo teórico dadas as condições de lançamento.	181
FIGURA 6.19 – Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 1.	184
FIGURA 6.20 – Distribuição de valores terminais para a configuração 1.	185
FIGURA 6.21 – Distribuição dos erros terminais para a configuração 1.	186

FIGURA 6.22 – Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 2.	187
FIGURA 6.23 – Distribuição de valores terminais para a configuração 2.	188
FIGURA 6.24 – Distribuição dos erros terminais para a configuração 2.	188
FIGURA 6.25 – Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 3.	189
FIGURA 6.26 – <i>Zoom</i> na Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 3. .	191
FIGURA 6.27 – Distribuição de valores terminais para a configuração 3.	191
FIGURA 6.28 – Distribuição dos erros terminais para a configuração 3.	192
FIGURA 6.29 – Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 4.	193
FIGURA 6.30 – Distribuição de valores terminais para a configuração 4.	194
FIGURA 6.31 – Distribuição dos erros terminais para a configuração 4.	194
FIGURA 6.32 – Número médio de feições e correspondências encontradas e porcentagem de alvos retornados pelo tempo.	197
FIGURA 6.33 – Histogramas de erro e tempos de processamento para a análise da imagem.	199

Lista de Tabelas

TABELA 2.1 – Massa, momentos de inércia e geometria	44
TABELA 2.2 – Deflexões nos <i>canards</i> para cada tipo de entrada	45
TABELA 2.3 – Domínio de levantamento dos parâmetros aerodinâmicos	48
TABELA 2.4 – Parâmetros dos SNI I	62
TABELA 2.5 – Parâmetros dos SNI II	62
TABELA 3.1 – Variação de frequências e coeficiente de amortecimento dos modos naturais	85
TABELA 3.2 – Controladores ativos em cada fase de voo	117
TABELA 6.1 – Comparação de resultados das simulações Monte Carlo	195

Lista de Abreviaturas e Siglas

AASM	<i>Armament Air-Sol Modulaire</i>
BBF	<i>Best Bin First</i>
CAS	<i>Control Augmentation System</i>
CEP	<i>Circular Error Probable</i>
CG	Centro de Gravidade
DSMAC	<i>Digital Scene Matching Area Correlator</i>
ECP	Erro Circular Provável
FPGA	<i>Field-Programmable Gate Array</i>
GBU	<i>Guided Bomb Unit</i>
GLU	<i>OpenGL Utility Library</i>
GLUT	<i>OpenGL Utility Toolkit</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
JDAM	<i>Joint Direct Attack Munition</i>
OpenGL	<i>Open Graphics Library</i>
OTAN	Organização do Tratado do Atlântico Norte
PI	Proporcional-Integral (Controlador)
PID	Proporcional-Integral-Derivativo (Controlador)
RANSAC	<i>Random Sample Consensus</i>

rms	<i>Root Mean Square</i>
SAS	<i>Stability Augmentation System</i>
SIFT	<i>Scale Invariant Feature Transform</i>
SNI	Sistema de Navegação Inercial
SQP	<i>Sequential Quadratic Programming</i>
SURF	<i>Speeded-Up Robust Features</i>
UDP	<i>User Datagram Protocol</i>
VANT	Veículo Aéreo Não-Tripulado

Lista de Símbolos

$[a_x, a_y, a_z] = [Ac_x, Ac_y, Ac_z]$	acelerações no referencial do corpo
$[A_x, A_y, A_z]$	sistema de coordenadas do vento
b	envergadura das empenas
$[c_l, c_m, c_n]$	coeficientes aerodinâmicos de momento no referencial do corpo
$[c_x, c_y, c_z]$	coeficientes aerodinâmicos de força no sistema do corpo
$[c_{xq}, c_{yr}, c_{zq}, c_{lp}, c_{mq}, c_{nr}]$	derivadas de estabilidade dinâmica
C_D	coeficiente de arrasto
C_L	coeficiente de sustentação
$[d_{cx}, d_{cy}, d_{cz}, d_{cl}, d_{cm}, d_{cn}]$	variação dos coeficientes aerodinâmicos com a deflexão de um <i>canard</i>
d_f	distância de passagem
d_m	comprimento da rajada de vento em uma dimensão
d_x	erro na medida de posição
D	operador diferença de gaussianas
f	distância focal da câmera
ft	pés
$[F_x, F_y, F_z]$	forças externas no sistema do corpo
g	aceleração da gravidade
$G(x, y, \sigma)$	filtro gaussiano bidimensional

h	altitude ($h = -z$)
$[h_x, h_y]$	dimensões físicas de um pixel
H	matriz representando uma homografia
H_k	matriz hessiana
$I(x, y)$	imagem
$[I_x, I_y, I_z]$	momentos de inércia em relação aos eixos do corpo
lb	libras
l_{ref}	comprimento de referência
$L(x, y, \sigma)$	espaço de escalas de uma imagem
$L(x, \lambda)$	função de Lagrange
$[L, M, N]$	torques externos no sistema do corpo
$[L_u, L_v, L_w]$	comprimentos de referência para turbulência em cada direção
m	massa do artefato
M	número de Mach
M_{EB}	matriz de transformação de coordenadas do referencial inercial para o referencial do corpo
M_{ext}	matriz extrínseca de câmera
M_{int}	matriz intrínseca de câmera
nm	milhas náuticas
$[o_x, o_y]$	translação entre o referencial da imagem e o da câmera
$[p, q, r]$	velocidades angulares de rolamento, arfagem e guinada
p_{MSL}	pressão estática ao nível do mar
\bar{q}	pressão dinâmica
\vec{r}	linha de visada no referencial inercial

$\vec{r}_b = [r_{bx}, r_{by}, r_{bz}]$	linha de visada no referencial do corpo
R_{bc}	matriz de rotação entre o referencial do corpo e o da câmera
R_{ec}	matriz de rotação entre o referencial inercial e o da câmera
R	constante universal dos gases
S_{ref}	área de referência
t	tempo de voo
T	temperatura
T_{ec}	matriz de translação entre o referencial inercial e o da câmera
T_{MSL}	temperatura ao nível do mar
\vec{v}_a	velocidade aerodinâmica no referencial inercial
$\vec{v}_b = [u, v, w]$	velocidade inercial no referencial do corpo
$\vec{v}_e = [v_{ex}, v_{ey}, v_{ez}]$	velocidade inercial no referencial inercial
V_f	módulo da velocidade de impacto
V_m	intensidade da rajada de vento em uma dimensão
V_T	módulo da velocidade aerodinâmica
W_{20ft}	intensidade do vento na altitude de 20 ft.
\vec{x}_a	posição inercial do alvo
$\vec{x}_b = [1, 0, 0]$	eixo X_b no referencial do corpo
$(\vec{x}_b)_e$	eixo X_b no referencial inercial
x_{cg}	posição do centro de massa a partir do nariz do artefato
$\vec{x}_e = [x, y, z]$	posição inercial
x_m	distância percorrida na direção da rajada de vento em uma dimensão
\vec{X}	vetor de estados

$[X_b, Y_b, Z_b]$	sistema de coordenadas do corpo
$[X_c, Y_c, Z_c]$	sistema de coordenadas da câmera
$[X_e, Y_e, Z_e]$	sistema de coordenadas inercial
$[X_i, Y_i]$	sistema de coordenadas da imagem
α	ângulo de ataque
β	ângulo de derrapagem
$[\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4]$	deflexões nos <i>canards</i>
$[\delta_a, \delta_l, \delta_p]$	comandos do tipo <i>aileron</i> , leme e profundor
δ_V	erro na medida de velocidade linear
$[\delta_\phi, \delta_\theta, \delta_\psi]$	erros nas medidas de ângulos de Euler
$[\Delta_{cx}, \Delta_{cy}, \Delta_{cz}, \Delta_{cl}, \Delta_{cm}, \Delta_{cn}]$	variação dos coeficientes aerodinâmicos com deflexões em todos os <i>canards</i>
$[\phi, \theta, \psi]$	ângulos de rolamento, arfagem e guinada
$[\Phi_u, \Phi_v, \Phi_w, \Phi_p, \Phi_q, \Phi_r]$	densidades espectrais da turbulência
ρ	massa específica do ar
$[\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w]$	intensidades de turbulência em cada direção
θ_f	ângulo de arfagem de impacto
Ω	frequência espacial do campo de turbulência

1 Introdução

1.1 Motivação

Há um grande número de aplicações para veículos aéreos autônomos, tanto militares quanto civis. Boa parte dessas aplicações exige que o veículo seja capaz de navegar com acurácia até sua posição final. Esta necessidade motiva o desenvolvimento de métodos de guiamento mais precisos.

O emprego de bombas não guiadas em ataques aéreos ao solo apresenta baixa acurácia, exigindo grande número de lançamentos para cumprir uma determinada missão, gerando desperdício de recursos, efeitos colaterais e aumentando o risco para as aeronaves lançadoras. Segundo [Hallion \(1995\)](#), na Segunda Guerra Mundial (1939-1945) o lançamento de uma bomba de 2.000 lb a média altitude apresentava um erro circular provável (ECP), que é o raio do círculo onde são esperados 50% dos pontos de impacto, de cerca de 3.300 ft. Na guerra da Coréia (1950-1953), com o aperfeiçoamento dos sistemas de tiro das aeronaves, o ECP caiu para cerca de 1.000 ft. Já no final da guerra do Vietnã (1959-1975), o ECP para as mesmas condições era cerca de 400 ft. Ainda com um ECP de 400 ft, para atingir um alvo de 60×100 ft com probabilidade de 90%, o número esperado de bombas lançadas é 176. Evidentemente este número é bastante alto para atingir

um alvo relativamente grande e isto motivou a pesquisa e desenvolvimento de bombas guiadas.

Na década de 1960 começou o desenvolvimento do guiamento a *laser* nos Estados Unidos da América, que utiliza um receptor capaz de captar a reflexão de um feixe *laser* iluminando o alvo. Segundo [Goebel \(2008b\)](#), em 1966 já estavam desenvolvidos os primeiros módulos de guiamento a *laser* para as bombas de fins gerais americanas (família *Paveway*) e dezenas de milhares destas bombas guiadas foram lançadas no Vietnã, com taxa de acerto de cerca de 50% e um erro médio de 23 ft. A grande desvantagem do guiamento a *laser* é a necessidade de um feixe *laser* apontando para o alvo durante toda a trajetória terminal do artefato, que aumenta o risco da missão pela necessidade de manter uma aeronave ou tropa em solo com o *pod* iluminador. Além disso, esse tipo de guiamento apresenta um alto custo e é sensível a condições climáticas adversas, poeira e fumaça que dificultam a propagação do *laser*.

Na mesma época do desenvolvimento do guiamento a *laser*, foram desenvolvidos os primeiros armamentos com guiamento eletro-óptico baseado em imagens no espectro visível ou infravermelho, com transmissão de imagens por radio-frequência para um operador externo realizar a localização o alvo manualmente. Tais sistemas utilizavam um rudimentar processamento de sinais eletro-ópticos, necessitavam de imagens de alto contraste para funcionar satisfatoriamente e frequentemente não eram capazes de localizar o alvo. No entanto, quando o alvo era localizado, o erro era de apenas poucos metros.

Ainda segundo [Goebel \(2008b\)](#), no início da década de 1990 a constelação de satélites do sistema de posicionamento global (GPS) americano estava completa, permitindo que receptores GPS determinassem suas localizações com acurácia de poucas dezenas de metros. Tal equipamento passou a possibilitar o desenvolvimento de armamento capaz

de navegar até as coordenadas do alvo de forma autônoma, mas não tornou obsoletos os sistemas de guiamento a *laser* e eletro-ópticos, que apresentam maior acurácia e permitem o ataque a alvos em movimento. O guiamento com GPS não dispensa a utilização de sistemas de navegação inercial (SNI), pois o sinal GPS pode ser perdido ou sofrer interferências. Como exemplo de guiamento com GPS/SNI pode-se citar o módulo de guiamento americano JDAM (*Joint Direct Attack Munition*), que apresenta um ECP nominal de 13 ft, teve sua produção iniciada em 1998 e foi utilizado em combate na campanha da OTAN (Organização do Tratado do Atlântico Norte) no Kosovo em 1999, no Afeganistão em 2001 e no Iraque em 2003. As principais desvantagens do guiamento com GPS/SNI são a necessidade de comunicação com satélites imposta pelo GPS, que depende da disponibilidade dos satélites e pode sofrer interferência natural ou artificial; e o erro cumulativo no tempo apresentado pelos SNI utilizados na falta do GPS, cujo custo cresce exponencialmente com a acurácia.

Mais recentemente estudos vem sendo realizados para aumentar a precisão do sistema JDAM, com a utilização de imageamento infravermelho com reconhecimento automático de alvos no guiamento terminal, com o objetivo de atingir um ECP de 3 m (10 ft) (GOEBEL, 2008b). Também nesta linha existe o francês AASM (*Armament Air-Sol Modulaire*), que pode utilizar tanto guiamento com GPS/SNI quanto com SNI e imageamento infravermelho terminal, capaz de receber uma imagem infravermelha do alvo antes do lançamento localizá-lo nas imagens obtidas em voo. Tal sistema foi utilizado em combate no Afeganistão em 2008. Existem ainda sistemas semelhantes na Rússia (UPAB-1500), China (LS-6), Índia (ER-PGM) e Japão (GCS-1), porém com menos informações disponíveis.

Um armamento convencional (não nuclear) realmente efetivo requer precisão que só é alcançada utilizando alguma forma de guiamento óptico na fase terminal de voo, como

por exemplo o método de registro de imagens DSMAC (*Digital Scene Matching Area Correlator*), utilizado no míssil de cruzeiro americano *BGM-109 Tomahawk* (FAS, 2008). Segundo Goebel (2008a), o míssil de cruzeiro russo *Kh-101* utiliza registro de imagens no guiamento terminal, bem como o míssil de cruzeiro chinês *Hong Niao-1*.

A utilização de imageamento infravermelho ou visível na fase terminal de voo com reconhecimento automático da localização do alvo na imagem permite um guiamento extremamente preciso e autônomo, visto que não necessita de comunicação com satélites ou com aeronave lançadora, de iluminação do alvo por *laser* e nem da designação manual do alvo por operador externo. Entre as desvantagens pode-se citar o grande poder computacional exigido para a análise de imagens e a possível sensibilidade a condições adversas de visibilidade e iluminação. No entanto, como verificado pela sua utilização nos sistemas de armas mais modernos do mundo, este tipo de guiamento é plausível e deve ser estudado.

É sob esta perspectiva que este trabalho é realizado. Espera-se que o desenvolvimento de módulo de guiamento visual para bombas de fins gerais, juntamente com superfícies aerodinâmicas para estender o alcance, permita o lançamento de maiores distâncias e mais precisos, minimizando o risco às aeronaves lançadoras, diminuindo o número de missões, evitando o desperdício de recursos e minimizando efeitos colaterais.

Neste trabalho, é realizada a modelagem em seis graus de liberdade de uma bomba guiada e projetado seu sistema de controle. Um sistema de navegação visual é implementado e simulações Monte Carlo são realizadas avaliando a acurácia de diferentes configurações de sensores, incluindo sistemas de navegação inercial de diferentes características, sistema de posicionamento global (GPS) e o sistema de navegação visual.

1.2 Revisão Bibliográfica

Há um número razoável de artigos e livros na literatura que apresentam a modelagem e controle de mísseis e veículos aéreos não tripulados, mas pouco se encontra em relação a bombas. Além disso, não são encontrados trabalhos que abordam também a modelagem dos sensores e das perturbações atmosféricas, verificando sua influência na acurácia do sistema. Também não são encontrados trabalhos combinando o modelo completo de um artefato como o estudado com um sistema de navegação visual.

[Schmaedecke \(2005\)](#) apresenta a modelagem e controle em três graus de liberdade de uma bomba convencional com guiamento utilizando GPS/SNI e com pequenas asas inseridas no corpo para aumento do alcance, mas não aborda a modelagem dos sensores e sua influência na acurácia do armamento. [Coelho \(2007\)](#) apresenta a modelagem com seis graus de liberdade e controle de um míssil anti-navio e realiza simulação *hardware-in-the-loop* com sensores reais, porém com o objetivo de avaliar o sistema de controle e não a acurácia do armamento. [Li, Wang e Wang \(2008\)](#) apresentam a simulação *hardware-in-the-loop* de uma bomba guiada a GPS/SNI, utilizando sensores reais, porém não avalia a influência de diferentes combinações de sensores na acurácia do sistema. [Phillips et al. \(2001\)](#) utiliza simulação dos erros dos sensores para avaliar a área de segurança no lançamento de foguetes.

Há um grande número de trabalhos recentes envolvendo técnicas de registro de imagens e guiamento visual de veículos aéreos autônomos. Registrar imagens consiste em encontrar a ocorrência de uma imagem dentro de outra, ou alinhar imagens obtidas de diferentes pontos de visada. Um tipo de problema que se assemelha ao estudado neste trabalho é o pouso de veículos aéreos não tripulados (VANT) e existem alguns artigos na

literatura utilizando visão computacional para resolvê-lo. A maior parte das informações relativas à aplicação de análise de imagens no guiamento terminal de artefatos bélicos é de caráter confidencial e encontram-se muito poucos trabalhos na literatura endereçando esta aplicação específica.

[Schrage *et al.* \(2008\)](#) apresenta um método utilizando contornos ativos para realizar a segmentação e registro de imagens de satélite de diferentes escalas e sujeitas a translações, mas não aborda a ocorrência de rotações e projeções. [Schulz e Vorsmann \(2007\)](#) utilizam um marcador artificial em solo que deve ser reconhecido pela câmera de um pequeno veículo aéreo não tripulado, de modo a auxiliar na fase de pouso do veículo. A câmera aponta sempre para o solo, minimizando os efeitos projetivos. [Conte *et al.* \(2008\)](#) utiliza um veículo aéreo não tripulado de pequenas dimensões para localizar um alvo em solo. O veículo utiliza uma câmera apontando em uma direção perpendicular ao solo, minimizando os efeitos projetivos e facilitando o registro de imagens, que é realizado através da correlação entre as bordas das imagens capturadas em voo e a imagem de referência. As bordas são obtidas através do filtro de Sobel. [Hyun \(2005\)](#) apresenta um sistema de navegação auxiliado por visão para as fases de aproximação e pouso de um veículo aéreo. O processamento de imagens consiste no registro das imagens capturadas durante o voo com as imagens de referência, utilizando uma forma acelerada de correlação. [Proctor e Johnson \(2004\)](#) desenvolvem um planador controlado somente por meio da análise das imagens de sua câmera, porém o sistema de análise da imagem é projetado apenas para encontrar janelas e fazer o planador passar por elas, não sendo possível reconhecer ou voar até um alvo qualquer. [He *et al.* \(2007\)](#) apresenta uma técnica baseada na transformada de Fourier-Mellin capaz de realizar o registro de imagens de forma invariante à rotação, escala e translação e sugere sua aplicação no guiamento terminal de armamento aéreo de

precisão, mas não mostra resultados aplicados a um modelo completo de armamento. Esse artigo apresenta hipóteses semelhantes às deste trabalho, porém utiliza uma abordagem completamente diferente procurando atingir os mesmos objetivos.

É sabido que a utilização de técnicas de correlação cruzada e variações para realizar o registro de imagens é bastante sensível a ruído, mudanças em condições de iluminação, oclusão e mudanças no ponto de visada. Em um tipo de aplicação como a proposta neste trabalho, não é possível a utilização de marcadores artificiais sobre o alvo e não é possível a utilização de uma câmera perpendicular ao solo, pois é necessário que o alvo esteja visível o maior tempo possível durante o guiamento terminal para que a distância de passagem seja a menor possível. Deste modo, deve ser utilizado um método capaz de extrair feições distintas das imagens e que seja capaz de encontrar correspondências entre as feições obtidas em imagens de diferentes pontos de visada. Neste trabalho, é utilizado o método SIFT (*Scale Invariant Feature Transform*) para encontrar e descrever feições em imagens, proposto por [Lowe \(2004\)](#).

1.3 Objetivos

Os objetivos deste trabalho são:

- desenvolver o modelo não-linear com seis graus de liberdade de um sistema aéreo autônomo não propulsado, englobando suas características de massa e inércia, suas derivadas de estabilidade estáticas e dinâmicas variando com a velocidade, ângulo de ataque e derrapagem e deflexões nas superfícies de controle;

- modelar diferentes configurações de sensores para o artefato, envolvendo sistemas de navegação inercial, sistemas de posicionamento global e câmera de vídeo; e modelar condições atmosféricas como rajadas de vento e turbulência;
- projetar um sistema de controle para o modelo desenvolvido, procurando manter os mesmos requisitos de desempenho em todo o envelope de voo e definir as fases de voo necessárias para garantir um grande alcance e o guiamento preciso até o alvo;
- desenvolver um simulador de voo capaz de gerar imagens obtidas por uma câmera embarcada no artefato, bem como imagens do próprio artefato, sua atitude e velocidade durante a trajetória; e
- implementar um método de análise das imagens obtidas pela câmera, capaz de realizar o registro das imagens da câmera com imagens ortogonais de satélite, possibilitando a localização do alvo na imagem da câmera e o cálculo dos erros em azimuth e elevação do alvo em relação ao vetor velocidade do artefato, realimentando o sistema de controle de forma a levar o artefato ao alvo.

1.4 Organização do Trabalho

No capítulo 2 apresenta-se a modelagem dinâmica e aerodinâmica do artefato estudado, bem como os modelos de sensores, atmosférico, de vento e turbulência. No capítulo 3 é desenvolvido o sistema de controle do artefato, incluindo pilotagem e guiamento. No capítulo 4 é apresentado o simulador de voo. No capítulo 5 desenvolve-se o método de análise das imagens geradas pelo simulador de voo, permitindo a obtenção dos erros que realimentam o sistema de controle. No capítulo 6 são exibidos os resultados obtidos das si-

mulações realizadas e no capítulo 7 apresentam-se as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

2 Modelagem

Este capítulo trata da modelagem do artefato estudado e do ambiente. Inicialmente definem-se os sistemas de referência, depois são apresentadas as equações de movimento em seis graus de liberdade e as equações relativas à aerodinâmica. Na sequência são apresentadas a definição da geometria e características de inércia do artefato, a obtenção dos parâmetros aerodinâmicos, a modelagem de sensores e atuadores. Finalmente são apresentados os modelos atmosféricos e de vento utilizados. O modelo é implementado em MATLAB/Simulink.

2.1 Sistemas de Referência

No estudo da mecânica do voo de um corpo rígido, são utilizados três sistemas de referência principais, a saber:

- Sistema Inercial: Este sistema é fixo com origem na superfície da Terra, o eixo X_e aponta para a direção Norte, o eixo Y_e para Leste e o eixo Z_e para o centro da Terra.
- Sistema do Corpo: Este sistema tem origem no centro de gravidade (CG) do artefato, o eixo X_b acompanha o eixo principal do corpo, e, em voo reto e nivelado, o eixo Y_b aponta para a direita e o eixo Z_b para baixo, dada uma vista traseira do artefato.

- Sistema do Vento: Este sistema também tem origem no CG do corpo e é obtido através de rotações idênticas dos três eixos sistema do corpo, que façam com que o eixo X_b se alinhe com a direção do vento relativo.

Na seção 2.2 serão apresentadas as equações de movimento, que são obtidas com base nas forças e momentos atuantes no sistema do corpo. Desta forma, frequentemente é necessário transformar coordenadas do sistema inercial para o sistema do corpo, como, por exemplo, para transformar a força peso.

A figura 2.1 mostra o sistema inercial transladado (X_e, Y_e, Z_e) e o sistema do corpo (X_b, Y_b, Z_b) . Os ângulos ϕ , θ e ψ são os ângulos de Euler de rolamento, arfagem e guinada. A transformação de coordenadas de vetores do sistema inercial para o sistema do corpo envolve uma sequência de rotações em guinada, arfagem e rolamento, nesta ordem, e pode ser representada pela matriz (2.1) (STEVENS; LEWIS, 1992), onde $c\alpha$ e $s\alpha$ indicam o cosseno e o seno do ângulo α , respectivamente.

$$M_{EB} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ -c\phi s\psi + s\phi s\theta c\psi & c\phi c\psi + s\phi s\theta s\psi & s\phi c\theta \\ s\phi s\psi + c\phi s\theta c\psi & -s\phi s\psi + c\phi s\theta s\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Na seção 2.3 mostra-se que os coeficientes aerodinâmicos que geram as forças e momentos aerodinâmicos são obtidos com base nos ângulos de ataque α e de derrapagem β , que são os ângulos entre o sistema de referência do vento (A_x, A_y, A_z) e o sistema de referência do corpo (X_b, Y_b, Z_b) . A figura 2.2 mostra os sistemas de referência e os ângulos citados.

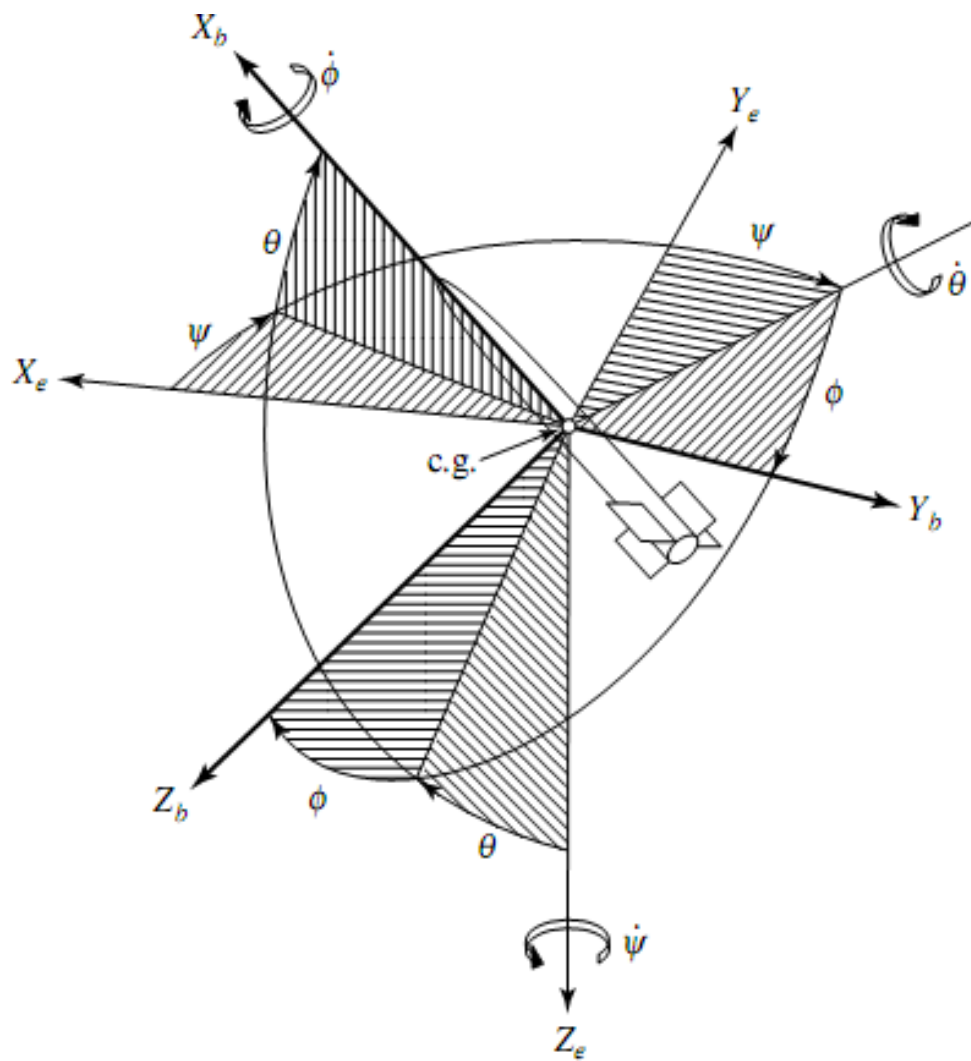


FIGURA 2.1 – Sistemas de referência inercial, do corpo e ângulos de Euler (SIOURIS, 2004).

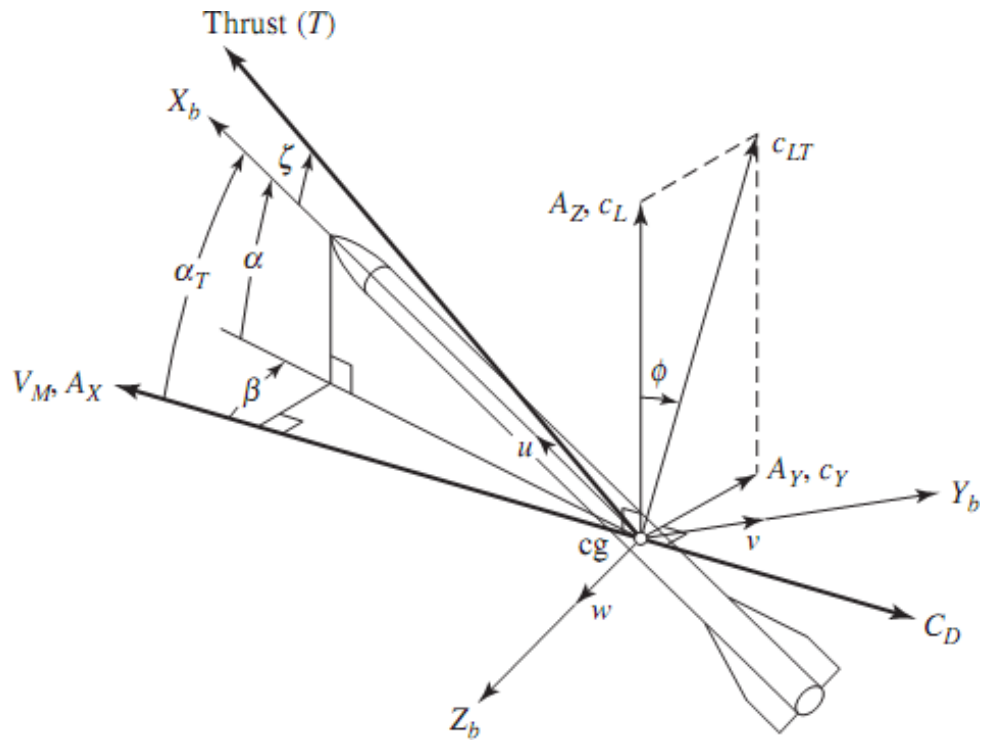


FIGURA 2.2 – Sistemas de referência do vento, do corpo, ângulos de ataque e derrapagem (SIOURIS, 2004).

2.2 Equações do Movimento

As equações do movimento são deduzidas no sistema de referência do corpo, pois sua escrita é muito mais simples neste referencial em comparação com o referencial inercial (ETKIN; REID, 1996).

São necessárias 12 variáveis de estado para representar completamente a dinâmica do artefato. O vetor $\vec{X} = [u, v, w, \phi, \theta, \psi, p, q, r, x, y, h]$ representa os estados, onde $[u, v, w]$ são as velocidades lineares no sistema do corpo, $[p, q, r]$ são as velocidades angulares no sistema do corpo e $[x, y, h]$ representa a posição no referencial inercial, onde $h = -z$. O vetor $\vec{X} = [V_T, \alpha, \beta, \phi, \theta, \psi, p, q, r, x, y, h]$ também pode ser utilizado como vetor de estados, sendo V_T a velocidade aerodinâmica do corpo (ou velocidade do vento relativo) e dado que existe uma relação única entre $[u, v, w]$ e $[V_T, \alpha, \beta]$ (considerando $u \geq 0$).

As equações diferenciais não-lineares para estes 12 estados são apresentadas em [Stevens e Lewis \(1992\)](#). As equações são apresentadas para uma aeronave que possui apenas um plano de simetria e podem ser simplificadas para um artefato com dois planos de simetria, como é o caso do objeto de estudo deste trabalho. Os momentos de inércia I_y e I_z são iguais devido à simetria e portanto o produto de inércia cruzado I_{xz} é nulo, a massa do artefato é m e as equações simplificadas são enumeradas de (2.2) a (2.13). As forças e momentos externos no sistema de coordenadas do corpo são representados, respectivamente por $[F_x, F_y, F_z]$ e $[L, M, N]$.

$$\dot{u} = r.v - q.w - g.\text{sen}\theta + \frac{F_x}{m} \quad (2.2)$$

$$\dot{v} = -r.u + p.w + g.\text{sen}\phi.\text{cos}\theta + \frac{F_y}{m} \quad (2.3)$$

$$\dot{w} = q.u - p.v + g.\text{cos}\phi.\text{cos}\theta + \frac{F_z}{m} \quad (2.4)$$

$$\dot{\phi} = p + \text{tg}\theta.(q.\text{sen}\phi + r.\text{cos}\phi) \quad (2.5)$$

$$\dot{\theta} = q.\text{cos}\phi - r.\text{sen}\phi \quad (2.6)$$

$$\dot{\psi} = \frac{q.\text{sen}\phi + r.\text{cos}\phi}{\text{cos}\theta} \quad (2.7)$$

$$\dot{p} = \frac{L}{I_x} \quad (2.8)$$

$$\dot{q} = \frac{I_z - I_x}{I_y}.p.r + \frac{M}{I_y} \quad (2.9)$$

$$\dot{r} = \frac{I_x - I_y}{I_z}.p.q + \frac{N}{I_z} \quad (2.10)$$

$$\begin{aligned} \dot{x} = & u.\text{cos}\theta.\text{cos}\psi + v.(-\text{cos}\phi.\text{sen}\psi + \text{sen}\phi.\text{sen}\theta.\text{cos}\psi) + \\ & + w.(\text{sen}\phi.\text{sen}\psi + \text{cos}\phi.\text{sen}\theta.\text{cos}\psi) \end{aligned} \quad (2.11)$$

$$\begin{aligned} \dot{y} = & u.\text{cos}\theta.\text{sen}\psi + v.(\text{cos}\phi.\text{cos}\psi + \text{sen}\phi.\text{sen}\theta.\text{sen}\psi) + \\ & + w.(-\text{sen}\phi.\text{cos}\psi + \text{cos}\phi.\text{sen}\theta.\text{sen}\psi) \end{aligned} \quad (2.12)$$

$$\dot{h} = u.\text{sen}\theta - v.\text{sen}\phi.\text{cos}\theta - w.\text{cos}\phi.\text{cos}\theta \quad (2.13)$$

2.3 Forças e Momentos Aerodinâmicos

Como o sistema estudado não apresenta propulsão, as únicas forças externas atuantes são o peso e as forças aerodinâmicas e os únicos momentos externos são os momentos aerodinâmicos. As forças e momentos aerodinâmicos dependem da pressão dinâmica e dos coeficientes aerodinâmicos, que são adimensionalizados por áreas e comprimentos de referência. A pressão dinâmica é dada por (2.14), onde ρ é a massa específica do ar. Sendo C um coeficiente aerodinâmico de força, a força correspondente é dada por (2.15); e sendo C um coeficiente de momento, o momento é dado por (2.16), onde S_{ref} e l_{ref} são, respectivamente, a área e o comprimento de referência utilizados na adimensionalização.

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_T^2 \quad (2.14)$$

$$F = \bar{q} \cdot S_{ref} \cdot C \quad (2.15)$$

$$M = \bar{q} \cdot S_{ref} \cdot l_{ref} \cdot C \quad (2.16)$$

Os coeficientes necessários para descrever todas as forças e momentos aerodinâmicos atuantes em um corpo em voo são c_x, c_y, c_z, c_l, c_m e c_n . Os três primeiros referem-se às forças no sistema do corpo e os três últimos aos momentos no mesmo sistema de referência. Segundo [Stevens e Lewis \(1992\)](#), o valor dos coeficientes é influenciado pela geometria do corpo, número de Mach, ângulos de ataque e derrapagem (α e β), velocidades angulares (p, q e r), deflexões nas superfícies de controle ($\delta_1, \delta_2, \delta_3$ e δ_4) e variações temporais dos ângulos de ataque e derrapagem ($\dot{\alpha}$ e $\dot{\beta}$).

Segundo [Anderson \(2001\)](#), os coeficientes também são influenciados pelo número de Reynolds, que é função da massa específica e da viscosidade do ar, que variam com a

altitude (vide seção 2.5.1). No entanto, conforme é explicado na seção 2.4.2, a influência da altitude nos coeficientes é desprezada neste trabalho.

Segundo Etkin e Reid (1996), a influência de $\dot{\alpha}$ e $\dot{\beta}$ se deve ao tempo de acomodação da distribuição de pressão no corpo após uma variação de α ou β . A avaliação dessa influência envolve o estudo de escoamento não estacionário e é bastante complexa. Além disso, a influência de $\dot{\alpha}$ e $\dot{\beta}$ é menor que a dos outros fatores e é desprezada neste trabalho.

A influência das velocidades angulares nos coeficientes aerodinâmicos é obtida através das derivadas de estabilidade dinâmicas c_{xq} , c_{yr} , c_{zq} , c_{lp} , c_{mq} e c_{nr} . Estas derivadas surgem devido à diferença entre as velocidades lineares de diferentes posições do corpo durante uma rotação em torno de qualquer eixo. Esta diferença gera ângulos de ataque e derapagem diferentes em diferentes posições do corpo, que, integrados ao longo do corpo, geram forças e momentos resultantes não-nulos. Em geral, o efeito dessas derivadas é de amortecer a rotação, estabilizando o movimento. O valor obtido para c_{xq} em todas as condições é nulo (vide seção 2.4.2), visto que a velocidade de arfagem gera somente forças aerodinâmicas normais ao eixo do corpo. Tal coeficiente é, portanto, desprezado neste trabalho.

Desta forma, os coeficientes aerodinâmicos utilizados neste trabalho para uma determinada condição de voo são gerados pelas equações de (2.17) a (2.22), onde Δ_c indica a variação do coeficiente c dada uma entrada de controle e as condições de voo.

$$c_x = c_x(Mach, \alpha, \beta) + \Delta_{cx}(\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4, Mach, \alpha, \beta) \quad (2.17)$$

$$c_y = c_y(Mach, \alpha, \beta) + \frac{l_{ref} \cdot r}{2 \cdot V_T} \cdot c_{yr}(Mach, \alpha, \beta) + \Delta_{cy}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) \quad (2.18)$$

$$c_z = c_z(Mach, \alpha, \beta) + \frac{l_{ref} \cdot q}{2 \cdot V_T} \cdot c_{zq}(Mach, \alpha, \beta) + \Delta_{cz}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) \quad (2.19)$$

$$c_l = c_l(Mach, \alpha, \beta) + \frac{l_{ref} \cdot p}{2 \cdot V_T} \cdot c_{lp}(Mach, \alpha, \beta) + \Delta_{cl}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) \quad (2.20)$$

$$c_m = c_m(Mach, \alpha, \beta) + \frac{l_{ref} \cdot q}{2 \cdot V_T} \cdot c_{mq}(Mach, \alpha, \beta) + \Delta_{cm}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) \quad (2.21)$$

$$c_n = c_n(Mach, \alpha, \beta) + \frac{l_{ref} \cdot r}{2 \cdot V_T} \cdot c_{nr}(Mach, \alpha, \beta) + \Delta_{cn}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) \quad (2.22)$$

2.4 Modelagem do Artefato

2.4.1 Geometria e Inércia

O artefato estudado tem a geometria baseada em uma bomba de aproximadamente 500 kg como as americanas Mk-83, equipada com um módulo de guiamento laser existente, como os da família *Paveway* ou *Lizard*. A figura 2.3 mostra uma Mk-83 equipada com um módulo *Paveway II*.



FIGURA 2.3 – GBU-16 - Módulo Paveway II equipando Mk-83 (FAS..., 2009).

Para possibilitar a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos com o *software* utilizado para este fim e como nem todas as informações de geometria e inércia dos artefatos semelhantes existentes estão disponíveis, o modelo utilizado neste trabalho é simplificado para um perfil tangente-ogiva truncado, com o final do corpo sendo um tronco de cone. A figura 2.4 mostra a geometria do modelo em escala. Os *canards* e a empenagem são inseridos separadamente somente para visualização de suas dimensões, por isso, em algumas posições aparecem desconectados ou atravessando o corpo. O centro de gravidade aparece marcado com um x.

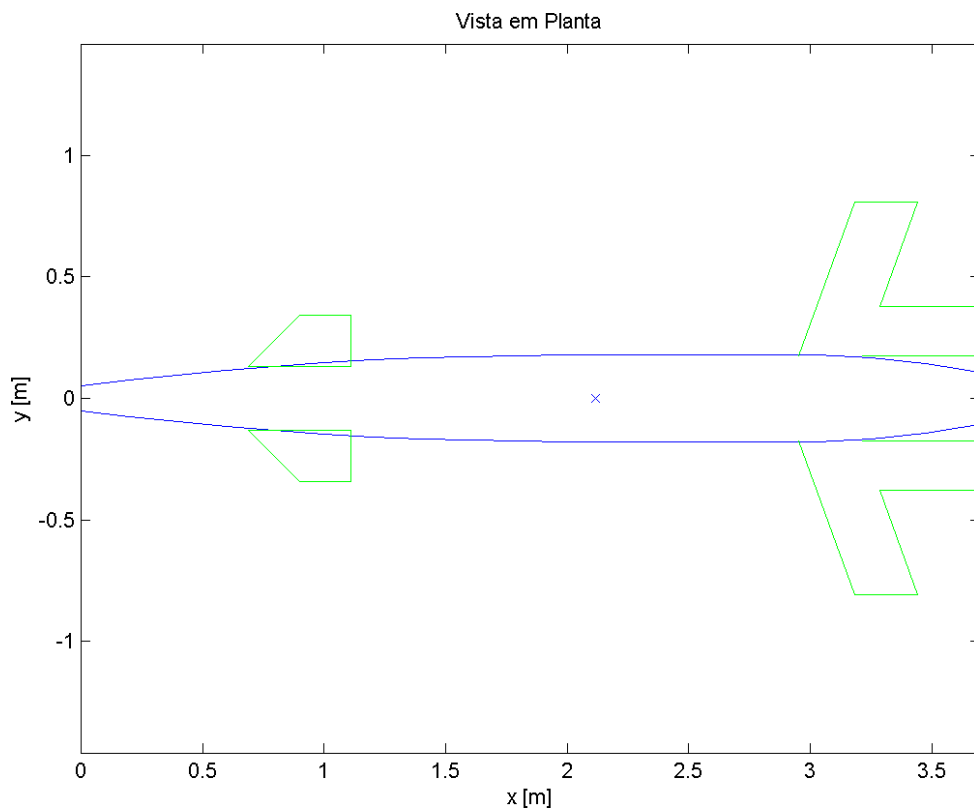


FIGURA 2.4 – Geometria do modelo desenvolvido neste trabalho.

Os valores de massa, os momentos de inércia e os parâmetros geométricos do artefato estudado neste trabalho estão na tabela 2.1. S_{ref} e l_{ref} são, respectivamente, a área e o comprimento de referência utilizados na adimensionalização dos coeficientes aerodinâmicos e x_{cg} é a posição do centro de gravidade do artefato, a partir do nariz.

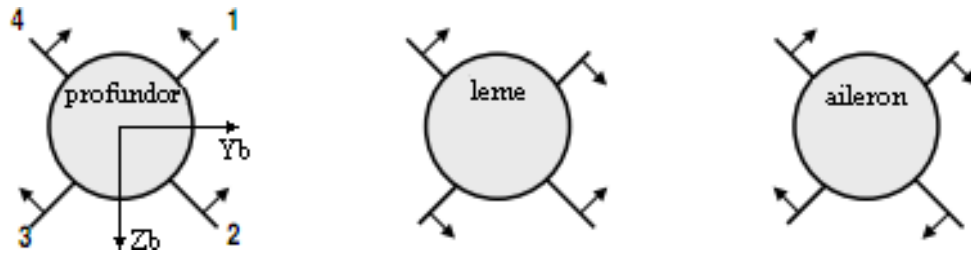
TABELA 2.1 – Massa, momentos de inércia e geometria

m	500 kg
x_{cg}	2,1 m
I_x	10 kg.m ²
I_y	160 kg.m ²
I_z	160 kg.m ²
S_{ref}	0,099 m ²
l_{ref}	0,36 m

A condição de voo padrão, na qual o ângulo de rolamento é nulo ($\phi = 0$), é definida com uma configuração em X dos *canards* (que são alinhados com a empenagem traseira) e os sistemas de controle são projetados com base nesta configuração. Segundo [Fleeman \(2001\)](#), uma configuração em X apresenta maior arrasto em voo trimado e é estaticamente estável em rolamento, enquanto uma configuração em + apresenta menor arrasto em voo trimado e é estaticamente instável em rolamento. Isto ocorre, pois, em X, todos os *canards* devem ser defletidos no voo trimado, enquanto em + somente dois são defletidos, o que explica o menor arrasto. Sobre a estabilidade estática no rolamento, tem-se que, em X, caso haja ângulo de ataque (ou de derrapagem) não nulo, uma pequena perturbação no rolamento faz com que surja um ângulo de derrapagem (ou de ataque), que causa momento de rolamento restaurador (conforme pode ser visto na curva c_l por α e β , na figura [2.11](#)). Já na configuração em +, com um ângulo de ataque (ou de derrapagem) não nulo, caso haja perturbação no rolamento, o momento de rolamento que surge é no sentido de migrar para a configuração em X.

A figura [2.5](#) mostra a orientação dos *canards* em relação ao sistema de referência do corpo (vista traseira), a numeração de cada *canard* e exemplos de comandos do tipo profundo, leme e aileron.

A vantagem de utilizar quatro superfícies de controle simétricas é a possibilidade de gerar sustentação rapidamente em qualquer direção. Este tipo de configuração é conhecida

FIGURA 2.5 – Orientação dos *canards* e comandos do tipo profundor, leme e aileron.

como *skid-to-turn* (FLEEMAN, 2001). O comando de profundor positivo é definido como deflexões positivas iguais nos quatro *canards*. Desta forma, em um comando do tipo leme, as deflexões δ_1 e δ_3 serão iguais e de sinal oposto ao de δ_2 e δ_4 e em um comando do tipo aileron as deflexões δ_1 e δ_2 serão iguais e de sinal oposto ao de δ_3 e δ_4 . A tabela 2.2 resume os sinais das deflexões para cada tipo de comando.

TABELA 2.2 – Deflexões nos *canards* para cada tipo de entrada

profundor (δ_p)	$\delta_1 = \delta_2 = \delta_3 = \delta_4$
leme (δ_l)	$\delta_1 = \delta_3 = -\delta_2 = -\delta_4$
aileron (δ_a)	$\delta_1 = \delta_2 = -\delta_3 = -\delta_4$

2.4.2 Parâmetros Aerodinâmicos

O *software* Missile DATCOM (BLAKE, 1998) é utilizado para a modelagem aerodinâmica neste trabalho. Este *software* permite a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos e das derivadas de estabilidade estáticas e dinâmicas de um corpo em diversas condições de ângulo de ataque e derrapagem, altitude, número de Mach e deflexões nas superfícies de controle. São utilizados métodos semi-empíricos, baseados na geometria do corpo e em resultados empíricos.

Neste trabalho, é implementado um *script* em MATLAB para executar automaticamente o Missile DATCOM para todas as condições desejadas e armazenar os coeficientes obtidos em tabelas multidimensionais. Durante a simulação, é realizada uma interpola-

ção linear para obter os coeficientes em cada condição necessária. O arquivo de entrada do Missile DATCOM é exibido no apêndice A. O arquivo é alterado pelo *script* a cada iteração para variar o número de Mach, ângulos de ataque e derrapagem e deflexões nas superfícies.

Para verificar a influência da altitude no modelo aerodinâmico, o *script* é utilizado para obter os coeficientes em algumas condições de voo, incluindo a altitude variando de 0 m a 10 km, com passo de 2 km. Os resultados para o valor dos coeficientes e derivadas dinâmicas longitudinais variando com altitude e ângulo de ataque, para número de Mach constante podem ser vistos nas figuras 2.6 e 2.7. Através da análise dos gráficos, pode-se concluir que a altitude influencia muito pouco no valor dos parâmetros obtidos. Desta forma, a altitude é desprezada no processo de levantamento dos parâmetros aerodinâmicos, gerando uma grande redução no tempo de processamento e na quantidade de dados armazenados.

Na obtenção do modelo aerodinâmico completo, é utilizada a gama de valores para as variáveis das quais dependem os parâmetros aerodinâmicos descrita na tabela 2.3. No levantamento inicial dos parâmetros, apenas a deflexão positiva em um dos *canards* é utilizada. Isto é feito de modo a evitar a explosão combinatória que resultaria da obtenção dos parâmetros para cada possível combinação de deflexões nos quatro *canards*. Os parâmetros são obtidos com variação em apenas um dos *canards* e o valor final de cada parâmetro para qualquer combinação de deflexões é obtido somando-se as contribuições de cada *canard*, calculadas com base na simetria, como exibido nas equações de (2.24) a (2.29). O efeito de interferência entre a deflexão em um *canard* no escoamento sobre os outros *canard* é desprezado.

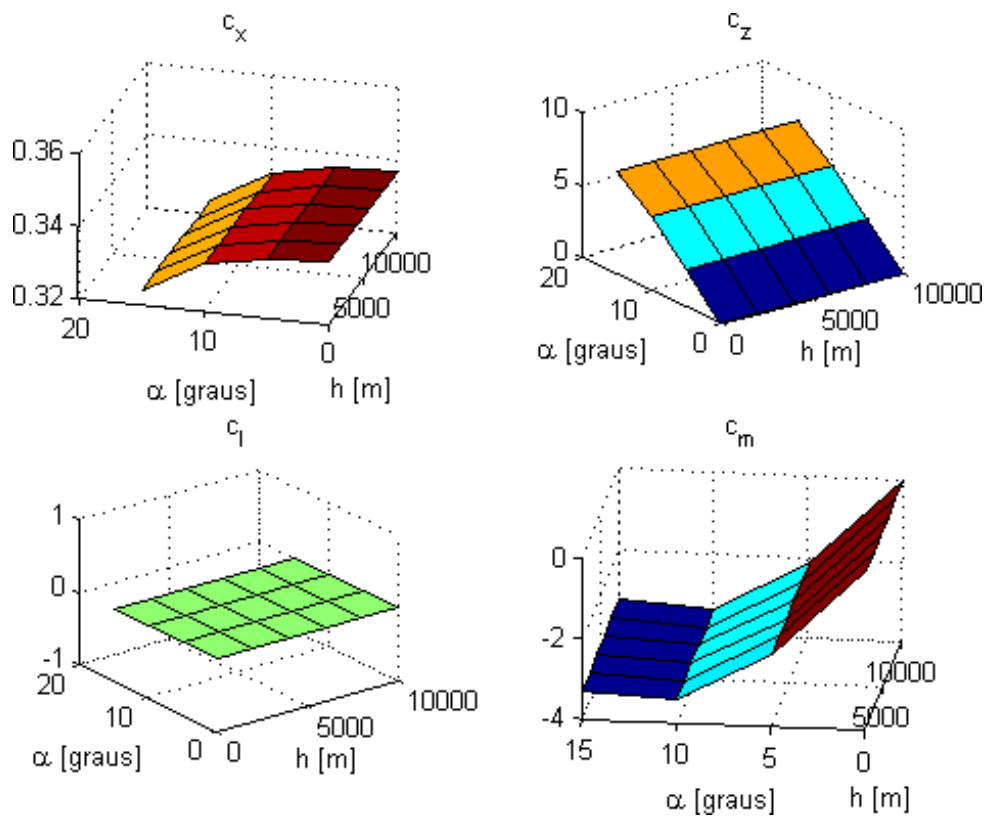


FIGURA 2.6 – Alguns valores de coeficientes variando com altitude e α .

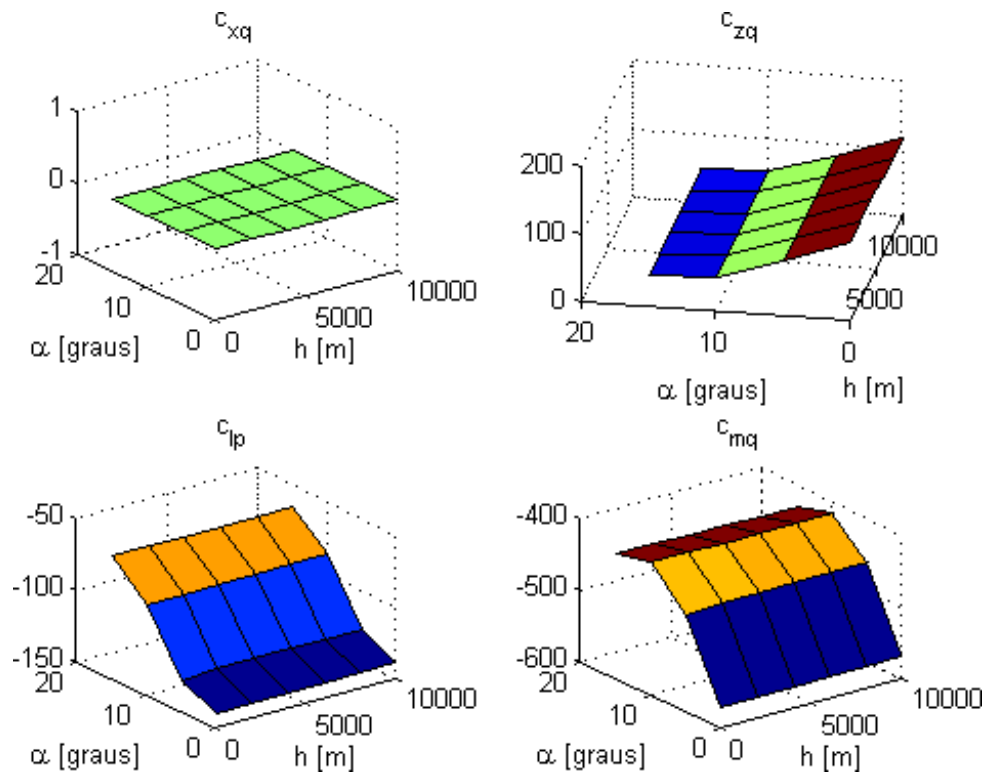


FIGURA 2.7 – Alguns valores de derivadas dinâmicas variando com altitude e α .

TABELA 2.3 – Domínio de levantamento dos parâmetros aerodinâmicos

Mach	[0,4; 0,5; 0,6; 0,7; 0,8; 0,95; 1,05; 1,15]
α	[0,1,2,3,4,5,6,7,8,9,10,12.5,15,17.5,20,25,30,35,40] ^o e valores simétricos
β	mesmos valores de α
δ_2	de 0° a 30°, com passo de 1,5°

Apenas o *canard 2* é defletido para a obtenção dos parâmetros aerodinâmicos pelo Missile DATCOM e a variação d_c em cada coeficiente causada por uma deflexão δ no *canard 2* é obtida por meio de equações como (2.23), em que cada coeficiente $c = c(Mach, \alpha, \beta, [\delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4])$ é obtido pelo software.

$$d_c(Mach, \alpha, \beta, \delta) = c(Mach, \alpha, \beta, [0, \delta, 0, 0]) - c(Mach, \alpha, \beta, [0, 0, 0, 0]) \quad (2.23)$$

A variação de cada coeficiente aerodinâmico com um conjunto qualquer de deflexões nos *canards* é obtida utilizando a simetria existente. A figura 2.5 mostra a orientação dos *canards* e os sinais das deflexões. Analisando os *canards* 1, 3 e 4; e verificando se os momentos e forças causadas por uma deflexão positiva em cada *canard* são de mesmo sinal ou de sinal oposto aos causados pela deflexão no *canard 2*, definem-se os sinais de cada parcela de Δ_c para cada coeficiente.

Sabe-se que α e β influenciam as variações causadas pelas deflexões nos *canards* e a simetria também pode ser usada para verificar esta influência. Por exemplo, é sabido que com um ângulo de ataque positivo, a sustentação gerada nos *canards* inferiores será maior que nos *canards* superiores, que estarão obstruídos pelo corpo do artefato. Para um ângulo de ataque negativo ocorre exatamente o oposto. Utilizando raciocínio análogo para ângulos de derrapagem, tem-se que o sinal de α deve ser trocado na obtenção da parcela dos *canards* 1 e 4; e o sinal de β deve ser trocado na obtenção da parcela dos *canards* 3 e 4.

Como somente valores de deflexões positivas são levantados com o Missile DATCOM, as parcelas de cada Δ_c , com exceção do Δ_{c_x} , devem ter sinal trocado caso o valor da deflexão do *canard* seja negativa. As parcelas de Δ_{c_x} não têm seu sinal trocado pois não importa o sinal da deflexão, a projeção da força no eixo do corpo terá sempre o mesmo sentido. Deste modo, os coeficientes da forma Δ_c que aparecem nas equações de (2.17) a (2.22) são obtidos através das equações de (2.24) a (2.29), onde $sign(\delta_n)$ indica o sinal de δ_n .

$$\begin{aligned}\Delta_{c_x}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) &= d_{c_x}(Mach, -\alpha, \beta, |\delta_1|) + \\ &+ d_{c_x}(Mach, \alpha, \beta, |\delta_2|) + d_{c_x}(Mach, \alpha, -\beta, |\delta_3|) + \\ &+ d_{c_x}(Mach, -\alpha, -\beta, |\delta_4|)\end{aligned}\quad (2.24)$$

$$\begin{aligned}\Delta_{c_y}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) &= sign(\delta_1).d_{c_y}(Mach, -\alpha, \beta, |\delta_1|) - \\ - sign(\delta_2).d_{c_y}(Mach, \alpha, \beta, |\delta_2|) + sign(\delta_3).d_{c_y}(Mach, \alpha, -\beta, |\delta_3|) - \\ - sign(\delta_4).d_{c_y}(Mach, -\alpha, -\beta, |\delta_4|)\end{aligned}\quad (2.25)$$

$$\begin{aligned}\Delta_{c_z}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) &= sign(\delta_1).d_{c_z}(Mach, -\alpha, \beta, |\delta_1|) + \\ + sign(\delta_2).d_{c_z}(Mach, \alpha, \beta, |\delta_2|) + sign(\delta_3).d_{c_z}(Mach, \alpha, -\beta, |\delta_3|) + \\ + sign(\delta_4).d_{c_z}(Mach, -\alpha, -\beta, |\delta_4|)\end{aligned}\quad (2.26)$$

$$\begin{aligned}\Delta_{c_l}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) &= sign(\delta_1).d_{c_l}(Mach, -\alpha, \beta, |\delta_1|) + \\ + sign(\delta_2).d_{c_l}(Mach, \alpha, \beta, |\delta_2|) - sign(\delta_3).d_{c_l}(Mach, \alpha, -\beta, |\delta_3|) - \\ - sign(\delta_4).d_{c_l}(Mach, -\alpha, -\beta, |\delta_4|)\end{aligned}\quad (2.27)$$

$$\begin{aligned}\Delta_{c_m}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) &= sign(\delta_1).d_{c_m}(Mach, -\alpha, \beta, |\delta_1|) + \\ + sign(\delta_2).d_{c_m}(Mach, \alpha, \beta, |\delta_2|) + sign(\delta_3).d_{c_m}(Mach, \alpha, -\beta, |\delta_3|) + \\ + sign(\delta_4).d_{c_m}(Mach, -\alpha, -\beta, |\delta_4|)\end{aligned}\quad (2.28)$$

$$\begin{aligned} \Delta_{cn}(Mach, \alpha, \beta, \delta_1, \delta_2, \delta_3, \delta_4) = & sign(\delta_1) \cdot d_{cn}(Mach, -\alpha, \beta, |\delta_1|) - \\ & - sign(\delta_2) \cdot d_{cn}(Mach, \alpha, \beta, |\delta_2|) + sign(\delta_3) \cdot d_{cn}(Mach, \alpha, -\beta, |\delta_3|) - \\ & - sign(\delta_4) \cdot d_{cn}(Mach, -\alpha, -\beta, |\delta_4|) \end{aligned} \quad (2.29)$$

As figuras de 2.8 a 2.19 mostram os parâmetros aerodinâmicos obtidos com o Missile DATCOM e utilizados nas simulações deste trabalho. Os parâmetros dependem de Mach, α e β . Os d_c também dependem do valor da deflexão. Não é possível mostrar em um só gráfico todos os valores dos parâmetros, então projeções 2D e 3D são escolhidas convenientemente para mostrar os valores. C_D é o coeficiente de arrasto e C_L o de sustentação. Tais coeficientes são em relação ao vento relativo e podem ser obtidos através de rotação de α de c_x e c_z , com $\beta = 0$.

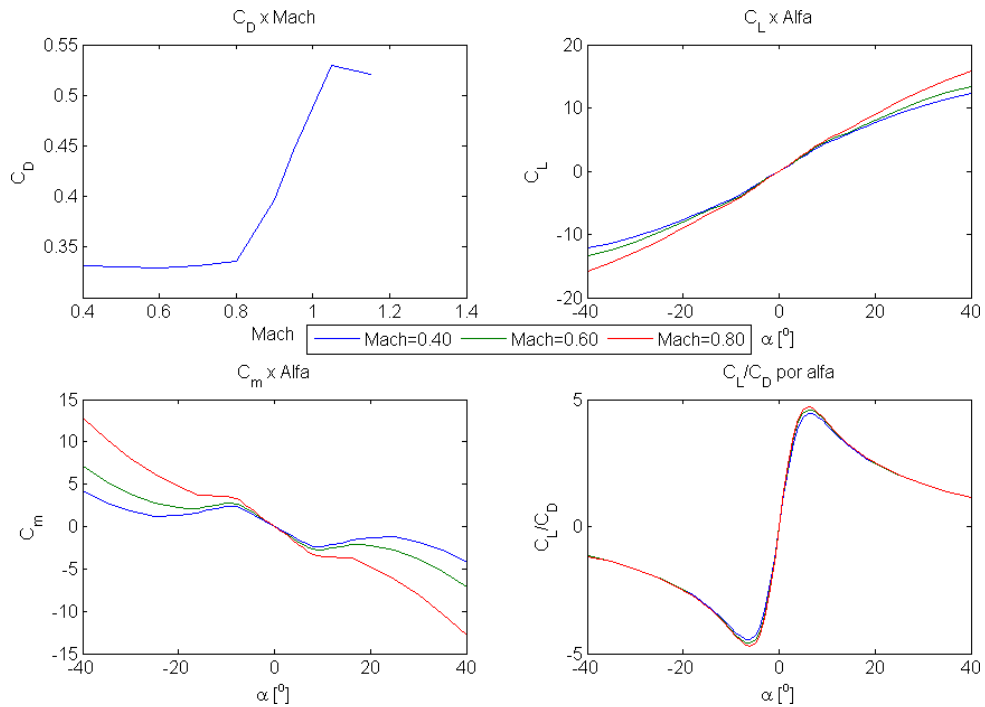


FIGURA 2.8 – Curvas C_D por $Mach$, C_L por α , c_m por α e $\frac{C_L}{C_D}$ por α .

Analisando a figura 2.8 pode-se notar a curva de C_D por $Mach$, com o coeficiente de arrasto aumentando significativamente quando começa o regime transônico, a partir

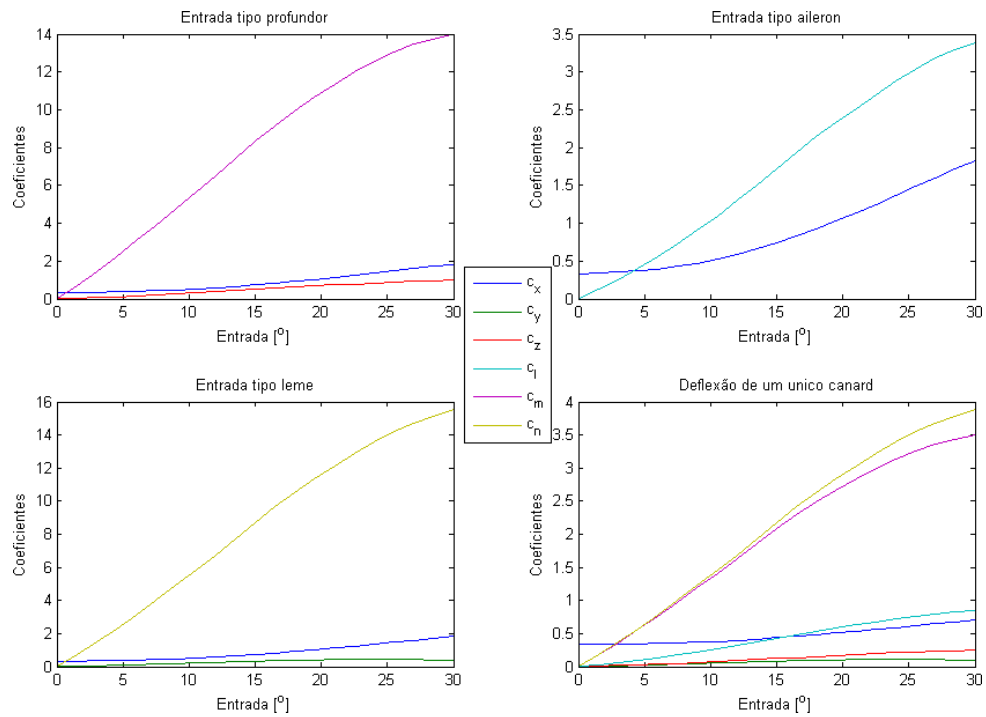


FIGURA 2.9 – Variação dos coeficientes com entradas de controle, dados $\alpha = \beta = 0$ e $Mach = 0,8$.

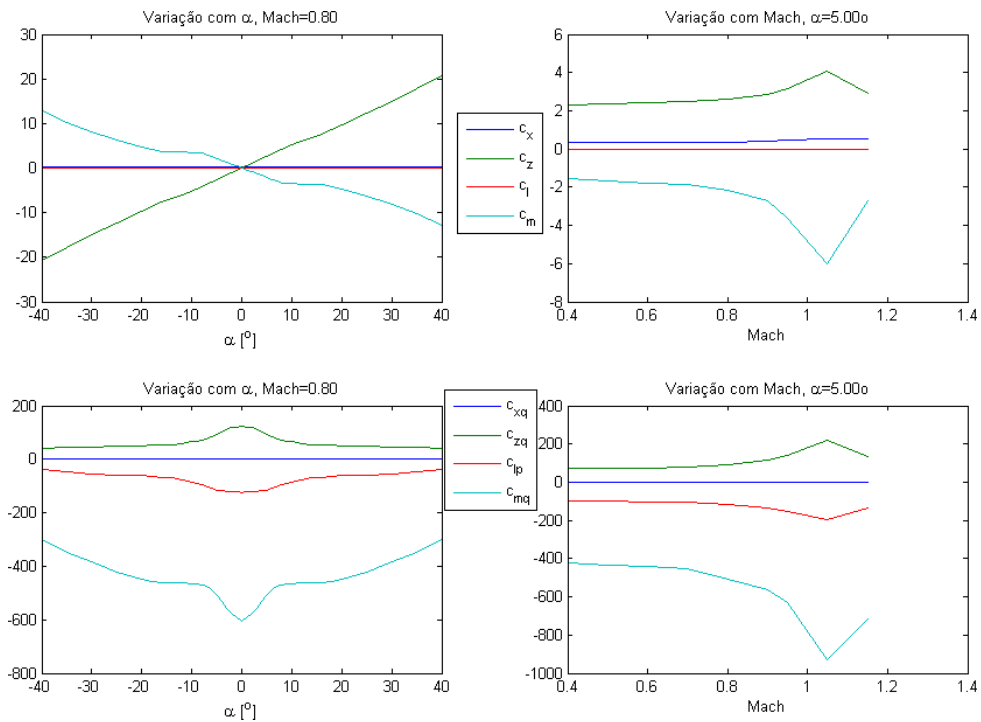


FIGURA 2.10 – Variação dos coeficientes (cima) e derivadas dinâmicas (baixo) com α , dado $Mach = 0,8$; e com $Mach$, dado $\alpha = 5^\circ$.

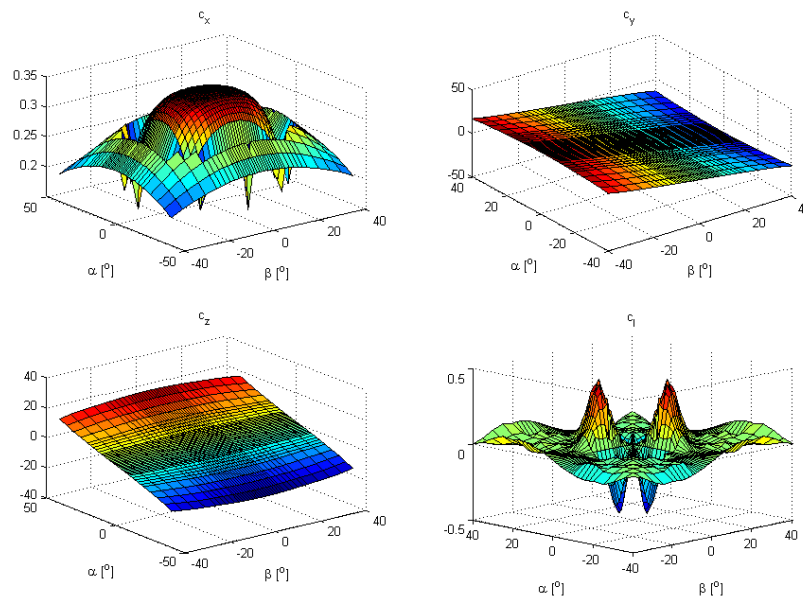


FIGURA 2.11 – Variação dos coeficientes com α e β , dado $Mach = 0,8$.

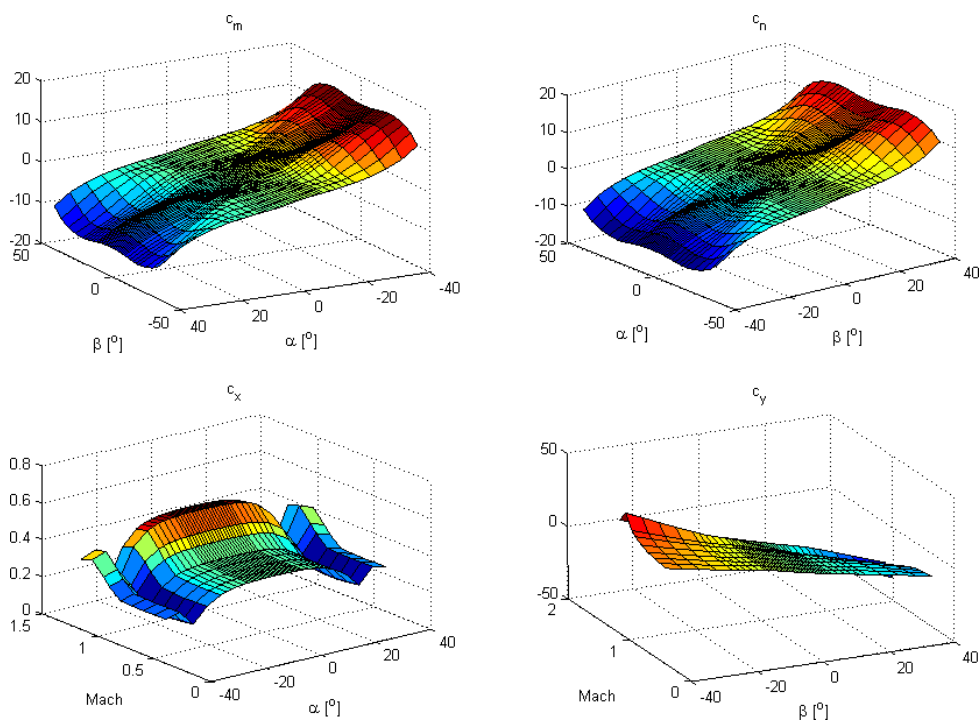


FIGURA 2.12 – Variação dos coeficientes com α e β ($Mach = 0,8$); com α e $Mach$ ($\beta = 0$); e com β e $Mach$ ($\alpha = 0$).

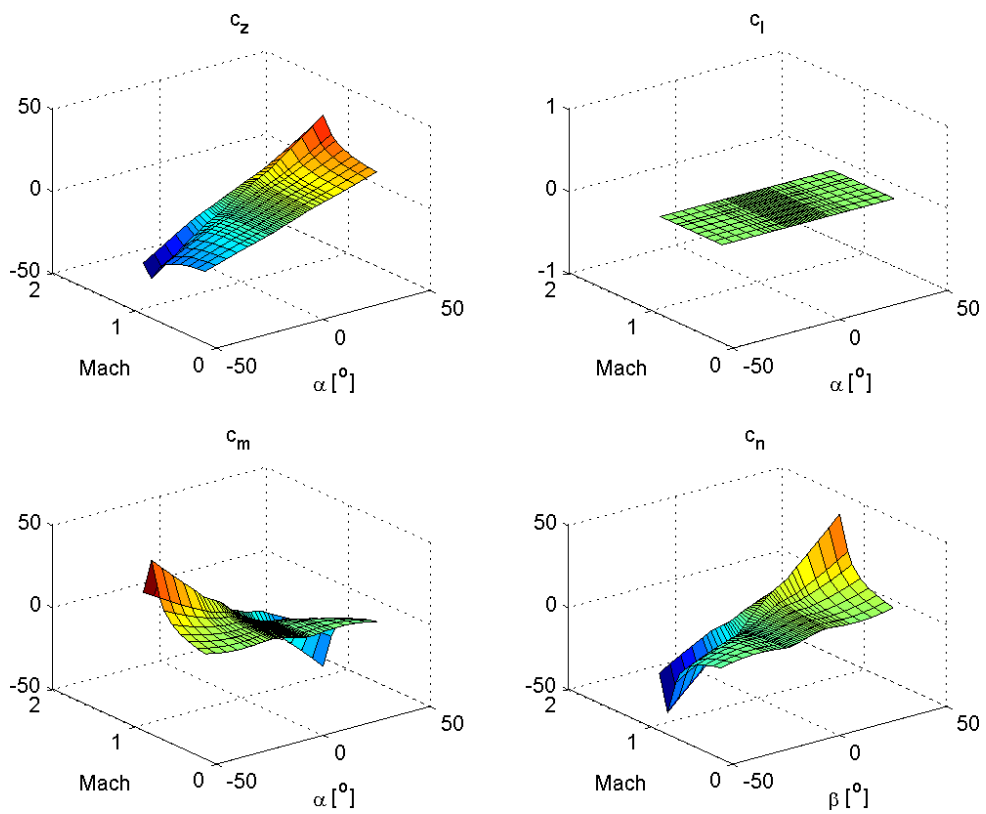


FIGURA 2.13 – Variação dos coeficientes com α e $Mach$ ($\beta = 0$); e com β e $Mach$ ($\alpha = 0$).

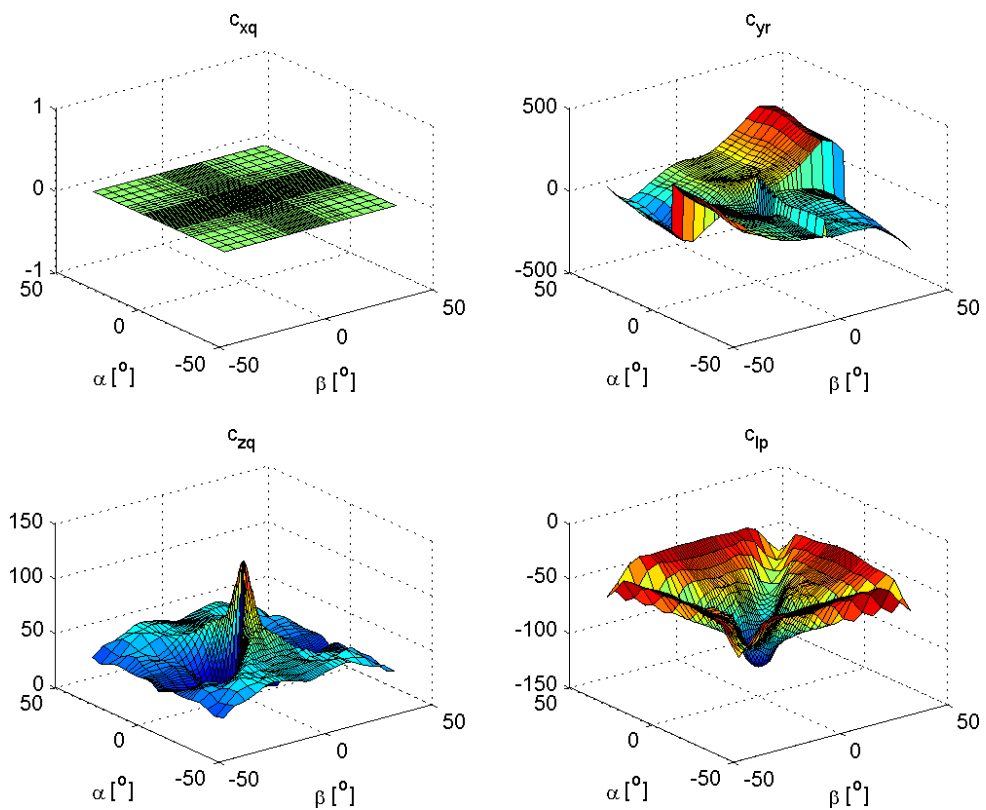


FIGURA 2.14 – Variação das derivadas dinâmicas com α e β , dado $Mach = 0,8$.

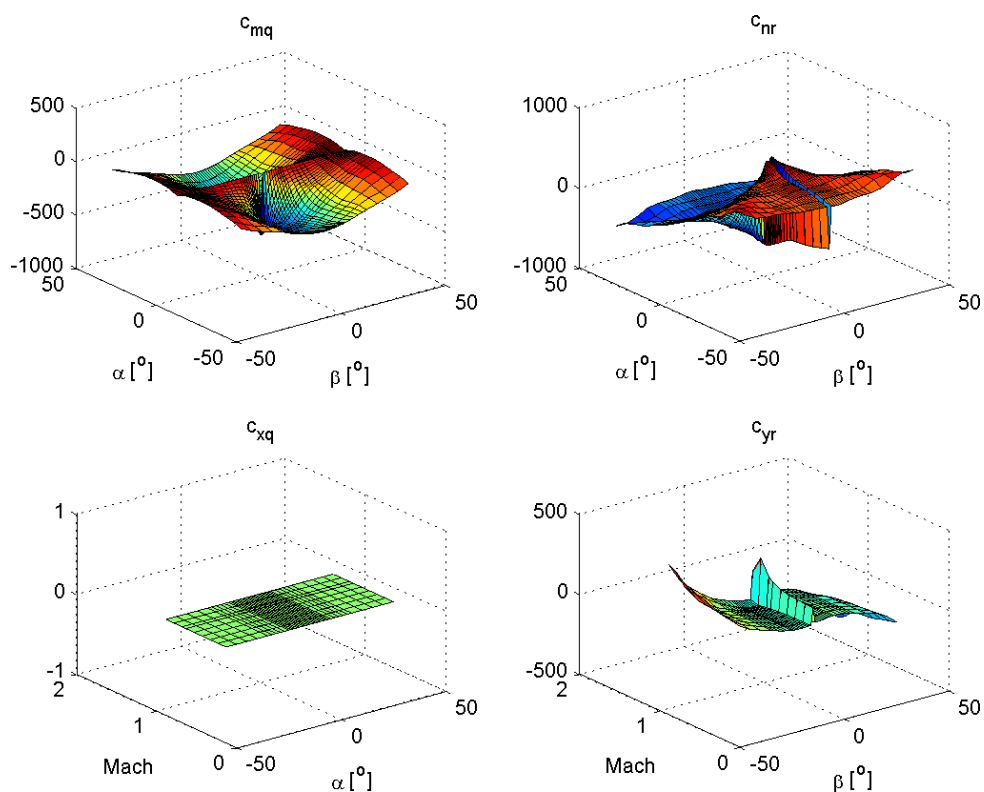


FIGURA 2.15 – Variação das derivadas dinâmicas com α e β ($Mach = 0,8$); com α e $Mach$ ($\beta=0$); e com β e $Mach$ ($\alpha=0$).

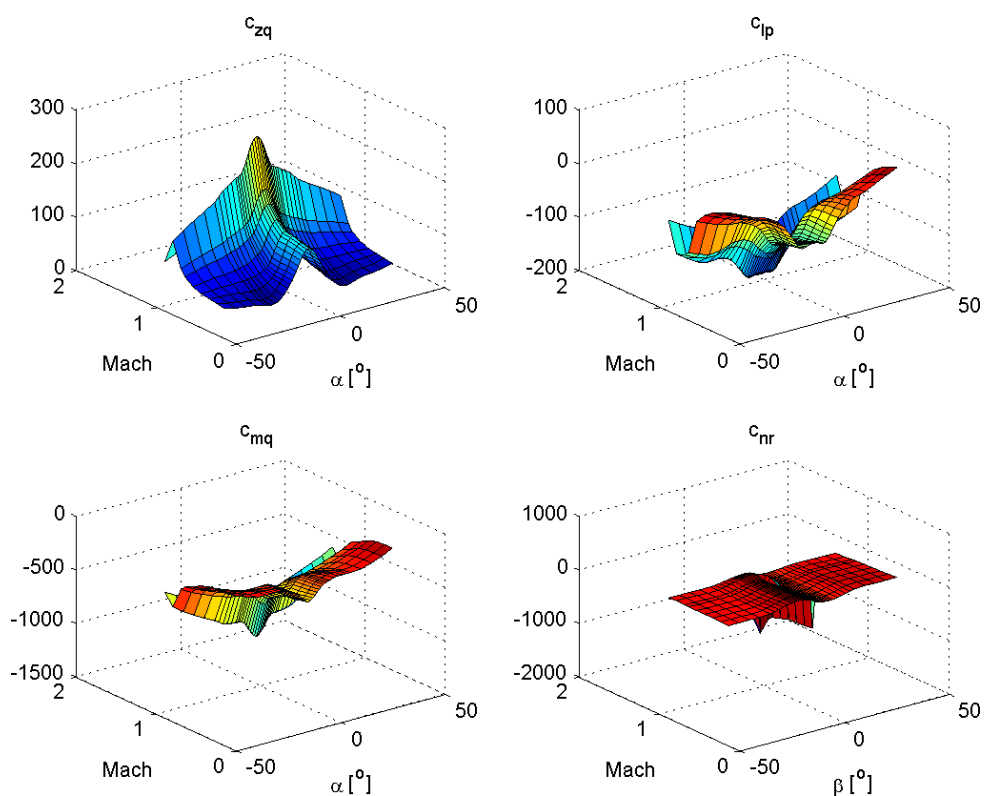


FIGURA 2.16 – Variação das derivadas dinâmicas com α e $Mach$ ($\beta=0$); e com β e $Mach$ ($\alpha=0$).

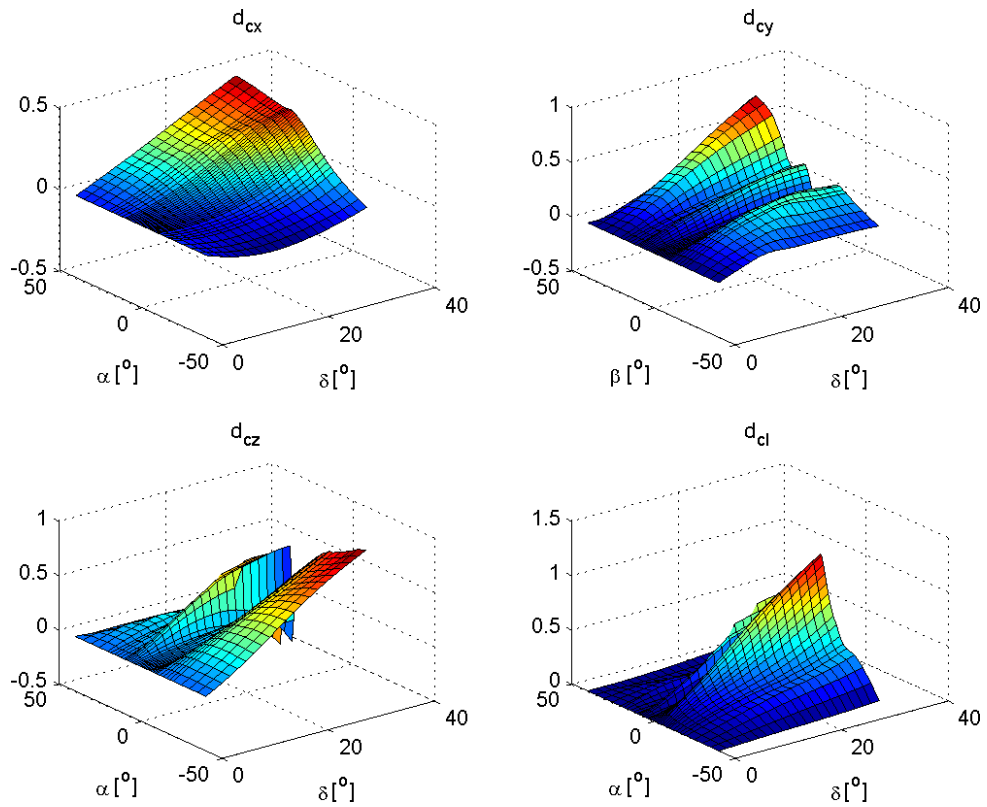


FIGURA 2.17 – Variação nos coeficientes com α e δ_2 ($\beta = 0, Mach = 0,8$); e com β e δ_2 ($\alpha = 0, Mach = 0,8$).

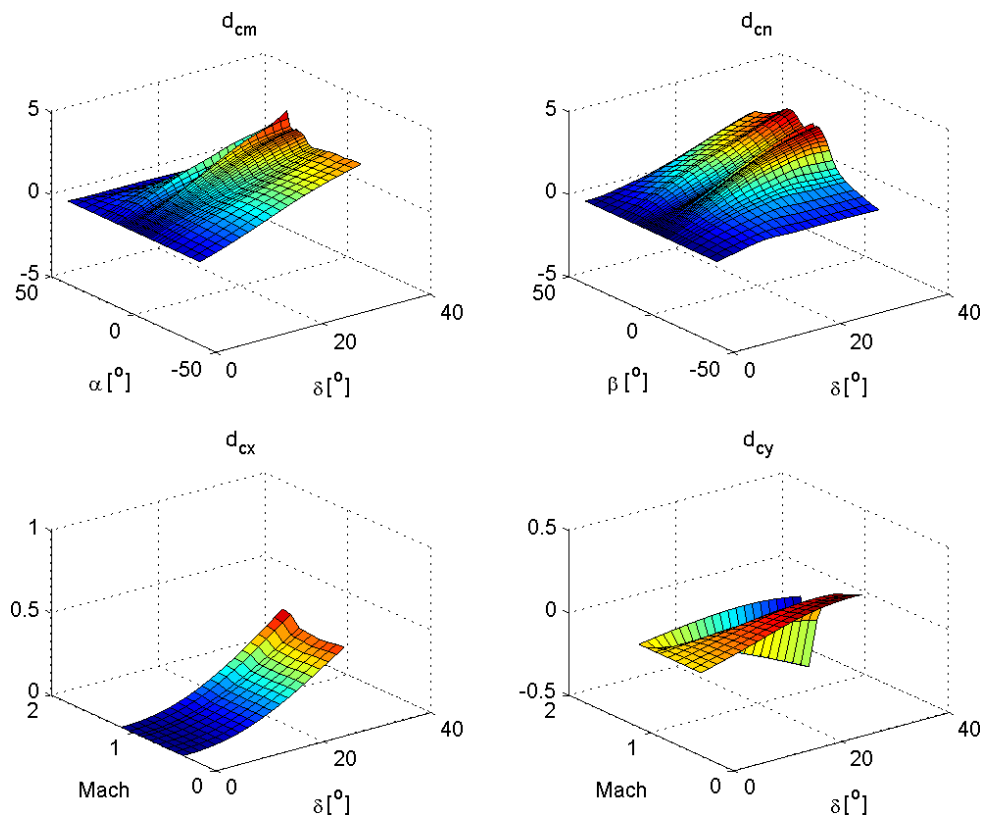


FIGURA 2.18 – Variação nos coeficientes com α e δ_2 ($\beta = 0, Mach = 0,8$); com β e δ_2 ($\alpha = 0, Mach = 0,8$); e com $Mach$ e δ_2 ($\alpha = 0$ e $\beta = 0$).

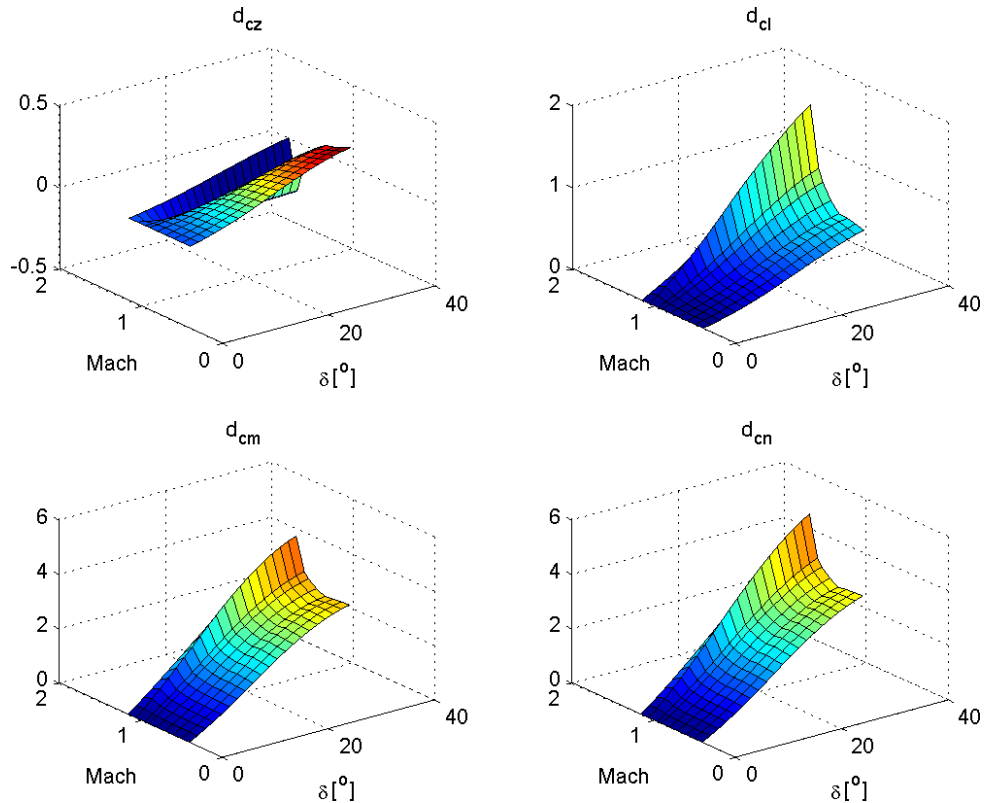


FIGURA 2.19 – Variação nos coeficientes com $Mach$ e δ_2 ($\alpha = 0$ e $\beta = 0$).

de $Mach = 0,8$, devido à formação de ondas de choque. Também nota-se na curva C_L por α o coeficiente de sustentação aumentando praticamente linearmente com o ângulo de ataque e na de c_m por α é possível verificar a estabilidade estática do artefato, já que, com um ângulo de ataque positivo o coeficiente c_m resulta em um momento restaurador negativo. Analisando a curva C_L/C_D por α verifica-se que o valor de C_L/C_D é máximo em torno de $\alpha = 6^\circ$. Este dado é bastante importante, pois mostra a condição de voo que deve ser mantida para que o artefato atinja o maior alcance possível (ANDERSON, 1999).

Na figura 2.9 nota-se que, como esperado, entradas do tipo profundor, leme e aileron causam grande aumento nos coeficientes c_m , c_n e c_l , respectivamente. Também verifica-se que qualquer tipo de entrada causa aumento em c_x e que a deflexão de um único *canard* gera forças e momentos em todas as direções, pois é uma entrada assimétrica. É possível

notar uma pequena diferença nos valores de momentos e forças causados por entradas do tipo profundor e leme. Este é um resultado inesperado, pois são esperados valores idênticos de c_m e c_n ; e de c_z e c_y para entradas de mesma intensidade de profundor e leme, dado que há total simetria entre os planos $X_b Y_b$ e $X_b Z_b$. Esta diferença é atribuída a erros numéricos nos resultados obtidos pelo Missile DATCOM e, neste trabalho, a simetria é forçada como visto nas equações (2.30) e (2.31). Essa assimetria em resultados que deveriam ser simétricos também foi observada por Schmaedecke (2005).

As figuras de 2.11 a 2.13 mostram as variações dos coeficientes com α , β e $Mach$. É possível ver nas curvas de c_l , que só haverá momento de rolamento caso $\alpha \neq 0$, $\beta \neq 0$ e $|\alpha| \neq |\beta|$, ou seja, caso haja assimetria entre a direção do escoamento e as empenas e *canards* do artefato. Isto ocorre, por exemplo, quando o artefato realiza manobras em arfagem e guinada simultaneamente, com intensidades diferentes (CHIN, 1961). É desejável que não haja rolamento em algumas condições de voo, pois o rolamento pode fazer com que as ações de controle gerem forças e momentos em direções não previstas.

As figuras de 2.14 a 2.16 mostram a variação das derivadas de estabilidade dinâmicas com α , β e $Mach$. Era esperado que as curvas de c_{yr} e c_{zq} ; e de c_{nr} e c_{mq} apresentassem o mesmo formato, por simetria. Analisando as figuras verifica-se que as curvas são bastante diferentes, inclusive havendo mudanças no sinal das derivadas nas curvas de c_{yr} e c_{nr} . Deste modo, a simetria é forçada, como visto nas equações (2.34) e (2.35), para que as curvas de c_{yr} e c_{nr} se comportem da mesma maneira que as curvas de c_{zq} e c_{mq} , respectivamente.

Também deve ser notado que os sistemas de referência utilizados no Missile DATCOM são diferentes dos utilizados neste trabalho. Desta forma, alguns coeficientes devem ser multiplicados por -1 para serem adaptados aos sistemas de referência deste trabalho. Por

exemplo, nas curvas de c_x nas figuras 2.11 e 2.12, percebe-se que todos os valores de c_x são positivos. Como a orientação do eixo X_b do artefato neste trabalho aponta para a frente do artefato, as forças aerodinâmicas no eixo X_b geradas durante o voo em condições normais serão sempre negativas. Desta forma o valor de c_x utilizado é sempre o oposto do exibido nas figuras citadas. Com raciocínio análogo, demonstra-se que o mesmo ocorre com c_l , c_z e c_{zq} .

Dado que a simetria é completa entre os movimentos nos planos X_bY_b e X_bZ_b , os parâmetros c_y , c_n , d_{cy} , d_{cn} , c_{yr} e c_{nr} podem ser obtidos a partir dos parâmetros c_z , c_m , d_{cz} , d_{cm} , c_{zq} e c_{mq} , respectivamente. Os parâmetros são obtidos por simetria simplesmente trocando α por β nas tabelas originais e analisando o sistema de referência para avaliar se há necessidade de alguma troca de sinal. No entanto, deve-se analisar a definição de β a ser utilizada. Stevens e Lewis (1992) define $\alpha = \arctg(w/u)$ e $\beta = \arctg(v/\sqrt{u^2 + v^2 + w^2})$, onde $[u,v,w]$ são as projeções da velocidade no sistema do corpo. Neste trabalho, para a obtenção dos valores simétricos através da troca de α por β , faz-se $\beta = \arctg(v/u)$ de forma a haver simetria com a definição de α . Blake (1998) não especifica qual a definição de β utilizada no cálculo dos parâmetros aerodinâmicos, mas a simetria é forçada quando necessário, não gerando problemas ao utilizar-se a definição de β deste trabalho. As equações de (2.30) a (2.35) mostram a obtenção dos coeficientes laterais a partir dos coeficientes longitudinais, verificando as trocas de sinais necessárias.

$$c_y(Mach,\alpha,\beta) = -c_z(Mach,\beta,\alpha) \quad (2.30)$$

$$c_n(Mach,\alpha,\beta) = -c_m(Mach,\beta,\alpha) \quad (2.31)$$

$$d_{cy}(Mach,\alpha,\beta) = d_{cz}(Mach,\beta,\alpha) \quad (2.32)$$

$$d_{cn}(Mach,\alpha,\beta) = d_{cm}(Mach,\beta,\alpha) \quad (2.33)$$

$$c_{yr}(Mach, \alpha, \beta) = c_{zq}(Mach, \beta, \alpha) \quad (2.34)$$

$$c_{nr}(Mach, \alpha, \beta) = c_{mq}(Mach, \beta, \alpha) \quad (2.35)$$

2.4.3 Atuadores

Os atuadores dos quatro *canards* são modelados como sistemas de segunda ordem relacionando dinamicamente a deflexão comandada e a deflexão obtida. A frequência natural é definida como $\omega_n = 150$ rad/s e o coeficiente de amortecimento como $\xi = 0,7$. Estes valores também são utilizados por [Shamma e Cloutier \(1992\)](#) na modelagem de atuadores de mísseis. São inseridas não-linearidades correspondentes à máxima deflexão (25°) e à máxima velocidade dos *canards* ($500^\circ/s$).

Na seção [3.3](#) mostra-se que a máxima frequência natural do sistema é de $\omega_n = 5,555$ Hz = $34,9$ rad/s. Desta forma a frequência natural dos atuadores é mais de quatro vezes maior que a máxima frequência natural do sistema, o que mostra que a resposta dos atuadores é muito mais rápida que a do sistema e deve interferir pouco na dinâmica completa da planta. Esta informação é utilizada para desprezar a influência dos atuadores no projeto dos controladores na seção [3.4](#).

2.4.4 Sensores

Neste trabalho o sistema modelado é simulado com diferentes configurações de sensores. Esta seção descreve os modelos dos sensores utilizados. São simuladas quatro configurações de sensores, a saber:

- Configuração 1: Somente sistema de navegação inercial de maior precisão (SNI I);

- Configuração 2: Sistema de navegação inercial de menor precisão (SNI II) e GPS;
- Configuração 3: Sistema de navegação inercial de menor precisão (SNI II) e câmera de vídeo; e
- Configuração 4: Sistema de navegação inercial de menor precisão (SNI II), GPS e câmera de vídeo.

2.4.4.1 Sensores Inerciais

Os sensores inerciais imprescindíveis para o funcionamento do sistema são os giroscópios de arfagem e guinada para manter a estabilidade dos controladores, o giroscópio de rolamento utilizado nas fases de voo onde é necessário controlar o rolamento e os acelerômetros vertical (no eixo Z_b) e lateral (no eixo Y_b), utilizados nos seguidores de aceleração (vide seção 3.4).

Opcionalmente, com a adição de um acelerômetro no eixo X_b do corpo é possível integrar as saídas dos três acelerômetros e três giroscópios obtendo, além das acelerações e velocidades angulares, os ângulos de Euler, velocidade inercial e posição inercial. A desvantagem deste sistema de navegação inercial (SNI) é que os erros de integração se acumulam ao longo do tempo e o custo dos SNI mais acurados é muito alto. Além disso, a integração deve partir de valores de posição e atitude conhecidos, obtidos, por exemplo, do sistema de navegação da aeronave lançadora, que também apresenta erros. Essas desvantagens justificam a utilização de outros tipos de sensores em conjunto com o SNI.

As equações exibidas nas seções 2.1 e 2.2 são utilizadas na integração das acelerações e velocidades angulares em um sistema de navegação inercial. Com as medidas de $[p,q,r]$ obtidas dos três giroscópios e integrando as equações (2.5), (2.6) e (2.7), conhecidas as

condições iniciais, obtêm-se os ângulos de Euler $[\phi, \theta, \psi]$. Com as medidas de acelerações ($a_x = F_x/m$, $a_y = F_y/m$ e $a_z = F_z/m$), de $[p, q, r]$ e de $[\phi, \theta, \psi]$, integrando as equações (2.2), (2.3) e (2.4), conhecendo-se as condições iniciais, obtém-se a velocidade no sistema do corpo $[u, v, w]$. Utilizando os valores obtidos de $[\phi, \theta, \psi]$ e aplicando a inversa de matriz de transformação de coordenadas (2.1) em $[u, v, w]$, obtém-se a velocidade inercial. Integrando-se a velocidade inercial, dadas as condições iniciais, obtém-se a posição em relação ao sistema de referência inercial.

É importante citar que os acelerômetros medem a aceleração do corpo relativa à queda livre e, portanto, a aceleração da gravidade deve ser somada às medidas obtidas. Para isto, considera-se a aceleração da gravidade $g = 9,81 \text{ m/s}^2$ no eixo Z_e inercial, transforma-se este vetor para o referencial do corpo, utilizando os valores obtidos de $[\phi, \theta, \psi]$ e aplicando a matriz de transformação de coordenadas (2.1) e soma-se o vetor obtido ao vetor aceleração medida pelos acelerômetros.

Segundo Lawrence (1998), há um grande número de fatores que influenciam os erros nos sensores inerciais, como desalinhamento de componentes, desbalanceamento de massa, influência de temperatura, campo magnético, entre outros. Estes erros podem ser modelados, por exemplo, como vieses, fatores de escala, zonas mortas, saturações, histereses, *random walks* e acoplamentos entre acelerações e rotações. Há também a diferenciação entre a variação dos parâmetros a cada dia (*day-to-day*) e em uma medição contínua (*in-run*). Neste trabalho opta-se por modelar cada sensor com um fator de escala e um viés, que são amostrados de distribuições normais de média zero a cada simulação, simulando a variação do erro dia-a-dia. Além disso é somado um ruído branco ao sinal medido, simulando a variação do erro durante uma medição.

Ainda segundo Lawrence (1998), alguns valores de típicos para parâmetros de erros de um sistema de navegação inercial utilizado no guiamento de meio curso de um míssil com tempo de voo de alguns minutos são dados pela tabela 2.4. Estes parâmetros são utilizados neste trabalho, rotulados como o SNI I. Também são feitas simulações com um sistema de navegação menos acurado, rotulado como SNI II, cujos parâmetros são exibidos na tabela 2.5. Os valores de fatores de escala nas tabelas correspondem aos desvios-padrão e o valor do fator de escala pode ser amostrado no início de cada simulação considerando-se uma distribuição normal.

TABELA 2.4 – Parâmetros dos SNI I

Parâmetro	Acelerômetro	Giroscópio
Viés dia-a-dia	1 mg rms	10°/h rms
Viés durante medição	0,1 mg rms	1°/h rms
Fator de escala dia-a-dia	0,05%	0,05%
Frequência de operação	100 Hz	100 Hz

TABELA 2.5 – Parâmetros dos SNI II

Parâmetro	Acelerômetro	Giroscópio
Viés dia-a-dia	5mg rms	50°/h rms
Viés durante medição	0,5 mg rms	5°/h rms
Fator de escala dia-a-dia	0,25%	0,25%
Frequência de operação	100 Hz	100 Hz

O diagrama da figura 2.20 mostra a implementação do sistema de navegação inercial utilizado neste trabalho.

2.4.4.2 Sistema de Posicionamento por Satélites

Em um sistema como o estudado neste trabalho, é possível a utilização de um sistema de posicionamento por satélites, como, por exemplo, o GPS. Esta possibilidade é explorada. Ao contrário dos sistemas de navegação inerciais, um sistema como o GPS não apresenta erro cumulativo com o tempo, porém em intervalos relativamente curtos

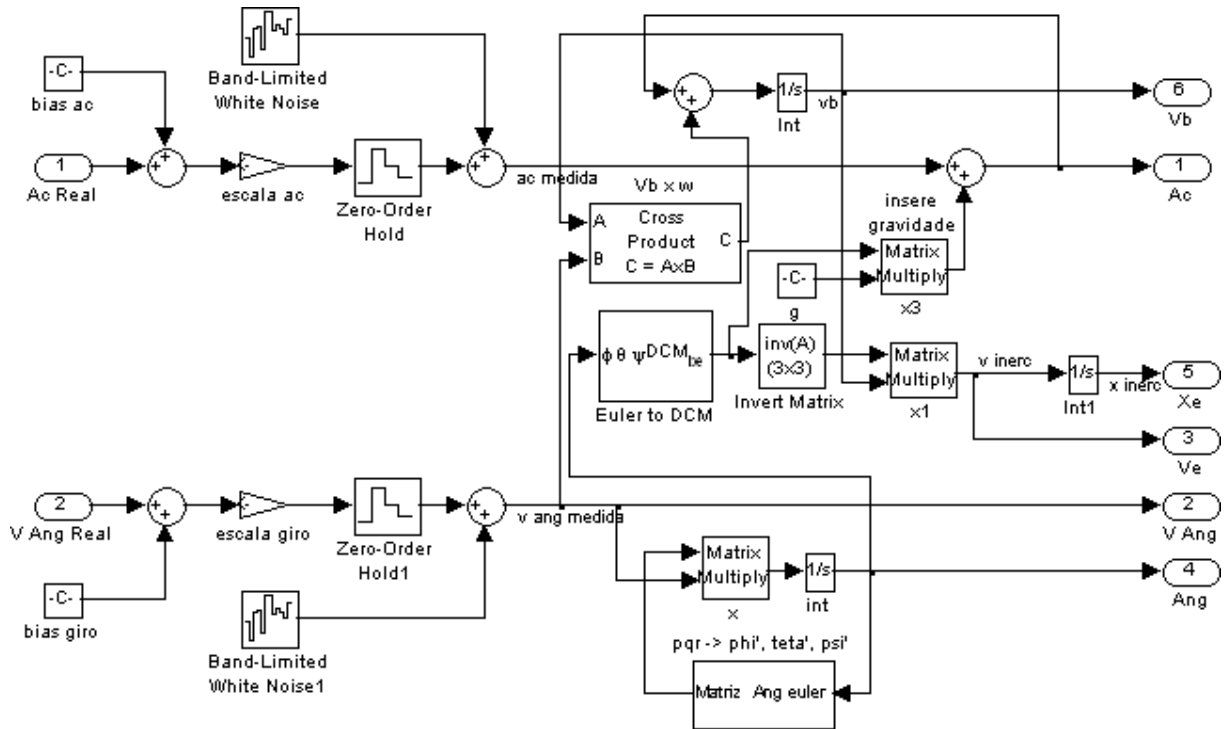


FIGURA 2.20 – Implementação do sistema de navegação inercial.

apresenta erros maiores que os sistemas inerciais, a frequência de operação é menor e só é possível obter medidas de posição e velocidade inerciais. Além disso a utilização do GPS depende de comunicação externa com satélites, que pode estar indisponível ou sofrer interferências de vários tipos.

A utilização do GPS não exclui a necessidade da utilização de um sistema de navegação inercial, pois, como é explicado na seção anterior, as medidas de velocidades angulares são necessárias para a estabilização do artefato e as medidas de acelerações são necessárias para o guiamento. No entanto, com o acréscimo do GPS pode ser possível utilizar sensores inerciais menos sofisticados, resultando em precisão semelhante a custos mais baixos, por exemplo.

Segundo [Grewal, Weill e Andrews \(2001\)](#), um grande número de fatores externos influencia no erro de uma medida obtida com GPS, como por exemplo variações de velocidade de propagação dos sinais devido a efeitos característicos da ionosfera e da troposfera, re-

flexão dos sinais em locais próximos ao receptor (*multipath*) e erros no *clock* do receptor. Também segundo [Grewal, Weill e Andrews \(2001\)](#), as fontes de erros tem propriedades estatísticas distintas, mas podem ser modeladas conjuntamente como uma variável aleatória de média zero e desvio-padrão igual a 5,6 m (utilizando o código $P(Y)$).

Neste trabalho, para obter o erro total de desvio padrão 5,6 m, os erros de posição do GPS são simulados com a adição de ruído branco de variância igual a ($\sigma_x^2 = \sigma_y^2 = \sigma_z^2 = 5,6^2/3 = 10,45 \text{ m}^2$) em cada uma das três dimensões e os erros de velocidade são simulados com o dobro desta variância ($\sigma_{v_x}^2 = \sigma_{v_y}^2 = \sigma_{v_z}^2 = 2 * 10,45 = 20,91 \text{ m}^2$). A frequência de operação do GPS é simulada como 1 Hz.

Devido à baixa frequência de operação do GPS, é implementada uma integração bastante simples com o sistema inercial, fazendo com que entre duas medidas consecutivas do GPS (período de 1 s), a integração dos sensores inerciais atualize as medições, obtendo 100 Hz na saída dos sensores ao invés de 1 Hz. É sabido que há uma maneira muito mais eficaz de fazer a integração de GPS com SNI, utilizando filtros de Kalman ([HEMERLY; SCHAD, 2004](#)). No entanto, esta maneira não é abordada, pois o foco deste trabalho é no guiamento visual.

2.4.4.3 Câmera de Vídeo

A câmera de vídeo é simulada com uma resolução de 256×256 pixels, ângulos de visada de 30° em azimute e elevação e frequência de operação de 20 Hz. Estes valores correspondem a câmeras comerciais comuns, de baixo custo. A câmera é modelada utilizando-se o modelo de câmera de orifício (*pin-hole*) ([CYGANEK; SIEBERT, 2009](#)) e é feita a hipótese de que a câmera está calibrada, ou seja, de que os parâmetros da matriz intrínseca de câmera são conhecidos. Também considera-se que a câmera é montada sobre

gimbals e é aeroestabilizada, ou seja, considera-se que a câmera está sempre alinhada com o vento relativo (a velocidade aerodinâmica do artefato).

2.5 Modelagem do Ambiente

2.5.1 Modelo Atmosférico

Neste trabalho o modelo ISA é utilizado para obter os valores de massa específica do ar e velocidade do som dada a altitude. O modelo ISA é descrito por [GPO - U.S. Government Printing Office \(1976\)](#). O modelo considera que a temperatura atmosférica ao nível do mar é $15,15^\circ\text{C}$ e cai a uma taxa de $6,5^\circ\text{C}$ a cada 1.000 m , até a altitude de 11.000 m .

A velocidade do som é obtida da relação $a = \sqrt{\gamma RT}$, onde $\gamma = 1,4$ é a razão entre calores específicos do ar a pressão e volume constantes, $R = 287,0531\text{ J/kg/K}$ é a constante universal dos gases e T é a temperatura absoluta do ar em Kelvin.

A massa específica (até altitude de 11.000 m) é obtida através de (2.36), onde $T_{MSL} = 288,15\text{ K}$ é a temperatura ao nível do mar, $p_{MSL} = 101.325\text{ N/m}^2$ é a pressão atmosférica ao nível do mar e $g = 9,8065\text{ m/s}^2$ é a aceleração da gravidade ao nível do mar.

$$\rho = \frac{p_{MSL}}{T_{MSL}} \left(\frac{T}{T_{MSL}} \right)^{(g/0,0065R)-1} \quad (2.36)$$

2.5.2 Modelo de Vento

O manual MIL-HDBK-1797 ([DOD - UNITED STATES DEPARTMENT OF DEFENSE, 1997](#)) e a norma MIL-F-8785C ([DOD - UNITED STATES DEPARTMENT OF](#)

(DEFENSE, 1980) apresentam modelos de vento e turbulência que podem ser utilizados na verificação de requisitos de qualidade de voo de aeronaves. Os modelos apresentados são utilizados neste trabalho, tornando possível analisar tanto a estabilidade quanto a acurácia do artefato estudado na presença de perturbações externas.

2.5.2.1 Turbulência

A turbulência afeta tanto as velocidades lineares quanto as angulares do artefato e o propósito de simulá-la é principalmente analisar a estabilidade do sistema na influência destas perturbações. É utilizado o modelo de Dryden, no qual a turbulência é simulada como um processo estocástico de densidades espectrais conhecidas. Os valores de velocidades lineares e angulares da turbulência são obtidos passando um ruído branco por determinados filtros de modo a obter sinais com as densidades espectrais desejadas. Esses valores são somados às velocidade lineares e angulares no eixo do corpo ($[u,v,w]$ e $[p,q,r]$), obtendo-se as velocidades aerodinâmicas, que são utilizadas no cálculo dos coeficientes aerodinâmicos.

As equações de (2.37) a (2.42) mostram as densidades espectrais Φ de cada componente de velocidade linear e angular da turbulência, onde $\omega = V_T \Omega$ e Ω é a frequência espacial do campo de turbulência, $[\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w]$ são as intensidades de turbulência em cada dimensão, $[L_u, L_v, L_w]$ são comprimentos de referência e b é a envergadura do artefato, considerada a maior distância entre duas empenas.

$$\Phi_u(\omega) = \frac{2\sigma_u^2 L_u}{\pi V_T} \frac{1}{1 + (L_u \frac{\omega}{V_T})^2} \quad (2.37)$$

$$\Phi_v(\omega) = \frac{2\sigma_v^2 L_v}{\pi V_T} \frac{1 + 12(L_v \frac{\omega}{V_T})^2}{[1 + 4(L_v \frac{\omega}{V_T})^2]^2} \quad (2.38)$$

$$\Phi_w(\omega) = \frac{2\sigma_w^2 L_w}{\pi V_T} \frac{1 + 12(L_w \frac{\omega}{V_T})^2}{[1 + 4(L_w \frac{\omega}{V_T})^2]^2} \quad (2.39)$$

$$\Phi_p(\omega) = \frac{\sigma_w^2}{2V_T L_w} \frac{0,8(\frac{2\pi L_w}{4b})^{1/3}}{1 + (\frac{4V_w}{\pi V_T})^2} \quad (2.40)$$

$$\Phi_q(\omega) = \frac{(\frac{\omega}{V_T})^2}{1 + (\frac{4b\omega}{\pi V_T})^2} \Phi_w(\omega) \quad (2.41)$$

$$\Phi_r(\omega) = \frac{(\frac{\omega}{V_T})^2}{1 + (\frac{3b\omega}{\pi V_T})^2} \Phi_v(\omega) \quad (2.42)$$

Os comprimentos de referência $[L_u, L_v, L_w]$ dependem da altitude do artefato, como mostrado nas equações (2.43) a (2.45). Existem modelos diferentes para altitudes menores que 1.000 ft e maiores que 2.000 ft. Nas altitudes entre 1.000 ft e 2.000 ft os valores são interpolados linearmente entre os dois modelos.

$$2L_w = h \quad \text{se } h < 1.000 \text{ ft} \quad (2.43)$$

$$L_u = 2L_v = \frac{h}{(0,177 + 0,000823h)^{1,2}} \quad \text{se } h < 1.000 \text{ ft} \quad (2.44)$$

$$L_u = 2L_v = 2L_w = 1750 \text{ ft} \quad \text{se } h > 2.000 \text{ ft} \quad (2.45)$$

Em baixas altitudes ($h < 1.000 \text{ ft}$) as intensidades de turbulência $[\sigma_u, \sigma_v, \sigma_w]$ dependem da intensidade do vento na altitude de 20 ft (W_{20ft}), como mostrado nas equações e (2.47). Para baixas altitudes utiliza-se neste trabalho a intensidade $W_{20ft} = 10 \text{ m/s}$ para gerar turbulência leve.

Em altas altitudes ($h > 2.000 \text{ ft}$) as intensidades são consideradas iguais nas três dimensões e são obtidas de tabelas cujas entradas são a altitude e a probabilidade da intensidade real exceder a intensidade tabelada. Neste trabalho utiliza-se sempre a probabilidade de exceder de 10^{-2} , considerada geradora de turbulência leve pelas normas. Em altitudes entre 1.000 ft e 2.000 ft as intensidades são interpoladas linearmente entre

os dois modelos.

$$\sigma_w = 0,1W_{20ft} \quad \text{se } h < 1.000 \text{ ft} \quad (2.46)$$

$$\sigma_u = \sigma_v = \frac{1}{(0,177 + 0,000823h)^{0,4}} \sigma_w \quad \text{se } h < 1.000 \text{ ft} \quad (2.47)$$

$$\sigma_u = \sigma_v = \sigma_w \quad \text{se } h > 2.000 \text{ ft} \quad (2.48)$$

2.5.2.2 Rajada

Rajadas são definidas como variações súbitas na velocidade do vento, por um curto período de tempo. As rajadas afetam apenas a velocidade aerodinâmica linear e são capazes de alterar a trajetória do artefato, e, portanto, podem influenciar em sua acurácia.

Segundo o manual MIL-HDBK-1797 ([DOD - UNITED STATES DEPARTMENT OF DEFENSE, 1997](#)), a intensidade de uma rajada severa é de até 66 ft/s. Neste trabalho as intensidades de cada rajada são amostradas de uma distribuição normal de média $\mu_{raj} = 10 \text{ m/s}$ e desvio-padrão $\sigma_{raj} = 3.33 \text{ m/s}$, o que contempla as rajadas mais severas a cerca de $3\sigma_{raj}$ de afastamento da média. São consideradas apenas rajadas paralelas ao solo e a direção é amostrada de uma distribuição uniforme.

O tempo entre rajadas é amostrado de uma distribuição exponencial de valor esperado $\lambda_{raj} = 30 \text{ s}$, a duração de cada rajada é amostrada de uma distribuição normal de média 3 s e desvio-padrão 1 s.

No MIL-HDBK-1797 também é apresentado o formato da curva representando a rajada no espaço. É o formato "1-cosseno", definido por (2.49), onde d_m é o comprimento da rajada, V_m a intensidade e x_m é a distância percorrida pelo artefato na direção m desde o início da rajada. A equação é aplicada nas duas dimensões. Neste trabalho, o

comprimento da rajada é fixo $d_x = d_y = 120$ m e cada rajada definida por (2.49) é somada a outra idêntica no sentido oposto e atrasada, de modo a anular a influência após o tempo de duração da rajada.

$$V_m = \begin{cases} 0 & \text{se } x_m < 0 \\ \frac{V_m}{2} \left(1 - \cos \left(\frac{\pi x_m}{d_m} \right) \right) & \text{se } 0 \leq x_m \leq d_m \\ V_m & \text{se } x_m \geq d_m \end{cases} \quad (2.49)$$

3 Controle

Este capítulo trata do desenvolvimento do sistema de controle do artefato estudado. O controle é dividido em pilotagem e guiamento. O guiamento é responsável por gerar os sinais que devem ser seguidos para realizar a trajetória desejada. A pilotagem é responsável por determinar as deflexões necessárias nas superfícies de controle de forma a seguir os sinais dados pelo guiamento e por manter a estabilidade do sistema.

Para projetar os sistemas de pilotagem, são utilizadas linearizações do modelo não-linear obtido no capítulo anterior em diversos pontos de equilíbrio instantâneo. Os pontos de equilíbrio são instantâneos pois não há um estado estacionário durante o voo do sistema não propulsado, já que a sustentação gerada não é suficiente para manter uma condição constante. Desta forma, são definidos diversos pontos no envelope de voo, dados por número de Mach e altitude. Os números de Mach são os mesmos da tabela 2.3 e as altitudes variam de 0 a 10 km com passo de 1 km. Para cada ponto, são encontradas as condições de equilíbrio instantâneas e, a partir destas condições o modelo é linearizado numericamente.

A trajetória desde o lançamento até o impacto no solo é dividida em duas fases principais, a navegação e a fase terminal. Na navegação, o objetivo é manter um ângulo de ataque que resulte no alcance máximo, corrigindo apenas pequenos desvios laterais

na trajetória. Na fase terminal o objetivo é voar diretamente até o alvo. Desta forma, existem dois tipos de condições de equilíbrio instantâneo possíveis, um na navegação, em que o artefato realiza as deflexões necessárias nos *canards* para manter um determinado ângulo de ataque; e outro na fase terminal, no qual a condição de equilíbrio instantâneo é considerada sem deflexões nos *canards*. Por simplicidade, no projeto dos sistemas de controle deste trabalho utiliza-se apenas a condição de equilíbrio sem deflexões nos *canards* e com ângulo de ataque nulo, visto que o ângulo de ataque mantido na fase de navegação é relativamente pequeno (6° , conforme seção 2.4.2).

3.1 Métodos de Otimização Numérica

Tanto para encontrar as condições de equilíbrio instantâneas quanto para encontrar os ganhos dos controladores em todo o envelope são utilizados métodos de otimização numérica. Esta seção descreve os métodos de otimização utilizados neste trabalho. Mais informação sobre os métodos apresentados podem ser encontradas em [Allaire \(2007\)](#).

3.1.1 Método Simplex

O método Simplex de Nelder-Mead é utilizado para otimização de parâmetros sem nenhuma restrição. Uma das características deste método é que não é necessário o cálculo de gradientes da função a ser minimizada; basta conhecer o valor da função em um determinado número de pontos. A implementação utilizada neste trabalho é descrita por [Lagarias *et al.* \(1996\)](#).

Um simplex é o mais simples poliedro convexo em um espaço n-dimensional. Por exemplo, no \mathbb{R}^2 o simplex é um triângulo e no \mathbb{R}^3 um tetraedro. O método simplex de

otimização funciona com um simplex inicial dado. O valor da função f a ser minimizada é calculado em cada vértice do simplex e os valores são ordenados. Sendo $[x_1, \dots, x_n, x_{n+1}]$ os vértices ordenados, a cada iteração, o vértice com maior valor da função (x_{n+1}) é refletido sobre o centróide \bar{x} dos outros vértices, gerando o novo vértice x_r . Dependendo do valor da função em x_r , tem-se as seguintes possibilidades:

- **Expansão:** Se $f(x_r) < f(x_1)$, encontra-se o vértice x_e na reta formada por \bar{x} e x_r , sendo x_r o ponto médio entre x_e e \bar{x} . Se $f(x_e) < f(x_r)$ insere-se x_e na lista de vértices, remove-se x_{n+1} e termina-se esta iteração. Caso contrário insere-se x_r na lista de vértices, remove-se x_{n+1} e termina-se esta iteração.
- **Contração para o Exterior:** Se $f(x_n) \leq f(x_r) < f(x_{n+1})$, encontra-se o vértice x_c na reta formada por \bar{x} e x_r , sendo x_c o ponto médio entre x_r e \bar{x} . Se $f(x_c) \leq f(x_r)$, insere-se o vértice x_c , remove-se x_{n+1} e termina-se esta iteração. Caso contrário é realizado o passo de encolhimento.
- **Contração para o Interior:** Se $f(x_r) \geq f(x_{n+1})$, encontra-se o vértice x_c na reta formada por \bar{x} e x_{n+1} , sendo x_c o ponto médio entre x_{n+1} e \bar{x} . Se $f(x_c) \leq f(x_{n+1})$, insere-se o vértice x_c na lista de vértices, remove-se o vértice x_{n+1} e termina-se esta iteração. Caso contrário é realizado o passo de encolhimento.
- **Encolhimento:** Mantém o vértice x_1 . Todos os outros vértices se tornam os pontos médios das retas entre x_1 e o vértice anterior.

A figura 3.1 mostra exemplos de cada operação que pode ser realizada pelo método no \mathbb{R}^2 . A idéia do método é expandir o simplex quando se encontra um vértice que apresenta menor custo do que os anteriores, na direção deste vértice; contrair o simplex quando se encontra um vértice que apresenta maior custo que os anteriores, pois a reflexão deve ter

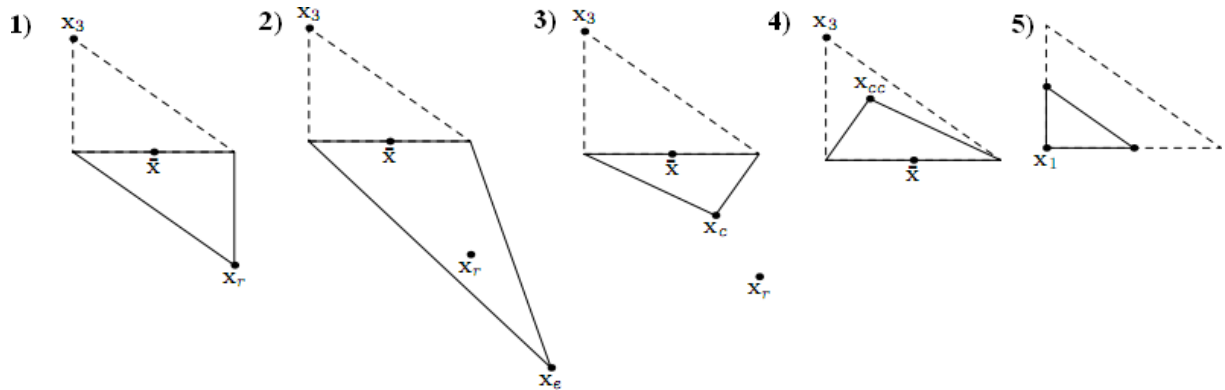


FIGURA 3.1 – Exemplos de operações do método Simplex (LAGARIAS *et al.*, 1996): (1) reflexão; (2) expansão; (3) contração para o exterior; (4) contração para o interior; e (5) encolhimento.

levado os vértices para longe da solução; e encolher todos os vértices caso mesmo após a contração o vértice encontrado continuar pior que os anteriores, fazendo com que todos os vértices atuais se aproximem do atual melhor.

3.1.2 Método SQP

O método SQP (*Sequential Quadratic Programming*) é utilizado para otimização de funções não-lineares na presença de restrições. Sendo $f(x)$ a função a ser minimizada na presença de n restrições dadas por $g_i(x) = 0$ ou $g_i(x) \leq 0$, o método consiste em formular, a cada passo, uma aproximação quadrática da função de Lagrange e uma aproximação linear das restrições. A função de Lagrange é dada por (3.1). O subproblema resolvido a cada iteração após as aproximações consiste em encontrar d que minimiza (3.2) sujeito às restrições do tipo (3.3) e do tipo (3.4). Este problema é resolvido por algoritmos de programação quadrática. H_k é uma aproximação da matriz Hessiana e pode ser obtida por algum método quasi-Newtoniano.

$$L(x, \lambda) = f(x) + \sum_{i=1}^n \lambda(i) \cdot g_i(x) \quad (3.1)$$

$$\frac{1}{2} \cdot d^T H_k d + \nabla f(x_k)^T d \quad (3.2)$$

$$\nabla g_i(x_k)^T d + g_i(x_k) = 0 \quad (3.3)$$

$$\nabla g_i(x_k)^T d + g_i(x_k) \leq 0 \quad (3.4)$$

Encontrado d , a próxima iteração é dada por $x_{k+1} = x_k + \alpha_k \cdot d_k$, onde o α_k é obtido por um procedimento de busca linear de forma a causar uma redução suficiente na função de custo.

3.2 Condições de Equilíbrio Instantâneas

A obtenção das condições de equilíbrio instantâneas é feita através do método Simplex, como em [Stevens e Lewis \(1992\)](#).

3.2.1 Sem Deflexões

Sem deflexões nos *canards*, dada uma altitude h e número de Mach M , a condição de equilíbrio instantânea é considerada sem movimento lateral e sem rolamento, ou seja, $\beta = 0, \phi = 0, p = 0, r = 0$. A posição em z é dada por $-h$ e a velocidade V_T é obtida através de M e h pelo modelo atmosférico. O ângulo θ é considerado nulo. Para encontrar q e α de equilíbrio, deve-se obter os valores que minimizem \dot{q} e $\dot{\alpha}$. Desta forma, o método Simplex é utilizado com valor inicial nulo para as duas variáveis e com a função de custo $c = \dot{q}^2 + \dot{\alpha}^2$. O modelo em malha aberta do sistema implementado em Simulink é simulado para cada valor inicial e a função custo é calculada numericamente a partir dos resultados da simulação. Após a convergência na tolerância de 10^{-4} são obtidos os valores para q e α de equilíbrio em cada ponto do envelope, que são exibidos na figura [3.2](#). É possível

notar que os valores de equilíbrio instantâneo para as duas variáveis são pequenos, o que mostra que a aproximação inicial por zero (desprezando o efeito da gravidade) é razoável.

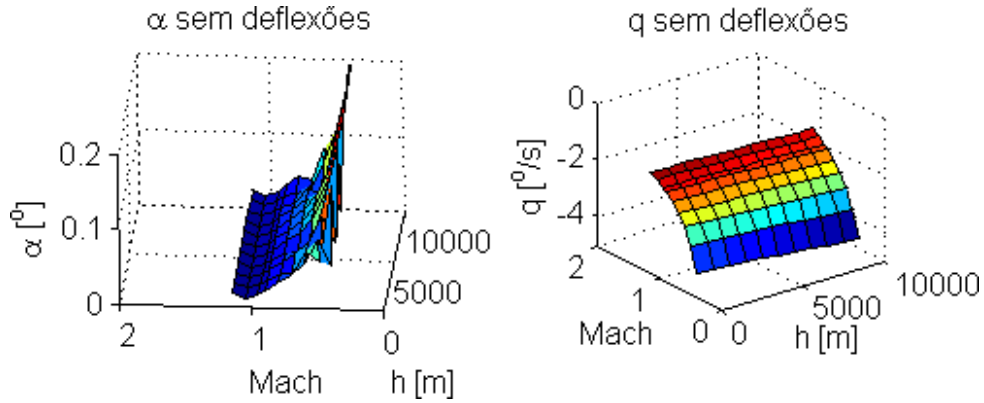


FIGURA 3.2 – q e α de equilíbrio sem deflexões.

3.2.2 Com Deflexões

As condições de equilíbrio instantâneas com deflexões nos *canards* são utilizadas durante a fase de navegação, na qual o ângulo de ataque que resulta no C_L/C_D máximo deve ser mantido para garantir o máximo alcance e para isso devem ser mantidas deflexões do tipo profundo nos *canards*. O procedimento a ser realizado é idêntico ao utilizado anteriormente, porém neste caso o α é conhecido (é obtido através da curva de C_L/C_D , na figura 2.8). A velocidade de arfagem q e as deflexões nas empenas devem ser encontradas no equilíbrio instantâneo. Considera-se que não há movimento lateral e rolamento, ou seja, $\beta = 0, \phi = 0, p = 0, r = 0$. A posição em z é dada por $-h$ e a velocidade V_T é obtida através de M e h pelo modelo atmosférico. O ângulo θ é considerado nulo. Como a entrada de profundor é dada por deflexões idênticas nos quatro *canards*, uma única variável é necessária para defini-la. Desta forma, o método Simplex é utilizado, sendo a função custo dada por $c = \dot{q}^2 + \dot{\alpha}^2$.

A cada iteração o modelo em malha aberta implementado em Simulink é simulado com as condições iniciais (incluindo o α desejado) e a função custo é calculada numericamente a partir dos resultados da simulação. A otimização varia q e a entrada do tipo profundo, resultando na deflexão que mantém o C_L/C_D máximo e o q nesta condição. Após a convergência na tolerância de 10^{-4} são obtidos os valores para q e para a deflexão em cada *canard* em cada ponto do envelope, que são exibidos na figura 3.3 juntamente com o α que gera o C_L/C_D máximo. Nota-se que o α que resulta no C_L/C_D máximo é igual a 6° em praticamente todo o envelope, sendo alterado para 7° apenas na região supersônica. O comando do tipo profundo para manter o α praticamente independente da altitude e aumenta com o número de Mach na região subsônica.

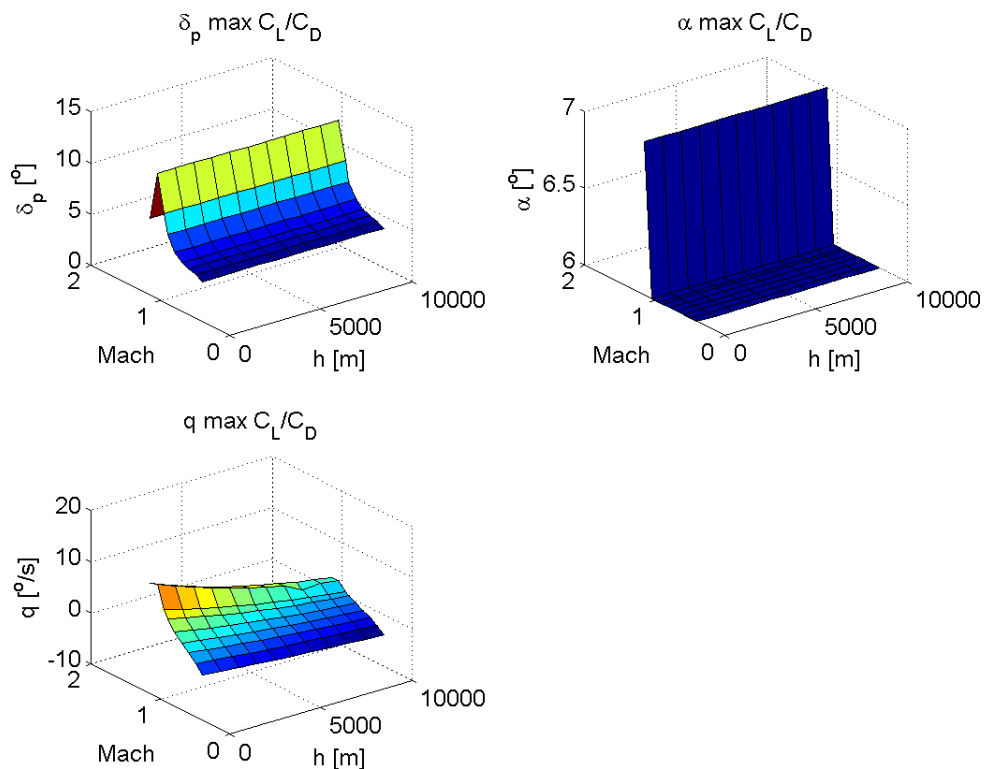


FIGURA 3.3 – α e δ_p para manter C_L/C_D máximo e q nesta condição.

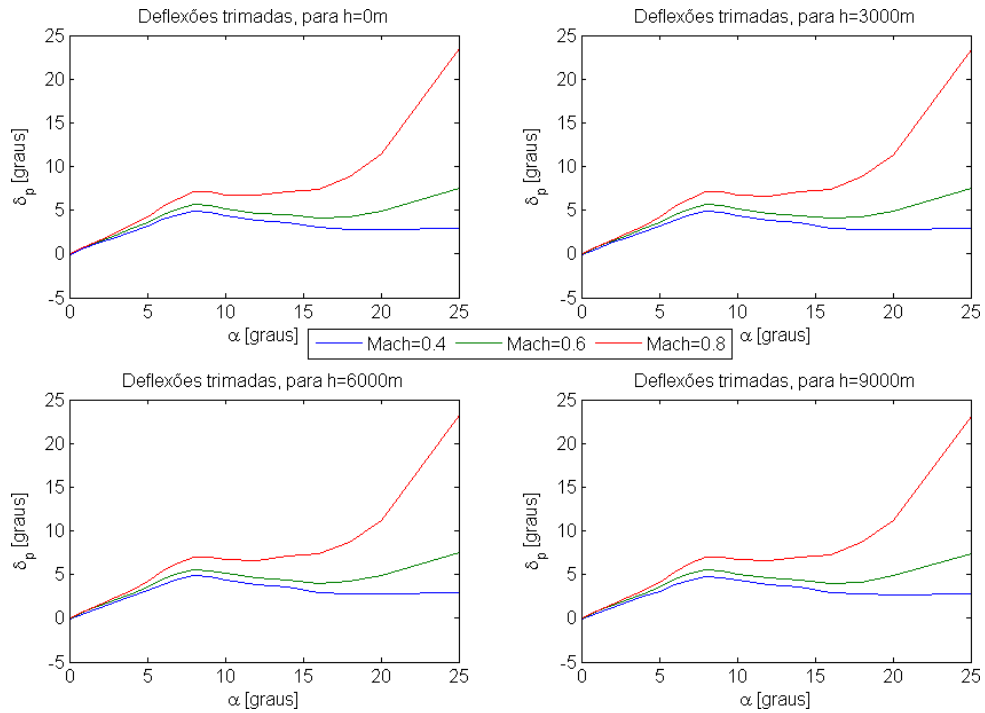
Além de obter as deflexões do tipo profundo necessárias para manter o ângulo de ataque que garante o máximo alcance, também são obtidas as deflexões que mantêm o artefato em diferentes ângulos de ataque. Tais deflexões trimadas em diversas condições

de altitude, número de Mach e ângulo de ataque são exibidas na figura 3.4. A análise desta figura revela que uma mesma deflexão do tipo profundor pode trimar o artefato em diferentes ângulos de ataque. Por exemplo, nota-se que para $Mach = 0,6$ a deflexão trimada para manter $\alpha = 6^\circ$ também pode trimar o artefato em um valor de α superior a 12° e em outro valor de α superior a 20° . Isto sugere que se a deflexão do tipo profundor for simplesmente mantida durante a fase de navegação, a presença de rajadas de vento ou outras perturbações podem alterar o ângulo de ataque mantido, não garantindo a relação C_L/C_D máxima.

Assim, é implementado um sistema para desativar, por 1 s, a deflexão mantida durante a fase de navegação caso o ângulo de ataque medido através do sistema de navegação inercial ultrapasse 12° . Desta forma a deflexão do tipo profundor é anulada e espera-se que o ângulo de ataque retorne a 0° , para então voltar ao valor desejado após 1 s. É importante notar que a medida de ângulo de ataque obtida através do sistema de navegação inercial é bastante imprecisa e desconsidera totalmente a presença de vento. Esta medida não pode ser utilizada para fechar a malha em um controlador de ângulo de ataque e é utilizada somente como uma estimativa grosseira de que o sistema está trimado em uma condição indesejada.

3.3 Linearização

O sistema estudado neste trabalho é essencialmente não-linear. No entanto, existem diversas ferramentas de controle que só são aplicáveis a sistemas lineares, como a análise do lugar das raízes, análise no espaço de estados e as funções de transferência.

FIGURA 3.4 – Valores de δ_p trimados para manter diferentes α .

Existem também técnicas de linearização que permitem encontrar um modelo linearizado que representa o modelo não-linear em uma região em torno do ponto de equilíbrio, como a aplicação sucessiva de pequenas perturbações. Segundo [Franklin, Powell e Workman \(1998\)](#), é provado que se um modelo linearizado por pequenas perturbações é estável, o sistema não-linear correspondente é estável em alguma região em torno do ponto de equilíbrio.

Seja um sistema invariante no tempo representado por equações não-lineares de estado. Pode-se escrever o sistema como $\dot{x} = f(x,u)$, onde x é o vetor de estados, u é o vetor de entradas de controle e f contém as equações de estado. As equações de (2.2) a (2.13) podem ser representadas desta forma. Considerando um ponto de equilíbrio instantâneo $[x_0, u_0]$, como o calculado na seção 3.2, tem-se que $f(x_0, u_0) = 0$. Desta forma, considerando-se pequenas perturbações $[\delta x, \delta u]$ em torno de $[x_0, u_0]$ e expandindo em série de Taylor, denotando as matrizes jacobianas por $\partial f / \partial x$ obtêm-se, como em [Stevens e](#)

Lewis (1992):

$$\frac{d}{dt}(x_0 + \delta x) = f(x_0 + \delta x, u_0 + \delta u) \quad (3.5)$$

$$\delta \dot{x} = \frac{\partial f}{\partial x} \delta x + \frac{\partial f}{\partial u} \delta u \quad (3.6)$$

Pode-se escrever que $\dot{x} = Ax + Bu$, onde x e u são perturbações em torno do ponto de equilíbrio e \dot{x} é o vetor derivada dos estados. A saída é dada por $y = Cx + Du$, sendo que, neste trabalho, y contém todos os estados e mais as acelerações em cada eixo do corpo. Este é o modelo linearizado e as matrizes A e B são dadas pelos jacobianos das equações de estado com relação aos estados e às entradas de controle, respectivamente. As linhas relativas às acelerações em C e D são obtidas de maneira semelhante, escrevendo-se as acelerações em função dos estados e das entradas de controle, dadas as perturbações inseridas nos estados e nas entradas de controle. O restante das linhas de C corresponde às linhas da matriz identidade de mesma ordem de A e o restante das linhas de D são nulas.

Como o sistema estudado apresenta equações de estado que dependem de muitos parâmetros e grande parte destes parâmetros são interpolados de tabelas multidimensionais, opta-se, por simplicidade, por realizar uma linearização numérica para a obtenção das matrizes A , B , C e D em diversos pontos de equilíbrio.

A linearização numérica consiste em estimar as matrizes jacobianas de forma iterativa inserindo pequenas perturbações em cada variável de estado e em cada entrada de controle, para obter as derivadas de cada estado do modelo em malha aberta implementado em Simulink. Como o objetivo é encontrar uma função linear para \dot{x} e para y , encontra-se a influência de cada estado sobre as derivadas dos outros estados e sobre as acelerações e o

mesmo é feito para cada entrada de controle. Assim, para cada perturbação inserida em um estado, uma coluna das matrizes A e C é obtida e para cada perturbação inserida em uma entrada de controle, uma coluna das matrizes B e D é obtida. A derivada parcial de uma função $g(v)$ expandida em série de Taylor em torno de $v = v_e$, dada uma pequena perturbação h pode ser estimada por (STEVENS; LEWIS, 1992):

$$\frac{\partial g}{\partial v}(v_e) = \frac{g(v_e + h) - g(v_e - h)}{2h} \quad (3.7)$$

Deve-se determinar a pequena perturbação h a ser inserida em cada estado e entrada de controle. Uma perturbação muito grande pode ocasionar erros grandes no truncamento da série de Taylor, enquanto uma perturbação muito pequena pode gerar erros de precisão numérica. Neste trabalho a perturbação é definida de forma iterativa, através dos seguintes passos:

- Inicialmente a perturbação é 5% do valor de equilíbrio do estado ou entrada de controle e 0,1 caso o equilíbrio seja em 0;
- A cada iteração, a perturbação é dividida por dois;
- Caso a maior diferença entre a coluna obtida com uma perturbação e a coluna obtida com a perturbação da iteração anterior seja inferior à tolerância de 0,01, termina-se o processo e utiliza-se a última coluna obtida como resposta;
- Caso a maior diferença entre a coluna obtida com uma perturbação e a coluna obtida com a perturbação da iteração anterior seja maior que a maior diferença obtida na iteração anterior, termina-se o processo e utiliza-se a coluna obtida na iteração anterior como resposta.

O modelo é linearizado em torno de cada ponto definido por todas as combinações de número de Mach e altitude dadas na tabela 2.3, considerando-se os pontos de equilíbrio sem deflexões encontrados na seção 3.2.1. As figuras de 3.5 a 3.7 mostram uma comparação das respostas em malha aberta do sistema não-linear e do modelo linearizado, com entradas *doublet* de 3° do tipo profundo, leme e aileron, respectivamente, na condição de $Mach = 0,6$ e $h = 5$ km. O *doublet* é definido como uma entrada positiva entre os 2 s e 4 s, seguida de uma entrada negativa até os 6 s. É interessante notar que o sistema em malha aberta é bastante oscilatório e entradas de maior amplitude podem levar o sistema para condições onde o modelo linearizado não é mais válido. Na figura 3.5 nota-se uma discrepância inicial no ângulo de arfagem, antes da entrada de profundor ocorrer. Isto ocorre pela ação da gravidade, que causa um pequeno ângulo de ataque, gerando um momento restaurador que faz com que o artefato tenda a apontar para o solo. O peso é uma constante que não depende de nenhum estado nem das entradas de controle e por isso sua influência desaparece no processo de linearização do modelo.

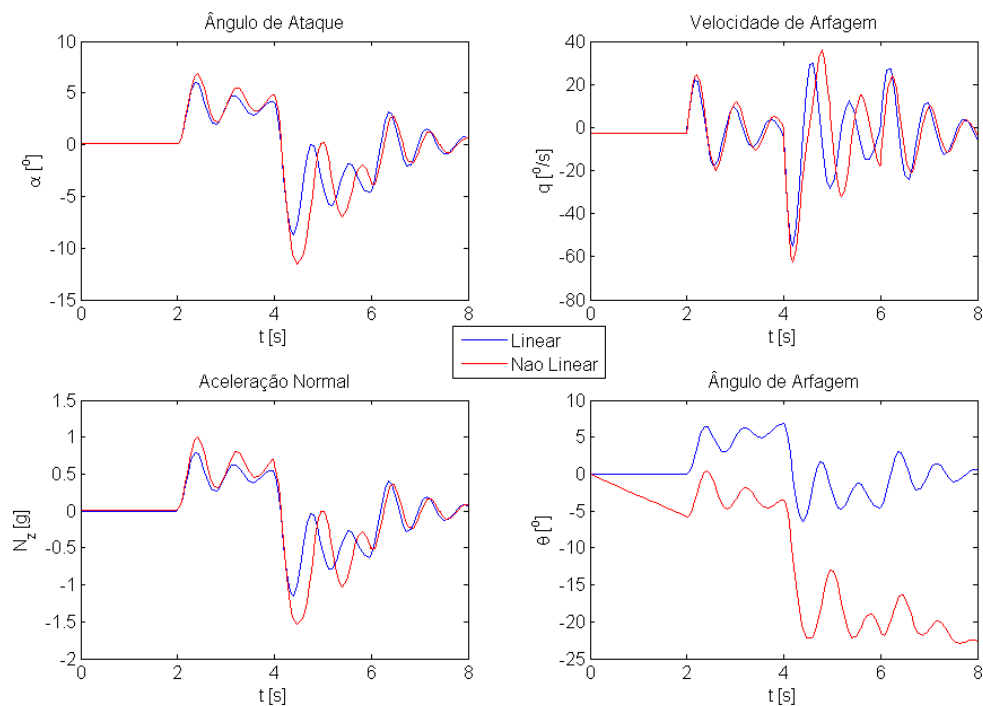


FIGURA 3.5 – Respostas em malha aberta para entrada *doublet* de 3° do tipo profundo.

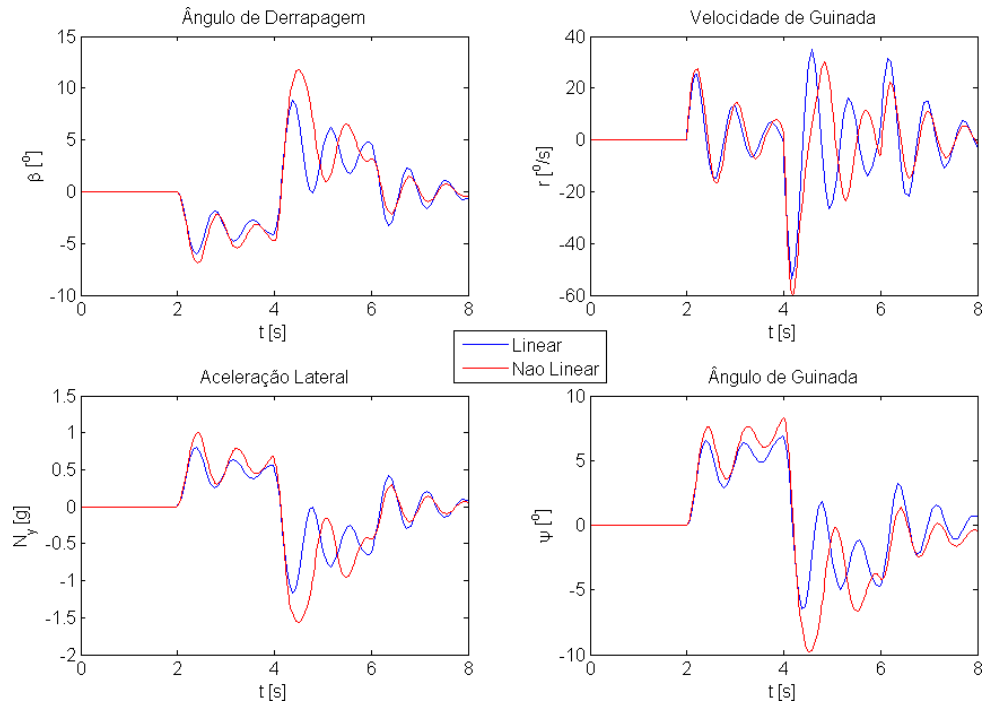


FIGURA 3.6 – Respostas em malha aberta para entrada *doublet* de 3° do tipo leme.

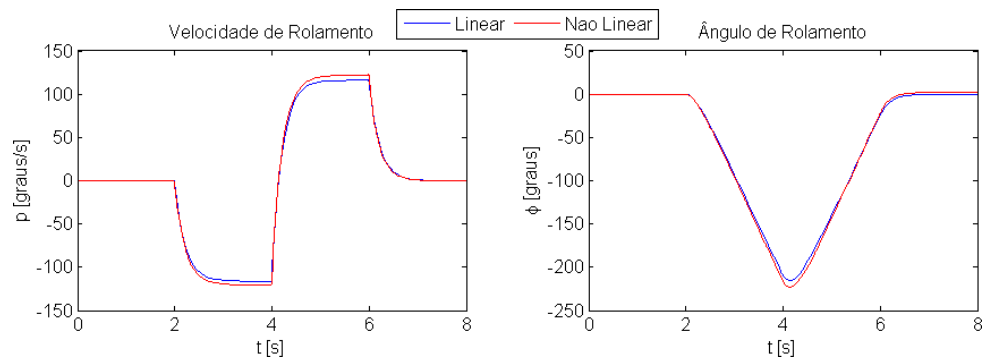


FIGURA 3.7 – Respostas em malha aberta para entrada *doublet* de 3° do tipo aileron.

Como o artefato estudado tem dois planos de simetria e assumindo-se que o rolamento seja controlado, o movimento lateral (no plano $X_b Y_b$), o movimento longitudinal (no plano $X_b Z_b$) e o movimento de rolamento (em torno do eixo X_b) podem ser desacoplados (SIOURIS, 2004). Desta forma, as matrizes obtidas na linearização podem ser divididas, cada uma gerando três matrizes que descrevem cada um dos movimentos citados.

Os estados do movimento longitudinal utilizados desacoplados são $[V_T, \alpha, \theta, q]$, os do movimento lateral são $[\beta, r]$ e no rolamento considera-se apenas $[p]$. Os estados $[x, y, \phi, \psi]$ não influenciam nenhum dos outros e funcionam apenas como saídas, portando não são considerados nas análises realizadas. O estado h , correspondente à altitude, influencia muito pouco dinamicamente e pode ser desconsiderado (STEVENS; LEWIS, 1992). Assim é possível analisar os movimentos independentemente.

Utilizando as matrizes do sistema linearizado na condição de $Mach = 0,6$ e $h = 5$ km e desacoplando as do movimento longitudinal, do movimento lateral e de rolamento, obtêm-se as matrizes de estados (A_{long} , A_{lat} e A_{roll}) e de controle (B_{long} , B_{lat} e B_{roll}), dadas pelas equações de (3.8) a (3.13), onde as colunas de cada matriz correspondem à ordem em que os estados foram citados no parágrafo anterior.

$$A_{long} = \begin{bmatrix} -0,0093 & 0,168 & -9,8099 & -0,0003 \\ -0,0154 & -0,3752 & 0,0035 & 57,21 \\ 0 & -5,72 * 10^{-5} & 0 & 0,9999 \\ -0,0005 & -1,1445 & 0 & -1,5631 \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

$$B_{long} = \begin{bmatrix} -2,37 * 10^{-5} & -2,41 * 10^{-5} & -2,41 * 10^{-5} & -2,37 * 10^{-5} \\ -0,00487 & -0,00498 & -0,00498 & -0,00487 \\ 1,71 * 10^{-5} & 1,71 * 10^{-5} & 1,71 * 10^{-5} & 1,71 * 10^{-5} \\ 0,34188 & 0,3423 & 0,3423 & 0,34188 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} -0,3763 & -57,21 \\ 1,145 & -1,463 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} -0,004872 & 0,004946 & -0,004946 & -0,004872 \\ -0,3431 & 0,3410 & -0,3410 & 0,3431 \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$A_{roll} = \begin{bmatrix} -4,799 \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$B_{roll} = \begin{bmatrix} -0,8216 & -0,7993 & 0,8216 & 0,7993 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Calculando os autovalores de cada matriz obtêm-se os polos de malha aberta do sistema. A figura 3.8 mostra a superposição dos polos dos movimentos longitudinal, lateral e de rolamento, para todas as condições de voo linearizadas.

Nos polos do movimento longitudinal, pode-se perceber claramente os modos naturais longitudinais de muitos veículos aéreos, o curto período e o movimento fugoidal. O curto período é um modo natural rápido e razoavelmente amortecido que afeta principalmente ângulo de ataque e velocidade de arfagem, enquanto a fugóide é um modo natural bastante lento e pouco amortecido, que afeta principalmente a velocidade linear e ângulo de arfagem, sendo causada por trocas entre as energias potencial e cinética enquanto a altitude aumenta ou diminui (STEVENS; LEWIS, 1992).

No movimento lateral, percebe-se apenas o curto período, praticamente idêntico ao curto período do movimento longitudinal, dado que são simétricos. No movimento longi-

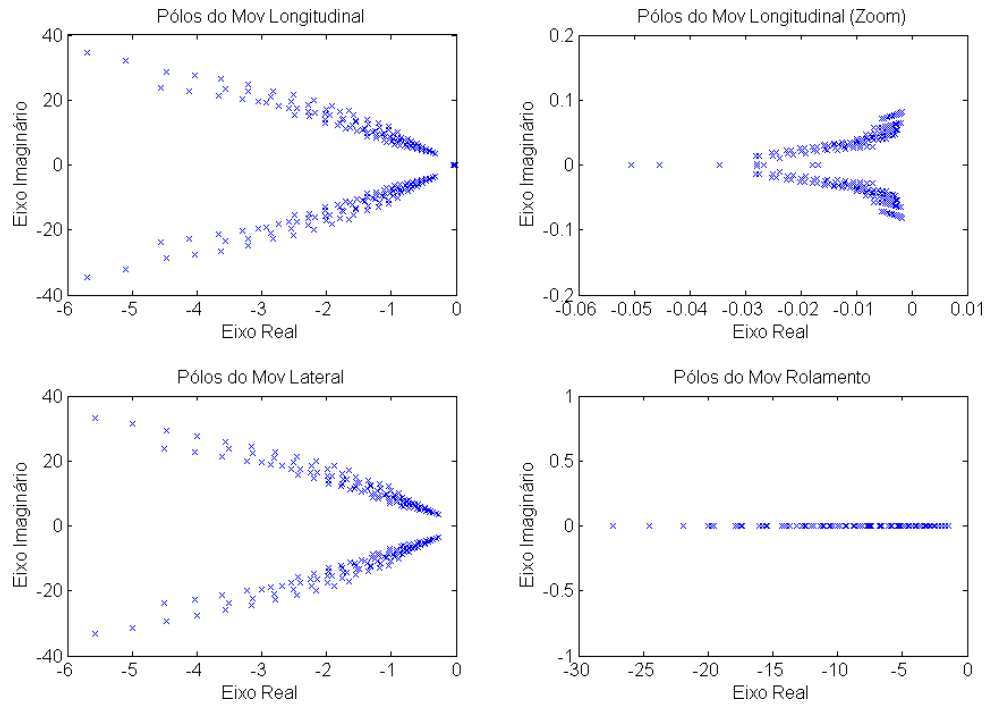


FIGURA 3.8 – Polos de malha aberta do sistema.

tudinal tem-se apenas um polo real, em geral bastante rápido, que representa o modo de rolamento.

A tabela 3.1 mostra cada modo natural do sistema estudado e as faixas em que as frequências naturais e os coeficientes de amortecimento variam com as condições de voo. Nota-se que existem três condições de voo extremas para Mach próximo de 1 e baixa altitude onde os polos complexos do modo fugoidal se degeneram e caem sobre o eixo real. Este é o motivo do amortecimento máximo ser 1, pois o modo deixa de ser oscilatório. As condições são: $Mach = 0,95$ e $h = 0$ m; $Mach = 0,95$ e $h = 1.000$ m; e $Mach = 1,05$ e $h = 0$ m. Também é possível verificar que a máxima frequência natural do sistema é 5,555 Hz.

TABELA 3.1 – Variação de frequências e coeficiente de amortecimento dos modos naturais

	Frequência (Hz)	Amortecimento
Longitudinal - Curto Período	0,559 a 5,555	0,088 a 0,188
Longitudinal - Fugóide	0,003 a 0,013	0,021 a 1,000
Lateral	0,557 a 5,368	0,077 a 0,185
Rolamento	0,235 a 4,345	-

3.4 Pilotagem

A pilotagem do artefato estudado é dividida em três subsistemas, a saber:

- Sistema de Aumento de Estabilidade (*Stability Augmentation System, SAS*): Sua função é basicamente aumentar o amortecimento natural do sistema em resposta a entradas do tipo profundor;
- Controlador de Rolamento: Sua função é evitar o rolamento do sistema na fase de navegação, ou seja, manter $\phi = 0$ e $p = 0$; e
- Seguidores de Aceleração: Sua função é fazer com que o artefato siga as referências de aceleração geradas pelo guiamento. São dois subsistemas, um para seguir comandos de aceleração vertical e outro para aceleração lateral.

A estratégia de implementação dos controladores resume-se a utilizar métodos manuais de projeto de controladores em um ponto central do envelope (escolhido em $Mach = 0,6$ e $h = 5.000$ m) e utilizar as técnicas de otimização descritas em 3.1 para encontrar ganhos que cumprem os requisitos definidos em todo o envelope de voo. O projeto no ponto central é feito com base na linearização do modelo em torno do ponto equilíbrio com ângulos de ataque e derrapagem nulos e sem deflexões nos *canards*.

O sistema estudado é de múltiplas entradas e múltiplas saídas, pois existem quatro superfícies de controle independentes como entrada e diversas variáveis de interesse como saídas. No entanto, para cada subsistema é possível encontrar uma representação de única entrada para facilitar o projeto dos controladores, utilizando as definições de comandos de leme, profundor e *aileron* da seção 2.4.1 e é possível selecionar uma única saída para ser controlada.

3.4.1 Sistema de Aumento de Estabilidade

Na tabela 3.1 pode-se notar que o modo de curto período longitudinal tem baixo coeficiente de amortecimento em todo o envelope de voo (o máximo é 0,19). Isto significa que após um comando de profundor a resposta natural é bastante oscilatória antes de estabilizar em uma condição. Estas oscilações podem ser vistas na figura 3.5.

Na fase de navegação o sistema deve manter as deflexões nos *canards* que garantem a maior relação C_L/C_D e, tanto no início como no final desta fase ocorre uma variação brusca no comando do tipo profundor solicitado. Com o baixo amortecimento natural, esta variação brusca na deflexão do tipo profundor poderia causar respostas oscilatórias de grandes amplitudes. Tais respostas poderiam fazer com que o sistema se afastasse da condição de equilíbrio, potencializando os efeitos das não-linearidades e podendo levar o sistema para uma condição de equilíbrio diferente da prevista, respondendo de maneira indesejável.

Uma solução para este problema é a implementação de um sistema de aumento de estabilidade, semelhante ao proposto por Stevens e Lewis (1992) para aeronaves. Este sistema consiste simplesmente em um controlador proporcional, com realimentação da medida da velocidade de arfagem na entrada do tipo profundor, com um ganho que deve ser determinado. A figura 3.9 mostra o diagrama deste sistema de controle.

3.4.1.1 Projeto na Condição Central

Para determinar o ganho de realimentação na condição central, o curto período é desacoplado do movimento fugoidal nas matrizes (3.8) e (3.9), como é feito por Blakelock (1991) no projeto de controladores longitudinais, já que o acoplamento entre o dois modos

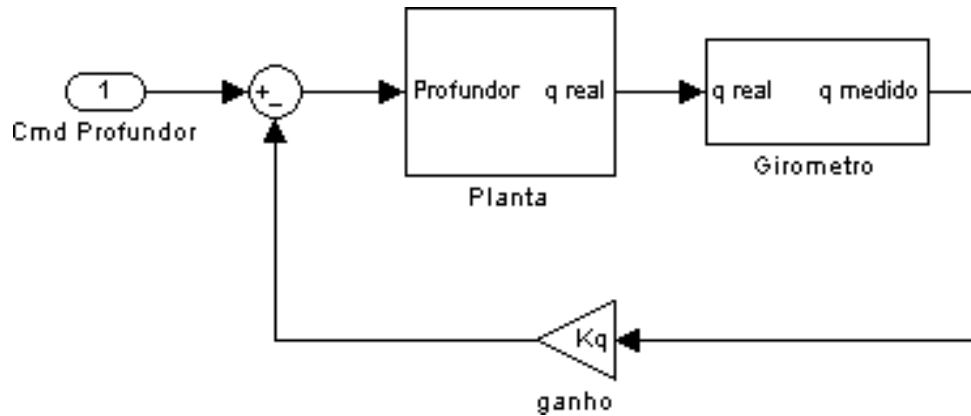


FIGURA 3.9 – Diagrama do sistema de aumento de estabilidade.

é pouco significativo e o interesse deste controlador é apenas amortecer q . Na matriz de controle, as colunas são somadas para representar um comando de profundor, no qual todos os *canards* são defletidos no mesmo sentido com a mesma amplitude. Desta forma, são obtidas as seguintes matrizes:

$$A_{sas} = \begin{bmatrix} -0,3752 & 57,21 \\ -1,144 & -1,563 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

$$B_{sas} = \begin{bmatrix} -0,0197 \\ 1,368 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

A figura 3.10 mostra o lugar das raízes do sistema definido pelas matrizes A_{sas} e B_{sas} , com a realimentação de q . É possível perceber que, aumentando o ganho de realimentação o par de polos complexos conjugados se afasta do eixo imaginário e se aproxima do eixo real, aumentando o amortecimento. É definido um requisito de coeficiente de amortecimento $\xi = 0,7$, que é obtido com um ganho $K_q = 7,13$.

A figura 3.11 mostra os diagramas de Bode para o sistema em malha aberta em série com o ganho K_q , onde é possível perceber que as margens de ganho e de fase são bastante grandes, mostrando que o sistema continua estável mesmo com variações significativas nos

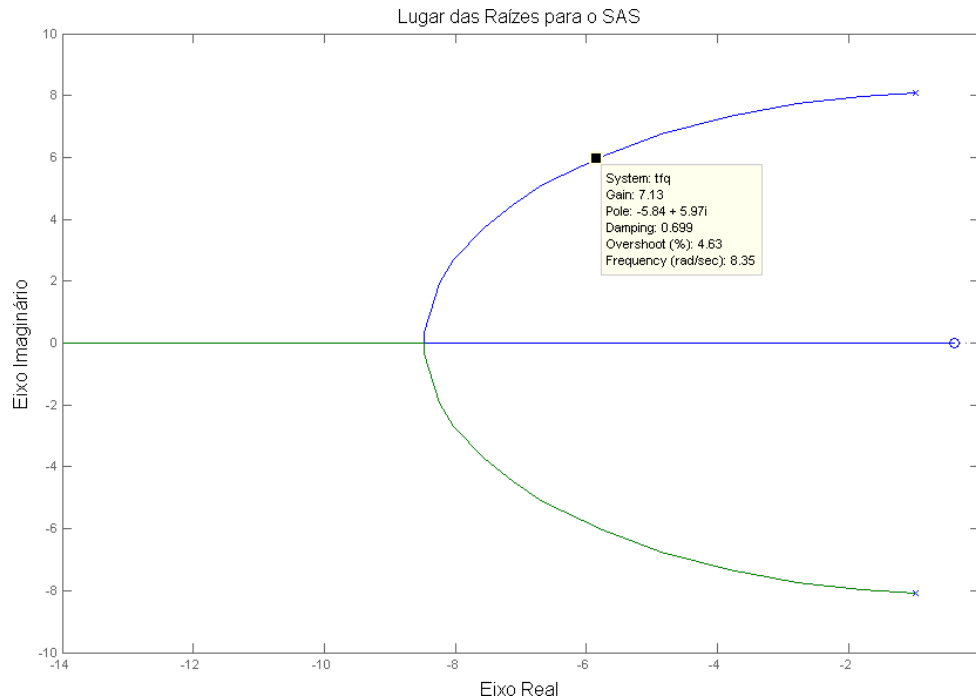


FIGURA 3.10 – Lugar das raízes para o SAS.

parâmetros da planta e nos ganhos, visto que o lugar das raízes se situa completamente no semi-plano esquerdo.

A figura 3.12 mostra as respostas do sistema a uma entrada degrau de profundor. Em todos os gráficos é possível observar claramente o aumento do amortecimento proporcionado pelo SAS. No modelo não-linear com entrada de 10° de profundor é possível perceber os efeitos das não-linearidades fazendo com que as discrepâncias sejam significativas em relação ao modelo linear, no entanto, o amortecimento da resposta ainda é obtido sem problemas.

3.4.1.2 Otimização de Ganhos

Feito o projeto na condição central do envelope, o valor de ganho obtido é utilizado como valor inicial para o algoritmo de otimização SQP, para que sejam obtidos os ganhos do SAS em todo o envelope de voo. A ordem em que o envelope é percorrido é importante

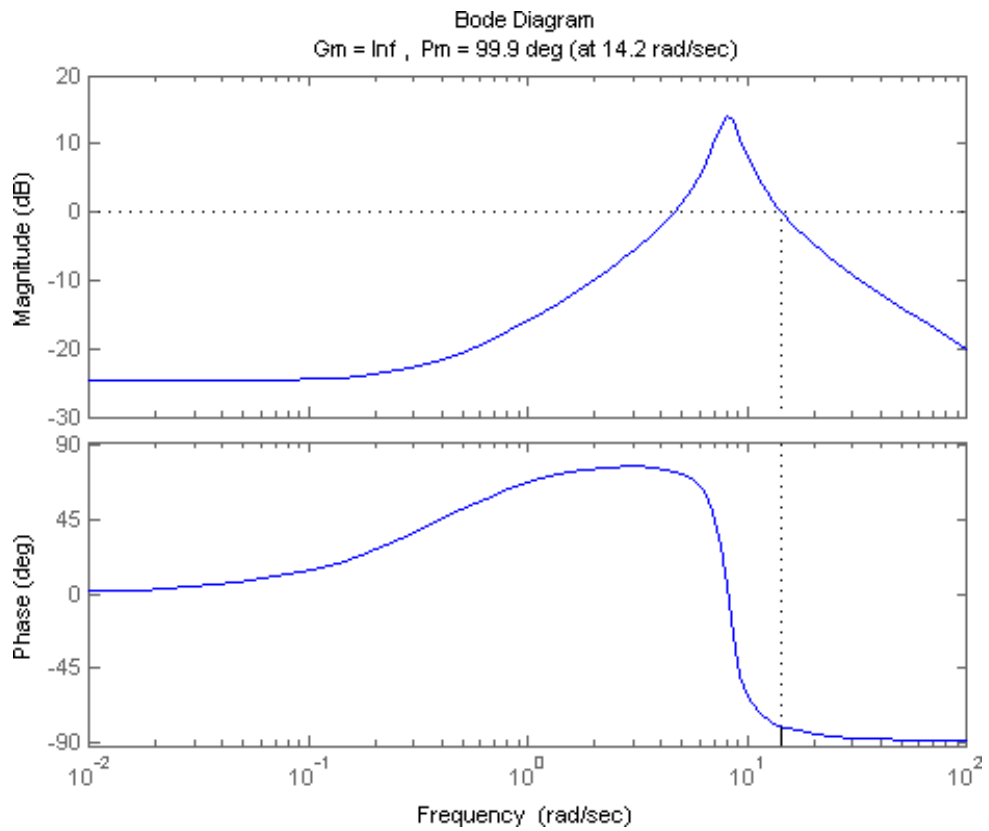


FIGURA 3.11 – Curvas de Bode para o SAS.

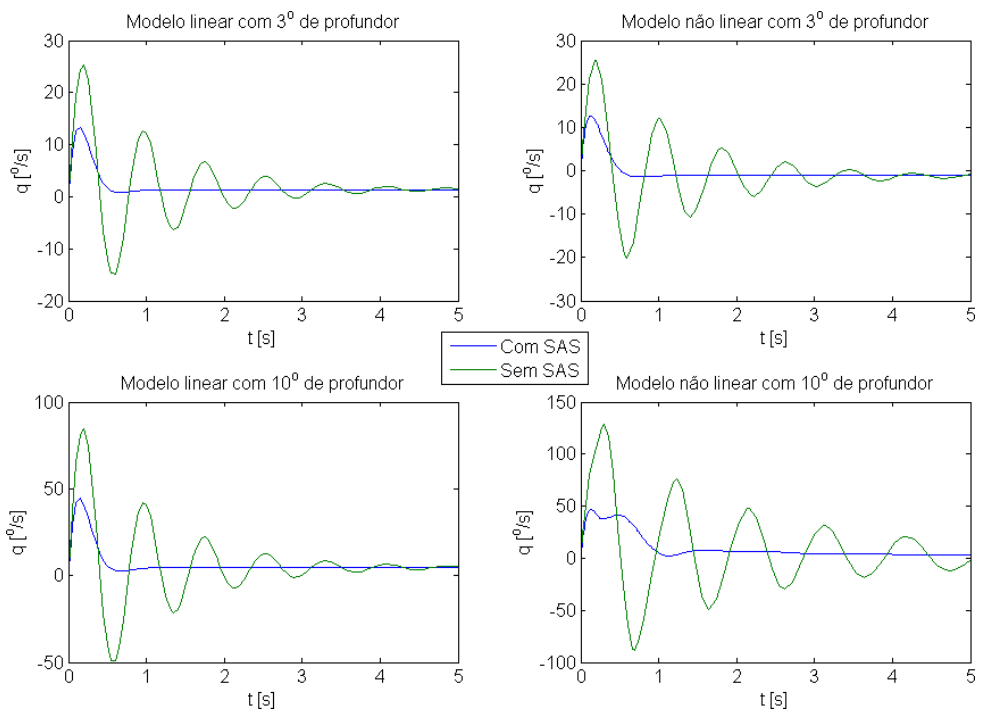


FIGURA 3.12 – Comparação de respostas a entradas degrau de profundor.

pois para cada ponto, a condição inicial utilizada é a de um ponto próximo já otimizado. A ordem percorrida é $[0,6; 0,7; 0,8; 0,95; 1,05; 1,15; 0,5; 0,4]$ para os números de Mach e $[5, 6, 7, 8, 9, 10, 4, 3, 2, 1, 0]$ km para as altitudes. Para cada número de Mach, os ganhos são otimizados para todas as altitudes antes de passar para o próximo valor. O valor inicial em $Mach = 0,6$ e $h = 5$ km é dado pelo projeto na condição central e para os outros pontos o valor inicial é dado da seguinte forma:

- Se já existir um ponto otimizado para o número de Mach atual, o valor inicial é definido como o do ponto otimizado de mesmo número de Mach e altitude mais próxima;
- Caso contrário, o valor inicial é definido como o do ponto otimizado de mesma altitude e número de Mach mais próximo. Este caso só ocorre para a altitude de $h = 5$ km.

Uma restrição de ganho entre 0 e 30 é imposta. O requisito definido para a otimização é a relação entre *undershoot* e *overshoot* de 5%. Deste modo, a função de custo é dada por (3.16), onde *ov* representa o *overshoot* (pico positivo da saída) e *un* representa o *undershoot* (pico negativo da saída). Opta-se por utilizar este requisito pois ele depende somente da forma da resposta desejada e não da posição dos polos do sistema linearizado como é utilizado no projeto na condição central. O valor de 5% é compatível com o obtido no projeto na condição central. A otimização é realizada considerando-se apenas o modelo linear.

Segundo Ogata (1998), um sistema de fase mínima tem estabilidade garantida mesmo com alteração de ganhos e parâmetros da planta dentro de certos limites caso a margem de ganho seja superior a 6 dB e a margem de fase esteja entre 30° e 60°. Desta forma,

faz-se que a função de custo tenha valor infinito caso a margem de ganho seja inferior a 6 dB ou a margem de fase seja inferior a 45° , garantindo as margens mínimas em cada ponto do envelope.

$$c = \left(\frac{(ov/un) - 0,05}{0,05} \right)^2 \quad (3.16)$$

A figura 3.13 mostra os ganhos e a relação entre *undershoot* e *overshoot* obtidos em cada ponto do envelope. Pode-se notar que o requisito é satisfeito com grande exatidão em todo o envelope e que os ganhos de realimentação são maiores a baixas velocidades e grandes altitudes. Isto ocorre pois a efetividade do controle se torna menor nestas condições, já que as forças e momentos aerodinâmicos dependem da massa específica do ar (que diminui com o aumento da altitude) e da velocidade aerodinâmica.

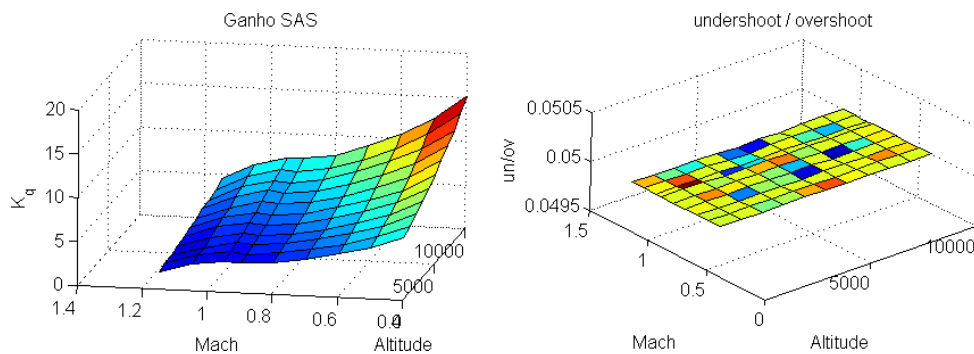


FIGURA 3.13 – Ganhos do SAS e valor do requisito em todo o envelope.

Deve-se analisar agora as respostas do modelo não-linear a entradas de profundor em diferentes condições de voo. A figura 3.14 mostra as respostas à entrada degrau de 3° de profundor para números de Mach variando entre 0,4 e 0,95. Em cada gráfico estão superpostas as respostas para as altitudes de 0 km, 3 km, 7 km e 10 km. A análise das respostas mostra que o controlador projetado cumpre o requisito de amortecer as oscilações da velocidade de arfagem em todo o envelope de voo.

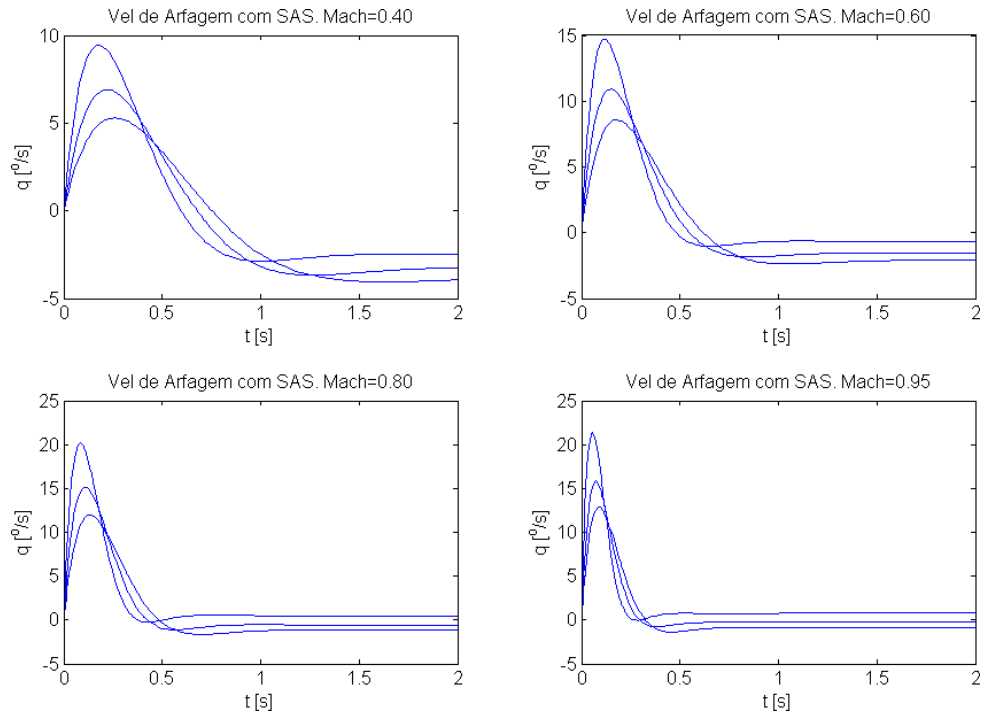


FIGURA 3.14 – Respostas do modelo não-linear com o SAS em diversas condições de voo.

3.4.2 Controlador de Rolamento

Durante a fase de navegação, o artefato deve manter um determinado comando do tipo profundor, que resulta no ângulo de ataque que garante a relação C_L/C_D máxima. Devido ao ângulo de ataque mantido, os *canards* superiores ficam obstruídos em relação ao escoamento e a sustentação gerada por eles é menor que a gerada nos *canards* inferiores. Caso haja vento lateral, a sustentação gerada pelos *canards* na direção do vento se torna maior do que a gerada nos *canards* obstruídos e esta assimetria na sustentação gerada em cada *canard* causa momento de rolamento no artefato. O mesmo ocorre quando há um comando de leme para corrigir a trajetória durante a fase de navegação, a assimetria entre as deflexões nos *canards* gera momento de rolamento.

Como todos os comandos são definidos com base no sistema de referência do corpo, caso haja rolamento durante a fase de navegação, as deflexões do tipo profundor mantidas para garantir relação C_L/C_D máxima não resultarão no maior alcance, já que a

sustentação gerada pelos *canards* não será alinhada com a vertical. Por esse motivo o rolamento é indesejável durante a fase de navegação e um controlador de rolamento deve ser implementado.

Cabe salientar que o sistema é estável em rolamento devido à configuração em X das superfícies aerodinâmicas, conforme as razões descritas por [Fleeman \(2001\)](#) e citadas na seção [2.3](#). No entanto, a intensidade do vento lateral e as deflexões assimétricas nos *canards* frequentemente geram torques de rolamento maiores que os torques restauradores que aparecem naturalmente, o que causa o rolamento do artefato.

Para que o sistema mantenha a trajetória prevista e o alcance máximo seja garantido, é essencial que o rolamento seja controlado durante a fase de navegação. Desta maneira, deve ser implementado um controlador de rolamento. Segundo [Chin \(1961\)](#), o controle de rolamento com a utilização de *canards* não é muito eficaz devido à sua pequena superfície e o efeito de *downwash* nas empenas. Isto é verificado neste trabalho e a solução escolhida é limitar a aceleração lateral comandada durante a fase de navegação para que não ocorra um movimento de rolamento descontrolado, conforme explicado na seção [3.4.4](#).

Considerando que não exista nenhum sensor embarcado no artefato que meça o ângulo de rolamento ϕ , o controlador deve ser implementado com a realimentação da velocidade de rolamento p medida pelo giroscópio. Para eliminar o erro em regime, um integrador é adicionado, configurando um controlador Proporcional-Integral (PI). A figura [3.15](#) mostra o diagrama de controlador implementado.

Um problema que pode ocorrer com um integrador na malha de controle é que, caso haja saturação dos atuadores ou por algum motivo o sinal de erro não possa ser zerado rapidamente, a integral do erro pode crescer muito gerando sinais de controle incorretos. Este fenômeno é conhecido como *windup* ([STEVENS; LEWIS, 1992](#)). Para o controlador

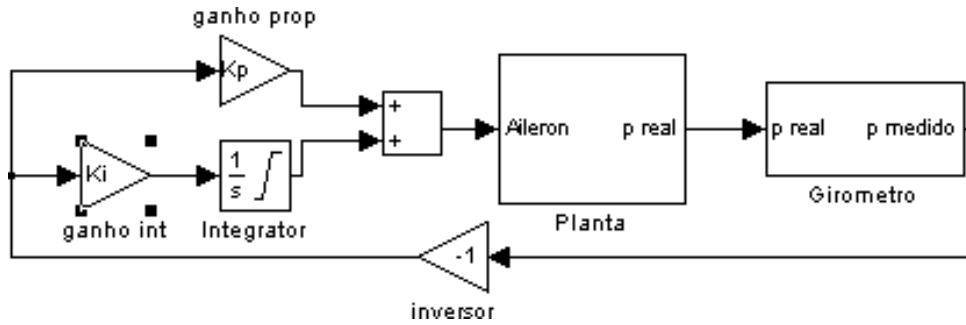


FIGURA 3.15 – Diagrama do sistema de controle de rolamento.

de rolamento, o valor da saída do integrador com o ganho é limitado em 12,5, que é metade da excursão máxima permitida para os *canards*, de modo a reduzir o efeito do *windup*.

3.4.2.1 Projeto na Condição Central

Nas condições da linearização em torno do ponto de equilíbrio, a matriz desacoplada de estado referente ao rolamento possui apenas um elemento, correspondente à velocidade de rolamento p . Isto ocorre porque, com ângulos de ataque e derrapagem nulos, o único estado que influencia p é o próprio p , através da derivada dinâmica c_{lp} . As outras influências vem da matriz de controle B_{roll} , que deve ser transformada para uma única entrada de modo a facilitar o projeto. Isto é feito simplesmente subtraindo as duas primeiras colunas da soma das duas últimas, já que um comando de aileron corresponde a deflexões de mesma amplitude mas de sinais opostos nos pares de *canards* (1,2) e (3,4), como mostrado na tabela 2.2. Deste modo, as matrizes utilizadas no projeto são a matriz A_{roll} definida em (3.12) e a matriz $B_{roll} = -1 * (-0,822) - 1 * (-0,799) + 0,822 + 0,799 = 3,24$.

A função de transferência do controlador PI é dada pela equação (3.17), donde percebe-se que o efeito do controlador é adicionar, em malha aberta, um polo em 0 e um zero em $-K_i/K_p$. Desta forma, a posição do zero pode ser escolhida através da relação entre os ganhos e o quanto os polos de malha fechada caminham sobre o lugar das

raízes pode ser escolhido através do módulo dos ganhos.

$$C(s) = \frac{K_p \cdot s + K_i}{s} \quad (3.17)$$

A figura 3.16 mostra o lugar das raízes do modo de rolamento em malha aberta com o compensador PI. Percebe-se que um dos polos de malha fechada se desloca entre o polo em zero e o zero inserido pelo controlador, enquanto o outro polo se desloca entre o polo natural de rolamento e $-\infty$.

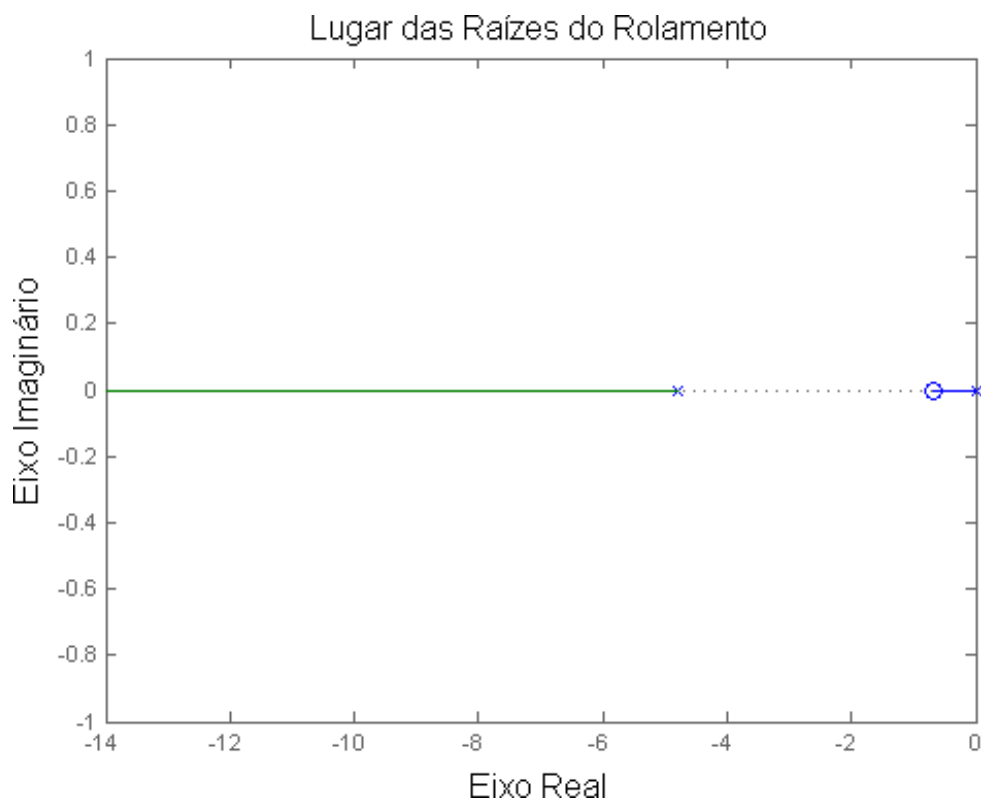


FIGURA 3.16 – Lugar das raízes do rolamento com compensador.

Segundo Kuo (1996), uma boa prática para o projeto de controladores PI é escolher K_p e K_i de modo que o zero do compensador fique próximo da origem e longe dos polos principais do sistema, assim o valor de K_p não deve ser muito maior que o de K_i . Um aumento no ganho do compensador (aumento tanto em K_p quanto em K_i) afasta o polo

mais rápido, tornando a resposta mais rápida pois o zero de malha fechada diminui a influência do polo mais lento. No entanto, um ganho muito alto pode saturar os atuadores tanto em posição quanto em velocidade, o que pode fazer com que a resposta seja diferente da prevista. São escolhidos para a condição central, $K_p = 15$ e $K_i = 10$, para a medida de velocidade de rolamento em rad/s, o que resulta nos polos de malha fechada $-52,81$ e $-0,6138$; e em um zero de malha fechada em 0.

A figura 3.17 mostra os diagramas de Bode do modo de rolamento compensado, donde observa-se a margem de ganho infinita e a margem de fase de $94,9^\circ$, que mostra a estabilidade mesmo com grandes variações de parâmetros. A figura 3.18 mostra as respostas do modelo linear e não-linear, com e sem compensador, a uma condição inicial de velocidade de rolamento $p = 10^\circ/\text{s}$, onde é possível observar o grande aumento na velocidade da resposta com o uso do compensador.

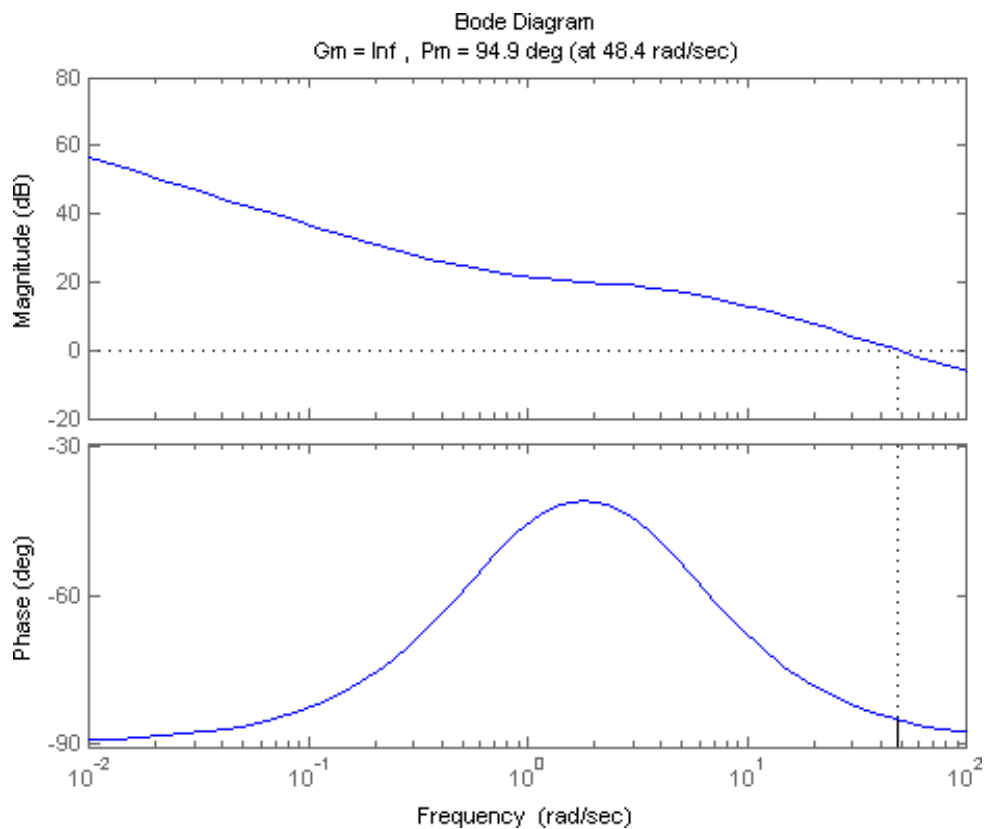


FIGURA 3.17 – Diagramas de Bode do rolamento com compensador.

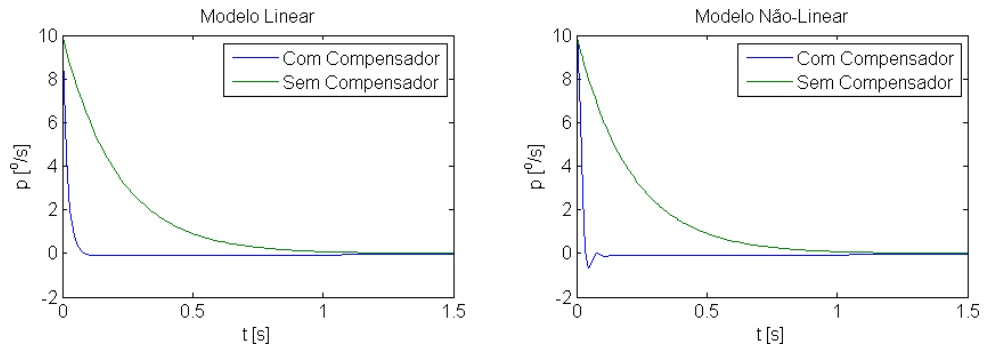


FIGURA 3.18 – Resposta em rolamento com e sem compensador.

3.4.2.2 Otimização de Ganhos

Feito o projeto na condição central do envelope, o valor de ganho obtido é utilizado como valor inicial para o algoritmo de minimização Simplex, para que sejam obtidos os ganhos em todo o envelope de voo. A ordem percorrida no envelope e a escolha das condições iniciais da otimização em cada ponto é a mesma utilizada no projeto do SAS (seção 3.4.1). O requisito definido para a otimização é o que tempo de subida entre 10% e 90% da velocidade de rolamento seja igual a 0,05 s, em uma condição inicial de $p = 10^\circ/\text{s}$. Este valor é compatível com o obtido no projeto na condição central. A otimização é realizada considerando-se apenas o modelo linear. A função de custo a ser minimizada é dada por (3.18). A função de custo retorna valor infinito caso a margem de ganho seja inferior a 6 dB ou a margem de fase seja inferior a 45° , garantindo as margens mínimas em cada ponto do envelope, conforme explicado na seção 3.4.1.2.

$$c = (t_r - 0,05)^2 \quad (3.18)$$

A figura 3.19 mostra os ganhos proporcional e integral e o tempo de subida do modelo linear obtidos em cada ponto do envelope. Pode-se notar que o requisito é satisfeito com grande exatidão em praticamente todo o envelope, com pequenos erros inferiores a 10%

em alguns pontos. Também é possível notar que os ganhos obtidos são maiores a baixas velocidades e grandes altitudes. Isto ocorre porque a efetividade do controle se torna menor nestas condições, já que as forças e momentos aerodinâmicos dependem da massa específica do ar (que diminui com o aumento da altitude) e da velocidade aerodinâmica. Como os ganhos aumentam rapidamente à medida que o número de Mach se aproxima de 0,4 e a altitude de 10 km, é possível que ocorra saturação dos atuadores para velocidades de rolamento elevadas nestas condições, fazendo com que os requisitos de projeto não sejam cumpridos.

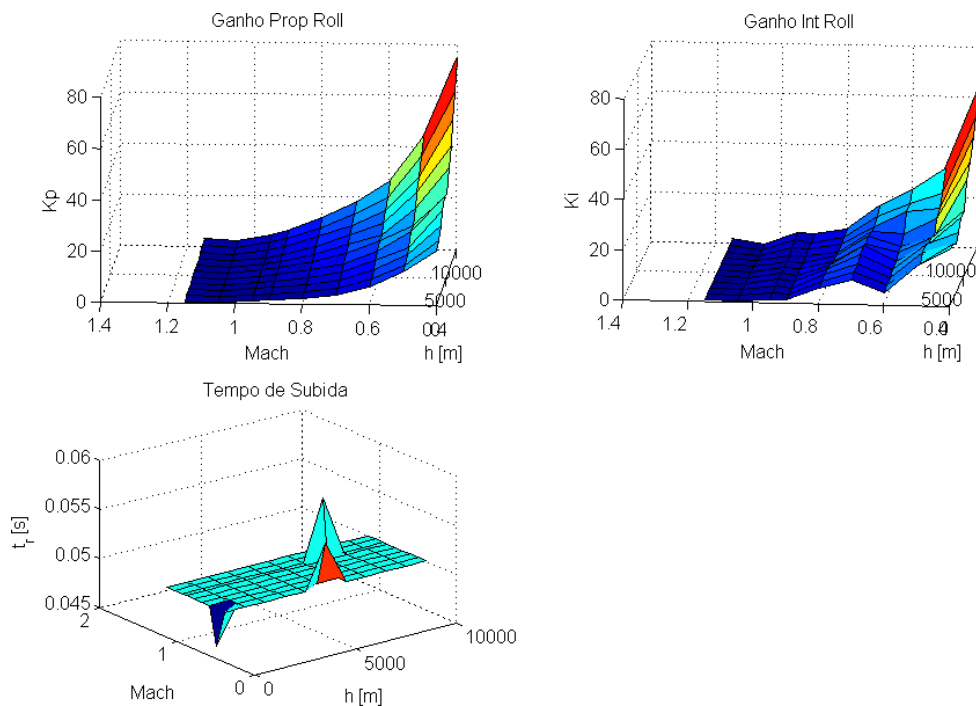


FIGURA 3.19 – Ganhos e tempos de subida obtidos para o controlador de rolamento.

Deve-se analisar agora as respostas do modelo não-linear a entradas de profundor em diferentes condições de voo. A figura 3.20 mostra as respostas em velocidade de arfagem do sistema à uma condição inicial de velocidade de arfagem $p = 10^\circ/s$, para números de Mach entre 0,4 e 0,95. Em cada gráfico estão superpostas as respostas para as altitudes 0 km, 3 km, 7 km e 10 km. A análise das respostas mostra que o controlador projetado

cumpra o requisito de tempo de subida de aproximadamente 0,05 s em todo o envelope de voo.

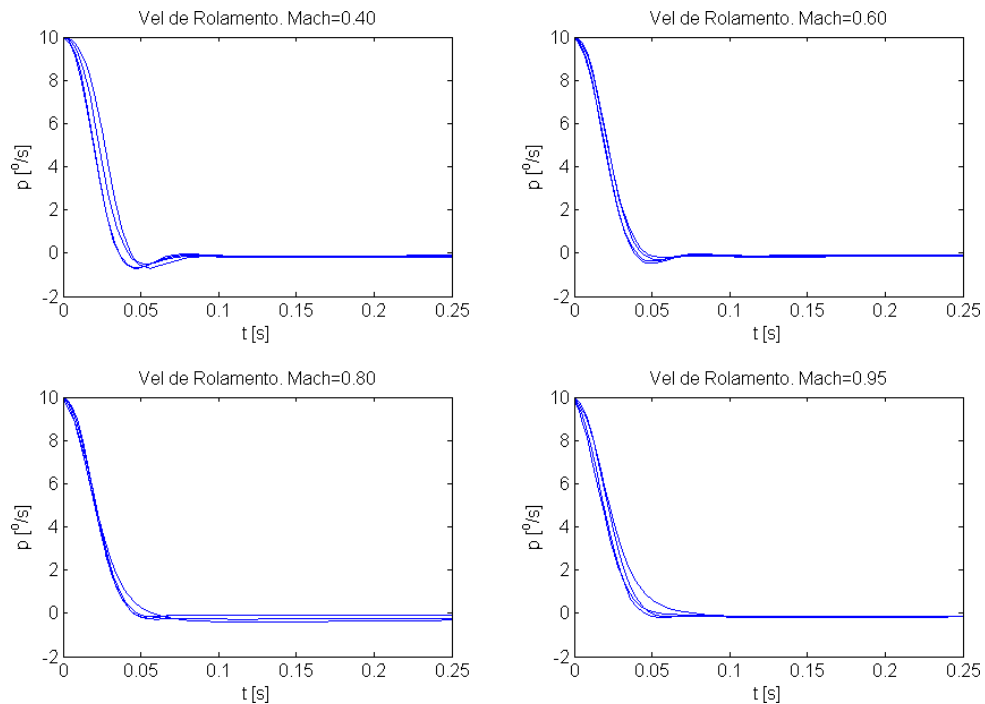


FIGURA 3.20 – Respostas do modelo não-linear com o controlador de rolamento em diversas condições de voo.

3.4.3 Seguidores de Aceleração

Durante a fase de navegação, o sistema deve comandar acelerações laterais de modo a corrigir o alinhamento com o alvo no plano lateral. Durante a fase terminal o artefato deve voar diretamente ao alvo e devem ser comandadas acelerações tanto laterais quanto verticais para atingir este objetivo. Para isto devem ser implementados os seguidores de aceleração. As referências de acelerações que devem ser seguidas são geradas pelo guiamento, conforme seção 3.5.

Devido à simetria entre os movimentos nos planos lateral e vertical, o projeto do seguidor de aceleração pode ser feito somente no plano vertical e os mesmos ganhos podem ser utilizados no seguidor lateral, trocando os comandos solicitados, do tipo profundo para

o tipo leme. Isto é possível pois quando são utilizados os modelos linearizados a influência da gravidade desaparece, conforme mostrado na seção 3.3.

É desejável que a resposta em aceleração seja bastante rápida, pois o artefato voa a altas velocidades e o tempo disponível para manobrar em direção ao alvo pode ser muito curto. Conforme foi citado na seção 3.4.1 e pode ser visto na figura 3.5, a resposta natural do sistema a entradas de profundor e leme é bastante oscilatória e isto não é desejável no seguidor de aceleração.

Segundo Franklin, Powell e Workman (1998) e Kuo (1996), o aumento no ganho de um controlador proporcional pode melhorar o tempo de resposta, porém também aumenta o *overshoot* e pode apresentar erro em regime. A adição de um integrador na malha de controle minimiza o erro em regime, mas diminui a velocidade da resposta. A adição de um termo proporcional à derivada do erro aumenta o amortecimento, permitindo ganhos proporcionais maiores sem deteriorar a resposta transitória. Desta forma, opta-se por utilizar um controlador proporcional-integral-derivativo (PID) para o seguidor de aceleração. Para amortecer as oscilações naturais do sistema, a velocidade angular (q ou r) também é realimentada, de forma semelhante ao SAS projetado na seção 3.4.1. O seguidor de aceleração pode ser visto, portanto com uma malha interna consistindo em um SAS e uma malha externa com o controlador PID. A saída do integrador é limitada em 12,5 para evitar o *windup*, conforme a seção 3.4.2.

Conforme explicado por Ogata (1998), um controlador derivativo apresenta ganho crescente com a frequência de entrada e esta característica é indesejável por amplificar possíveis ruídos de alta frequência presentes no sistema. Por este motivo o valor da derivada calculada numericamente é filtrado e a frequência de corte do filtro passa-baixas é definida como $f_c = 5,57$ Hz, pouco acima da maior frequência natural do sistema que é

$f_n = 5,55$ Hz, conforme seção 3.3. As frequências do modo de rolamento em malha fechada podem ser mais altas que a frequência de corte, mas devido ao desacoplamento entre os modos não são esperadas influências desse filtro no modo de rolamento. A figura 3.21 mostra o diagrama do seguidor de aceleração vertical implementado.

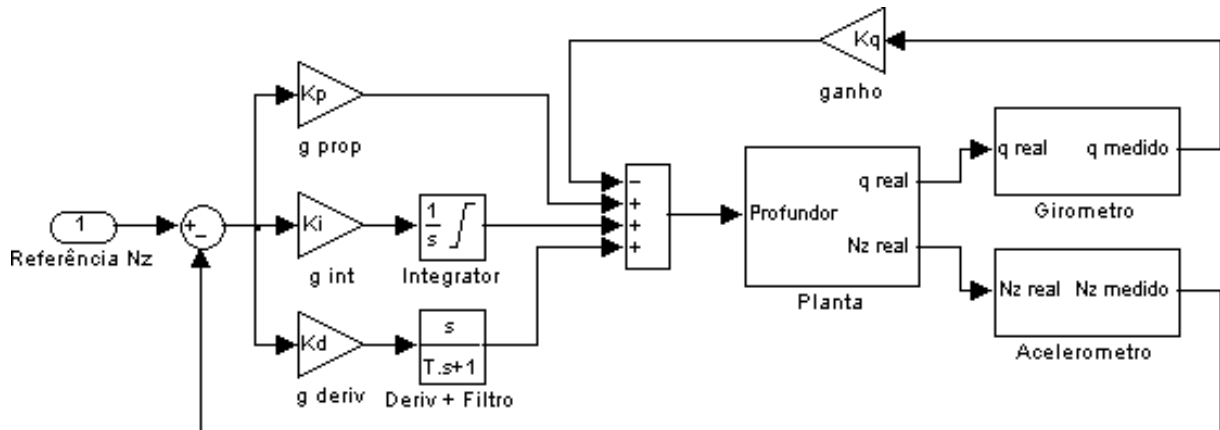


FIGURA 3.21 – Diagrama do seguidor de aceleração vertical.

3.4.3.1 Projeto na Condição Central

Para o projeto do seguidor de aceleração na condição central é considerado o modo longitudinal linearizado e o modo de curto período é desacoplado do modo fugoidal nas matrizes de estados, conforme feito no projeto do SAS (seção 3.4.1). Assim, inicialmente as matrizes A_s e B_s são as mesmas de (3.14) e (3.15).

Como é explicado na seção anterior e conforme a figura 3.21, devem ser realimentadas duas variáveis para formar a entrada de profundor, a velocidade de arfagem q e a aceleração a_z no eixo Z_b . Como a realimentação de q tem a mesma função do SAS, o mesmo ganho otimizado na condição central do SAS é utilizado no projeto na condição central do seguidor de aceleração. Deste modo, é possível considerar para o projeto um sistema de única entrada (δ_p) e única saída (a_z). Sendo o ganho otimizado na condição central do SAS $K_q = 7,007$ e através de (3.19), dado que $B_s = B_{sas}$, obtêm-se as matrizes A_s e B_s

utilizadas no projeto do seguidor de aceleração.

$$A_s = A_{sas} - B_{sas} * [0 \quad K_q] \quad (3.19)$$

$$A_s = \begin{bmatrix} -0,3752 & 57,35 \\ -1,144 & -11,15 \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

$$B_s = \begin{bmatrix} -0,0197 \\ 1,368 \end{bmatrix} \quad (3.21)$$

A saída que deve ser controlada é a aceleração a_z , que não é nenhum dos estados. Assim, a matriz de saída C_s deve conter uma relação linear entre a aceleração no eixo Z_b e as variáveis de estado α e q . A matriz de transmissão direta D_s deve conter uma relação linear entre a deflexão do tipo profundor nos *canards* e a variação instantânea na aceleração vertical. Estas matrizes são obtidas na linearização (seção 3.3) e são exibidas a seguir. A relação linear entre a_z , α e q também é utilizada por [Stevens e Lewis \(1992\)](#) no projeto de seguidores de aceleração para aeronaves, chamados de *Control Augmentation Systems* (CAS). A função de transferência da entrada do tipo profundor para a aceleração é dada por (3.24).

$$C_s = \begin{bmatrix} 0,1288 & 0,02829 \end{bmatrix} \quad (3.22)$$

$$D_s = \begin{bmatrix} 0,008088 \end{bmatrix} \quad (3.23)$$

$$G(s) = \frac{0,008088s^2 + 0,1294s + 10,66}{s^2 + 11,53s + 69,82} \quad (3.24)$$

A função de transferência do compensador PID que compreende a malha externa do seguidor de aceleração é dada por (3.25), onde K_p , K_i e K_d são os ganhos proporcional, integral e derivativo, respectivamente. ω_c é a frequência de corte do filtro aplicado na

derivada. O ganho de realimentação K_r tem a função de facilitar a obtenção numérica dos ganhos e é distribuído nos valores de K_p , K_i e K_d quando os polos e zeros do controlador são conhecidos. É possível notar que o compensador acrescenta dois zeros e dois polos no sistema em malha aberta. Um dos polos é em zero e o outro, definido pela frequência de corte, é em -35 . A posição dos zeros é definida pela relação entre os ganhos K_p , K_i e K_d .

$$C(s) = \left(\frac{(K_p + K_d \cdot \omega_c) \cdot s^2 + (K_p \cdot \omega_c + K_i) \cdot s + K_i \cdot \omega_c}{s^2 + \omega_c \cdot s} \right) K_r \quad (3.25)$$

O projeto do controlador PID é baseado nas considerações de Burns (2001). O gráfico da esquerda na figura 3.22 mostra o lugar das raízes do sistema com a realimentação de q e com a malha externa aberta. É possível notar os dois polos e dois zeros de malha aberta, com os polos de malha fechada caminhando dos polos para os zeros de malha aberta. A posição do lugar das raízes, afastado do semi-plano direito e próximo do eixo real, mostra que a resposta em aceleração é estável e rápida. No entanto, para que um valor de aceleração possa ser seguido é necessário adicionar o polo do integrador em zero.

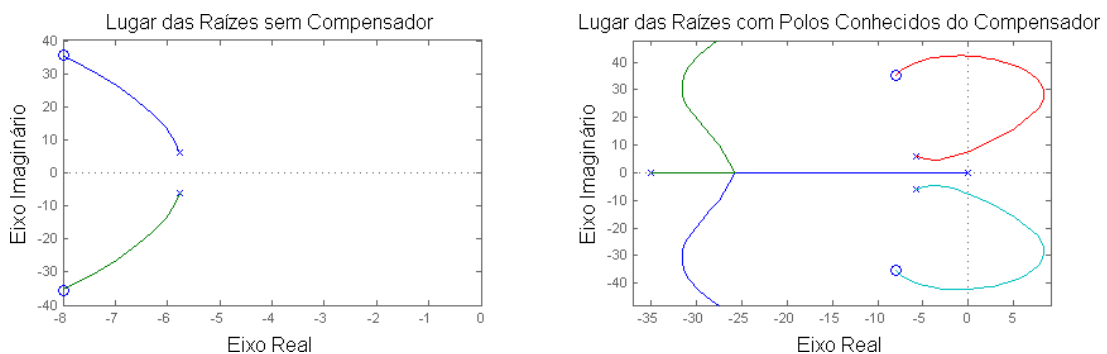


FIGURA 3.22 – Lugar das raízes para a aceleração, sem compensador (esquerda) e com os polos conhecidos do compensador (direita).

O gráfico da direita na figura 3.22 mostra o lugar das raízes do sistema com realimentação de q , acrescentados os polos conhecidos do compensador $(0, -35)$. É possível notar

que o polo em zero faz com que o lugar das raízes se desloque na direção do semi-plano direito, tornando a resposta mais lenta e, dependendo do valor do ganho de realimentação pode tornar o sistema instável. O aumento do ganho faz com que o polo de malha fechada em zero se afaste do semi-plano direito, enquanto os polos complexos se aproximam do semi-plano direito. Desta forma, enquanto a contribuição para a resposta do polo do integrador se torna mais rápida, a contribuição dos polos complexos se torna mais lenta e vice-versa.

É interessante que os zeros de malha aberta sejam inseridos de modo a afastar o lugar das raízes do semi-plano direito e mudar a concavidade da curva, fazendo com que um aumento no ganho de realimentação aumente tanto a velocidade da resposta quando a estabilidade do sistema em malha fechada. Uma forma de obter este resultado é posicionando os zeros do compensador sobre os polos complexos conjugados de malha aberta do sistema, minimizando a influência destes. É sabido que, na prática, dificilmente é possível anular completamente a influência dos polos desta maneira, mas certamente suas influências na resposta são minimizadas e a análise do sistema em malha fechada é simplificada.

A figura 3.23 mostra o lugar das raízes do sistema compensado com os zeros do compensador sobre os polos complexos. É possível perceber que o aumento no ganho da realimentação faz com que o polo do integrador se afaste do semi-plano direito. O outro polo é bastante rápido e só forma um par complexo com o polo do integrador para ganhos muito altos. A resposta, portanto, é governada predominantemente pelo polo do integrador e pelos dois zeros naturais do sistema. Como requisito para os seguidores de aceleração, define-se o tempo de acomodação para 5% de $t_s = 0,5$ s. Analisando a resposta do sistema linearizado, percebe-se que com os polos e zeros do compensador definidos e

um ganho de realimentação $K_r = 15$ o requisito é satisfeito. O numerador da função de transferência do compensador deve ter o valor dos dois polos complexos conjugados naturais do sistema como raízes $(-5,763 \pm 6,050i)$. Resolvendo a identidade polinomial de (3.26), para $\omega_c = -35$, obtêm-se os ganhos $K_p = 4,085$, $K_i = 29,92$ e $K_d = 0,3119$, para acelerações em g .

$$(s + 5,763 - 6,050i)(s + 5,763 + 6,050i) \equiv (K_p + K_d \cdot \omega_c) \cdot s^2 + (K_p \cdot \omega_c + K_i) \cdot s + K_i \cdot \omega_c \quad (3.26)$$

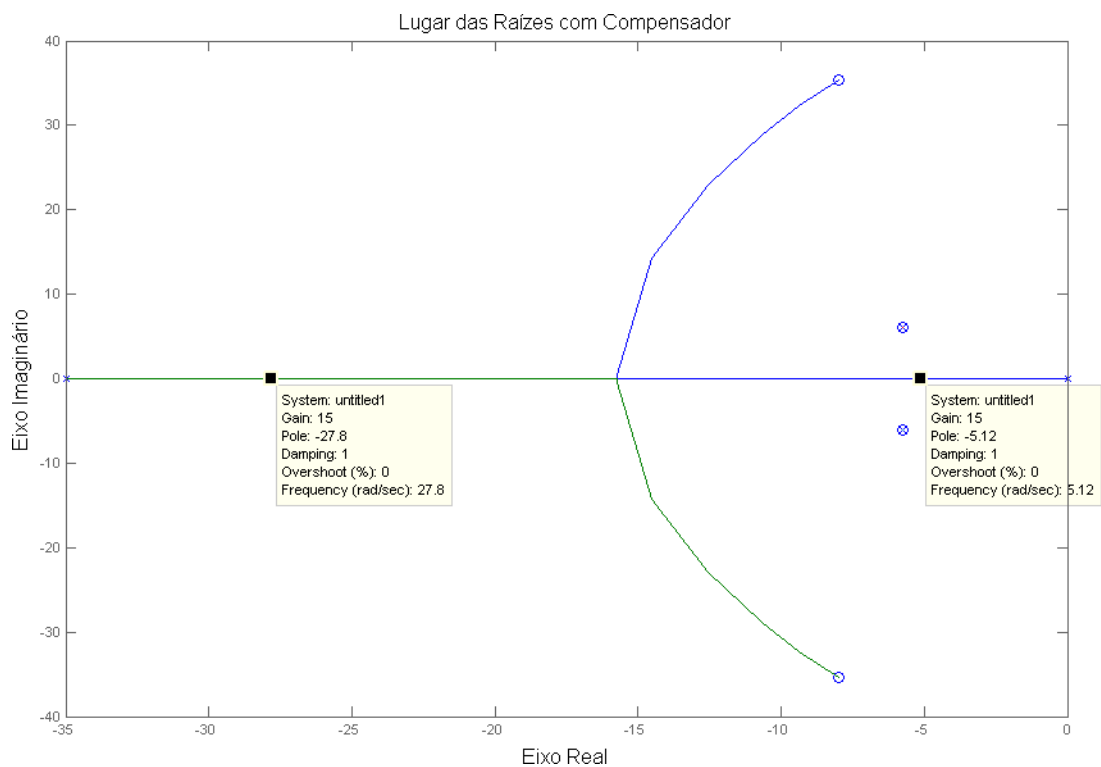


FIGURA 3.23 – Lugar das raízes para a aceleração com o compensador.

O gráfico da esquerda da figura 3.24 mostra os diagramas de Bode do sistema compensado, donde percebe-se que as margens de estabilidade são bastante largas, o que é esperado já que o lugar das raízes situa-se afastado do semi-plano direito. O gráfico da direita mostra uma comparação das respostas do sistema linear e não-linear, com o seguidor de aceleração implementado. É importante notar que há uma diferença razoável nas

respostas dos modelos linear e não-linear, devido ao ângulo de ataque que é mantido ao seguir uma aceleração que faz com que o sistema se afaste da condição de equilíbrio na qual foi linearizado.

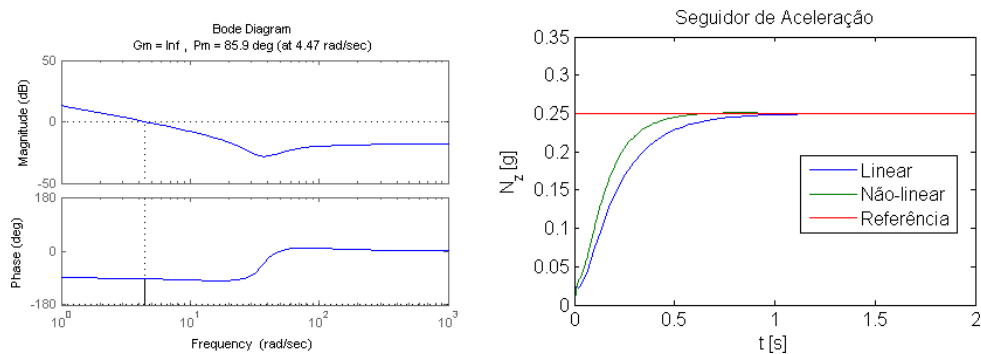


FIGURA 3.24 – Diagramas de Bode e comparação das respostas com o seguidor de aceleração.

3.4.3.2 Otimização de Ganhos

Feito o projeto na condição central, os ganhos obtidos são utilizados como condição inicial para a otimização numérica de ganhos em todo o envelope de voo. O algoritmo Simplex é utilizado. A ordem percorrida no envelope e a escolha das condições iniciais da otimização em cada ponto é a mesma utilizada no projeto do SAS (seção 3.4.1). Existem quatro ganhos que devem ser determinados: K_p , K_i , K_d e K_q . No entanto, para diminuir o custo computacional do algoritmo de otimização apenas um ganho é otimizado. O ganho K_q é selecionado como o obtido no projeto do SAS no mesmo ponto do envelope. Os ganhos K_p , K_i e K_d , para realimentação unitária, são obtidos de forma a posicionar os zeros do controlador sobre os polos do sistema linearizado com realimentação de q com ganho K_q , como é feito no projeto na condição central. O ganho que deve ser obtido é, portanto, o ganho de realimentação K_r , que é distribuído nos valores de K_p , K_i , K_d .

O requisito que deve ser satisfeito no seguidor de aceleração é o tempo de acomodação $t_s = 0,5$ s. Desta forma a função de custo a ser minimizada é dada por (3.27). Dada a discrepância percebida entre os modelos linear e não-linear para o seguidor de aceleração (figura 3.24), o modelo não-linear é utilizado para otimizar os valores da função custo. Esta decisão ocasiona um incremento no custo computacional da otimização mas gera melhores resultados. A função de custo retorna valor infinito caso a margem de ganho seja inferior a 6 dB ou a margem de fase seja inferior a 45° , garantindo as margens mínimas em cada ponto do envelope, conforme explicado na seção 3.4.1.2.

$$c = \left(\frac{t_s - 0,5}{0,5} \right)^2 \quad (3.27)$$

A figura 3.25 mostra os ganhos proporcionais, integrais e derivativos obtidos para o seguidor de aceleração em todo o envelope. Percebe-se que todos os ganhos crescem com o aumento da altitude e diminuição da velocidade. Isto ocorre pela diminuição da efetividade das ações de controle, que dependem da massa específica do ar (que diminui com a altitude) e da velocidade. A figura também mostra o tempo de acomodação obtido em todo o envelope. Nota-se que o requisito de $t_s = 0,5$ s é satisfeito em praticamente todos os pontos. Somente em alguns pontos com $Mach = 0,4$ e em um ponto acima de $Mach = 1$ o requisito não é satisfeito, mas estas são as condições extremas do envelope e considera-se que o artefato seja capaz de cumprir a missão sem atingi-las.

Deve-se analisar agora as respostas do modelo não-linear a entradas de profundor em diferentes condições de voo. A figura 3.26 mostra as respostas em aceleração vertical do sistema a uma referência de 0,25 g, para números de Mach entre 0,4 e 0,95. Em cada gráfico estão superpostas as respostas para as atitudes 0 km, 3 km, 7 km e 10 km. A

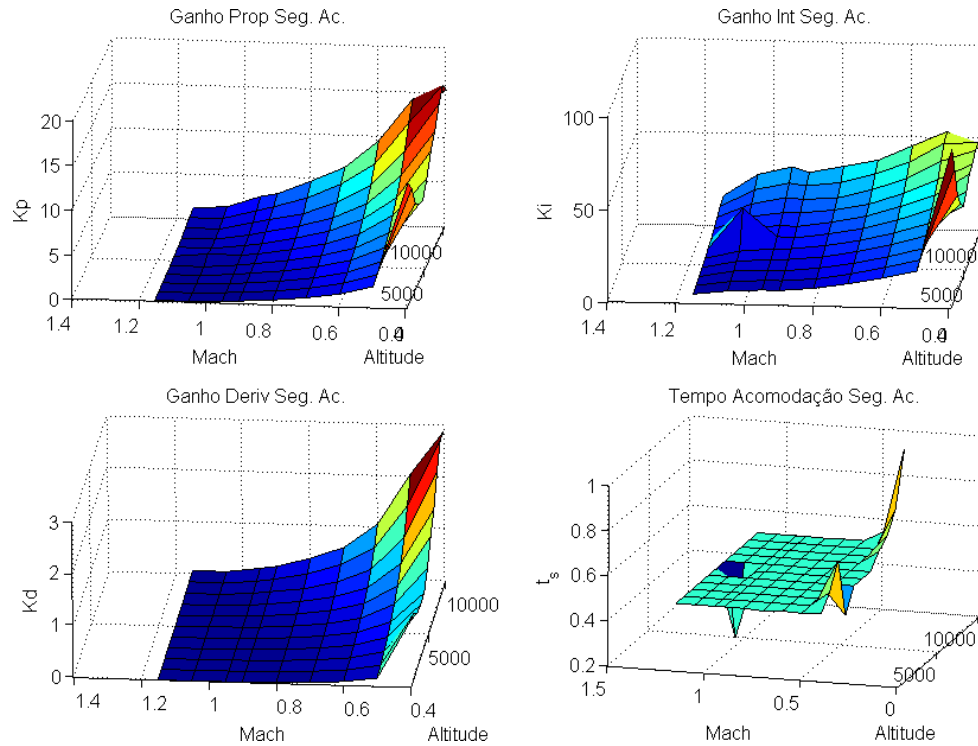


FIGURA 3.25 – Ganhos obtidos e t_s para o seguidor de aceleração em todo o envelope.

análise das respostas mostra que o controlador projetado cumpre o requisito de tempo de acomodação de aproximadamente $t_s = 0,5$ s em praticamente todo o envelope de voo. Há problemas para cumprir os requisitos a baixas velocidades e grandes altitudes, como é esperado pela menor efetividade das ações de controle. No entanto, pode-se perceber que a aceleração de referência é seguida mesmos nessas condições, apesar dos maiores *overshoots* e tempos de acomodação.

3.4.4 Limites de Manobrabilidade

Após o projeto do seguidor de aceleração em todo o envelope de voo, é interessante obter os limites de manobrabilidade do artefato, ou seja, a máxima aceleração solicitada que pode ser seguida em cada condição.

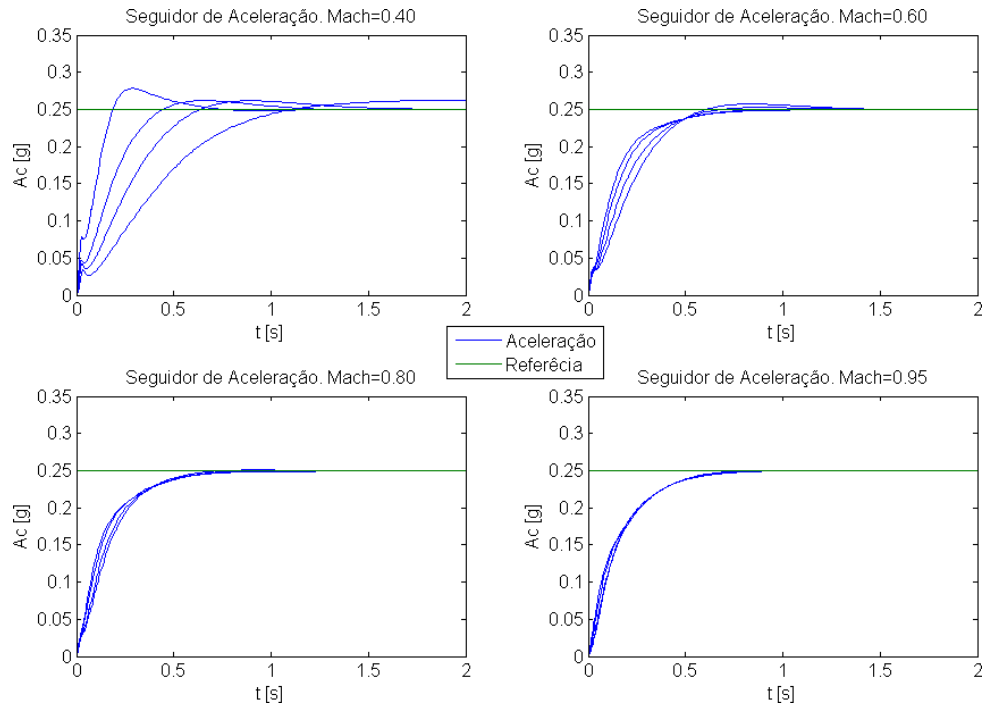


FIGURA 3.26 – Respostas do modelo não-linear com o seguidor de aceleração em diversas condições de voo.

3.4.4.1 Fase de Navegação

Durante a fase de navegação não são enviados comandos de aceleração vertical, pois a deflexão do tipo profundor trimada é mantida. Comandos de aceleração lateral podem ser enviados e, portanto, devem ser encontradas as acelerações laterais máximas que podem ser seguidas em cada ponto do envelope de voo. É importante conhecer as máximas acelerações laterais que podem ser comandadas pois caso os limites sejam extrapolados pode não ser possível controlar o rolamento, ocasionando os problemas descritos na seção 3.4.2.

Para obter o valor da aceleração lateral máxima que pode ser seguida durante a fase de navegação são feitas simulações do modelo não-linear durante 2,2 s, nas condições do início desta fase. O comando de aceleração lateral é um degrau iniciando aos 0,2 s para garantir que o movimento no plano vertical já tenha estabilizado.

Para cada ponto do envelope, é realizada uma busca binária com os limites iniciais de 0 g e 2 g. O critério de parada é definido como a diferença entre os limites superior e inferior da busca binária ser menor que 0,001 g. Satisfeito o critério de parada, a máxima aceleração lateral que pode ser comandada para aquela condição será o limite inferior da busca binária.

O requisito que deve ser verificado durante a execução do algoritmo de busca binária leva em conta tanto a resposta em aceleração lateral quanto em velocidade de rolamento p durante a simulação. A velocidade de rolamento deve ser incluída no requisito pelo fato dos problemas existentes com o rolamento na fase de navegação, já explicados na seção 3.4.2. Desta forma, existem três condições que devem ser satisfeitas para aceitar que uma determinada aceleração lateral pode ser seguida durante a fase de navegação, definidas como:

- O tempo de acomodação da resposta em aceleração lateral a um degrau na referência de aceleração lateral deve ser menor que 1,65 s ($t_s < 1,65$ s). Esta condição garante que a aceleração lateral é seguida;
- A primeira derivada da resposta em velocidade de rolamento deve ser negativa em pelo menos 90% do tempo entre o tempo de pico e os 2,2 s no fim da simulação. Esta condição garante que a velocidade de rolamento é decrescente após o pico, o que indica que o rolamento pode ser controlado juntamente com a aceleração lateral comandada; e
- O tempo de pico da resposta em velocidade de rolamento a um degrau na referência de aceleração lateral deve ser menor que 1,65 s ($t_p < 1,65$ s). Esta condição indica que o rolamento pode ser controlado em um tempo razoável.

A figura 3.27 mostra as acelerações laterais máximas que podem ser seguidas em cada ponto do envelope na fase de navegação, conforme as condições definidas. Percebe-se que a manobrabilidade lateral é bastante baixa durante esta fase, mas como durante a navegação apenas pequenas correções na trajetória são esperadas, os limites obtidos são satisfatórios. Pode-se notar claramente o incremento da manobrabilidade com o aumento da velocidade e diminuição da altitude, o que é esperado, já que a efetividade das superfícies de controle aumenta nestas condições. Como exemplo, a máxima aceleração lateral que pode ser seguida na condição central de projeto dos controladores, $Mach = 0,6$ e $h = 5$ km é de $a_y = 0,058$ g.

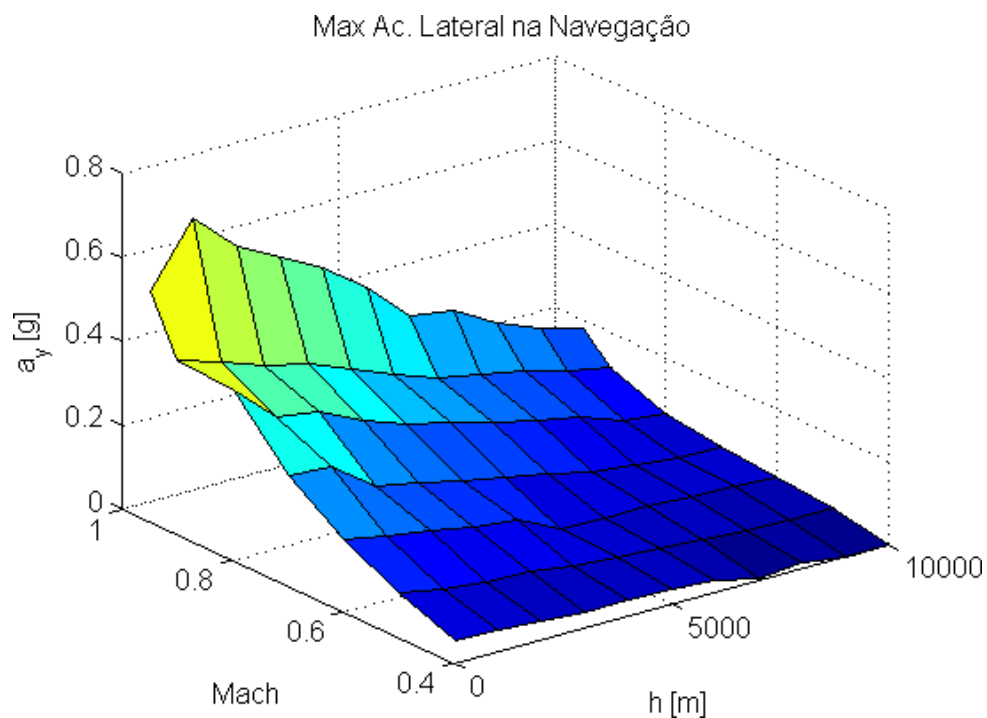


FIGURA 3.27 – Limite de manobrabilidade lateral na fase de navegação.

3.4.4.2 Fase Terminal

Durante a fase terminal, podem ser enviados comandos de aceleração vertical e/ou lateral. Há acoplamento entre os movimentos nos dois planos no caso de comandos simul-

tâneos de aceleração, devido ao rolamento induzido e à soma das deflexões individuais nos *canards*. Desta forma, para cada condição de voo e dada a aceleração de referência em um dos planos, existe uma aceleração máxima que pode ser seguida no outro plano. Para simplificar a análise, nesta seção somente é obtida a aceleração máxima seguida no plano vertical quando a aceleração lateral comandada é nula. Por simetria, o gráfico de aceleração máxima lateral seguida quando a aceleração vertical comandada é nula é idêntico ao exibido e é omitido.

Para encontrar a máxima aceleração em cada ponto do envelope, o seguinte método é utilizado: Percorrem-se os números de Mach do envelope, do menor ao maior e, para cada Mach, percorrem-se as altitudes do envelope, da maior para a menor. Com a máxima altitude, partindo da aceleração comandada de $0g$ e com incrementos de $0,05 g$, verifica-se a máxima aceleração que cumpre o requisito de tempo de acomodação $t_s < 1 s$, simulando o modelo não-linear durante $2 s$. Este é o limite para a máxima altitude. Para cada altitude inferior à máxima, utiliza-se o valor inicial de aceleração comandada igual ao máximo obtido na altitude imediatamente superior e, com incrementos de $0,05 g$, encontra-se o limite como a máxima aceleração que cumpre o mesmo requisito.

A figura 3.28 mostra as acelerações verticais máximas que podem ser seguidas em cada ponto do envelope na fase terminal, dado que não haja comando de aceleração lateral. Pode-se notar claramente o incremento da manobrabilidade com o aumento da velocidade e diminuição da altitude, o que é esperado, já que a efetividade das superfícies de controle aumenta nestas condições. Como exemplo, a máxima aceleração que pode ser seguida na condição central de projeto dos controladores, $Mach = 0,6$ e $h = 5.000 m$ é de $a_z = 1,2 g$.

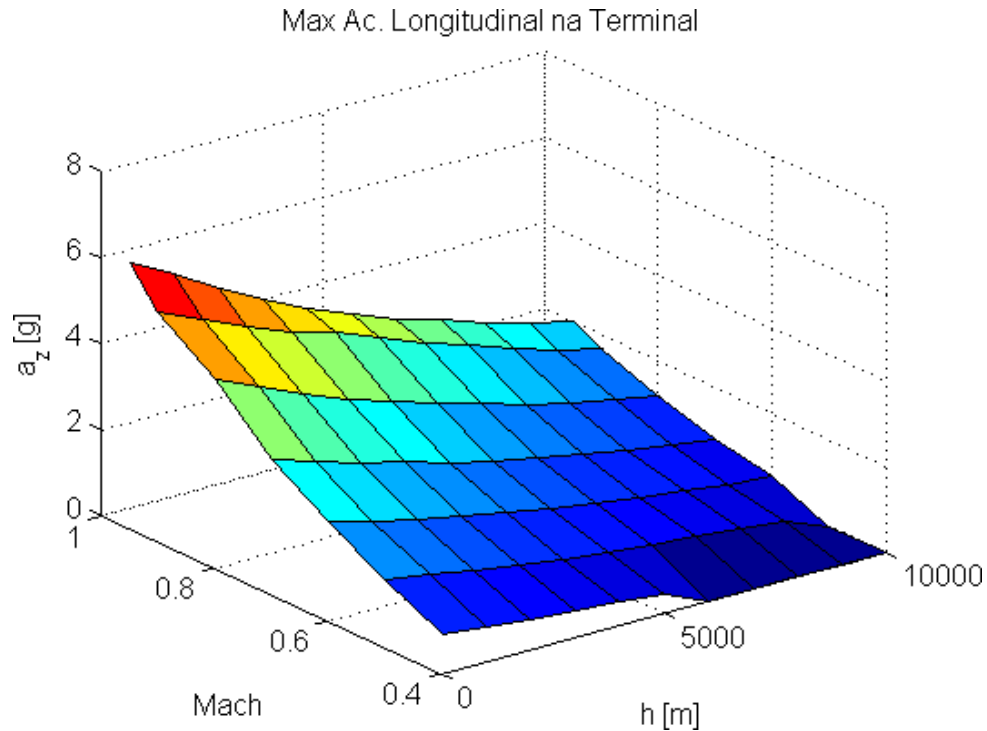


FIGURA 3.28 – Limite de manobrabilidade vertical na fase terminal.

3.5 Guiamento

O guiamento é responsável por determinar a trajetória que deve ser seguida pelo artefato dadas as informações dos sensores. Esta trajetória é traduzida em referências para os seguidores de aceleração projetados na seção 3.4.3 ou diretamente em comandos do tipo profundo. Nesta seção também são apresentadas em detalhes todas as fases de voo do artefato, além das fases principais de navegação e terminal que já foram citadas anteriormente.

3.5.1 Fases de Voo

A trajetória do artefato desde o lançamento até o impacto é dividida em 5 fases de voo, a saber:

- Fase 1 (separação): Esta fase compreende os primeiros 2 s de voo, que consiste na fase de separação entre o artefato e a aeronave lançadora. Nesta fase os *canards* permanecem travados e nenhum controlador é ativado. Esta fase existe para garantir a segurança da aeronave lançadora. É essencial que o sistema em malha aberta seja estável nas condições de lançamento, pois os *canards* permanecem travados durante 2 s após o lançamento. A figura 3.8 mostra que o sistema é estável em todas as condições de lançamento.
- Fase 2 (posicionamento para navegação): No início desta fase o comando do tipo profundor para manter o ângulo de ataque que garante o máximo alcance é realizado e tanto o sistema de aumento de estabilidade quanto o controlador de rolamento são ativados. Passados 2 s inicia-se a fase de navegação. A duração desta fase é definida arbitrariamente com o intuito de que não haja interferência do seguidor de aceleração lateral durante o posicionamento no ângulo de ataque desejado.
- Fase 3 (navegação): Nesta fase a deflexão do tipo profundor é mantida e apenas o alinhamento com o alvo no plano lateral é corrigido. O seguidor de aceleração lateral é ativado e opera com os limites de aceleração calculados na seção 3.4.4. Esta fase termina quando o módulo da projeção da distância entre o artefato e o alvo no eixo X_e inercial se torna inferior a 5.000 m. Convém notar que a posição do alvo é conhecida por hipótese e a posição do artefato é obtida através do SNI e/ou GPS. O critério de término desta fase é arbitrário e deve ser realizado um estudo mais aprofundado de forma a definir o melhor momento de iniciar o guiamento terminal.
- Fase 4 (posicionamento para terminal): Nesta fase o artefato deve mergulhar em direção ao alvo. Isto é feito através de um comando do tipo profundor de mesma

magnitude que o comandado na fase de navegação, porém de sinal oposto, pois sabe-se que o valor trimado garante uma boa relação entre a sustentação obtida e o arrasto. Esta trajetória de mergulho é arbitrária e há espaço para um estudo mais aprofundado sobre melhores trajetórias nesta fase. Nesta fase, o sistema de aumento de estabilidade permanece ativo e o término se dá quando ocorre um cruzamento por zero no erro de elevação calculado conforme seção 3.5.4.1. Espera-se um erro em elevação negativo durante a fase de navegação que, durante o mergulho diminua de magnitude até cruzar o zero. Este critério evita que grandes acelerações iniciais sejam comandadas no início da fase terminal, pois, se a fase de navegação corrigir os erros em azimute satisfatoriamente, a fase terminal inicia com valores pequenos de erros tanto em azimute quanto em elevação.

- Fase 5 (terminal): Nesta fase os dois seguidores de aceleração são ativados, o controlador de rolamento é desativado e a lei de guiamento terminal é aplicada de modo a levar o artefato diretamente ao alvo. O controlador de rolamento é desativado pois os erros terminais são obtidos independentemente do ângulo de rolamento do artefato. Desta forma, o artefato pode rolar livremente na fase terminal de voo.

A figura 3.29 mostra o diagrama de estados das fases de voo descritas. A tabela 3.2 apresenta os controladores ativos em cada fase para cada configuração, onde *Trim+* indica que é mantido o comando do tipo profundor positivo com os valores calculados na seção 3.2 e *Trim-* indica que é mantido o mesmo comando porém em sentido oposto.

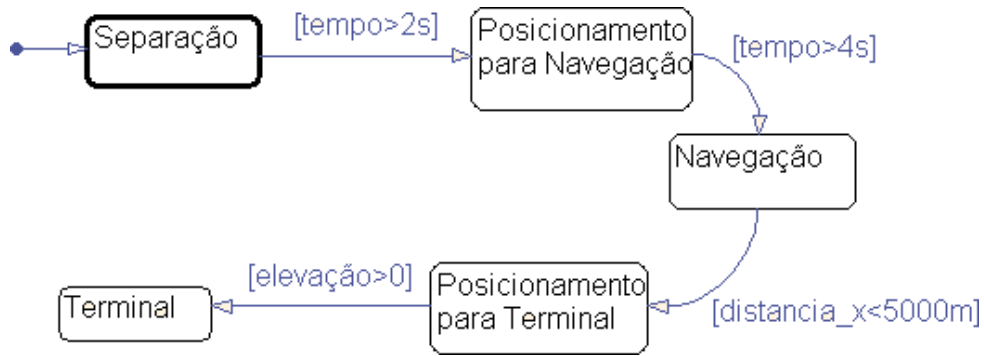


FIGURA 3.29 – Diagrama de estados das fases de voo.

TABELA 3.2 – Controladores ativos em cada fase de voo

	SAS	Trim +	Trim -	Contr. Rolamento	Seg. Lateral	Seg. Normal
Fase 1	não	não	não	não	não	não
Fase 2	sim	sim	não	sim	não	não
Fase 3	sim	sim	não	sim	sim	não
Fase 4	sim	não	sim	sim	não	não
Fase 5	não	não	não	não	sim	sim

3.5.2 Leis de Guiamento

Segundo Zarchan (1997), a lei de guiamento mais importante e mais largamente utilizada é o guiamento proporcional. A idéia do guiamento proporcional é comandar acelerações normais à linha de visada entre o artefato e o alvo proporcionais à velocidade de rotação da linha de visada e à velocidade de aproximação, como mostra (3.28), onde n_c é a aceleração comandada, V_c é a velocidade de aproximação, $\dot{\lambda}$ é a velocidade angular da linha de visada e N é a constante de proporcionalidade, geralmente entre 3 e 5. Pode ser demonstrado que, com esta lei de guiamento, a distância de passagem é nula caso as acelerações comandadas sejam realizáveis e o alvo não esteja manobrando (aceleração nula) (ZARCHAN, 1997).

$$n_c = NV_c \dot{\lambda} \quad (3.28)$$

Existem diversas modificações e generalizações do guiamento proporcional para diferentes aplicações. Uma modificação interessante é apresentada por Kim, Lee e Han (1998),

em que um viés variante no tempo é adicionado à referência de aceleração, possibilitando atingir, além da distância de passagem nula, o ângulo de impacto desejado. Este resultado é bastante interessante pois em diversos tipos de armamentos o ângulo de impacto é diretamente relacionado com o funcionamento da espoleta e com efeitos terminais, como a penetração.

A navegação proporcional é largamente utilizada em mísseis com autodiretores que seguem a posição do alvo, pois a velocidade angular de rotação da linha de visada $\dot{\lambda}$ é a própria velocidade de rotação do autodiretor, facilmente medida. Este não é o caso do sistema estudado neste trabalho, já que nenhuma configuração apresenta um autodiretor deste tipo. As configurações com sistemas de navegação inercial e/ou GPS só utilizam a informação prévia da posição do alvo no guiamento, enquanto nas configurações com câmera de vídeo o sensor é sempre alinhado com o vento, não seguindo a posição do alvo.

Uma solução para aplicar a navegação proporcional em um sistema como o estudado neste trabalho é projetar observadores para a velocidade de rotação da linha de visada, baseados nas informações da posição do alvo obtidas pela análise das imagens da câmera. Neste trabalho opta-se por utilizar uma lei de guiamento mais simples.

Segundo Berglund (2001), o guiamento por perseguição de velocidade (*velocity pursuit*) é usualmente aplicado em bombas guiadas a *laser*, que utilizam sensores aeroestabilizados como a câmera de vídeo simulada neste trabalho. Esta lei de guiamento funciona gerando acelerações de forma a alinhar o vetor velocidade do artefato com a linha de visada. É sabido que a perseguição de velocidade pode gerar referências de aceleração muito altas (até infinitas) na medida que o artefato se aproxima do alvo. Como essas acelerações não são realizáveis, a lei de guiamento resulta em uma distância de passagem não

nula. O fato deste trabalho considerar somente alvos estáticos faz com que as distâncias de passagem causadas pela lei de guiamento sejam pequenas.

3.5.3 Perseguição de Velocidade

A perseguição de velocidade é implementada neste trabalho comandando acelerações laterais e verticais proporcionais aos erros em azimute e elevação, respectivamente. Os erros em azimute e elevação são calculados como os ângulos entre o vetor velocidade do artefato e a linha de visada (vetor que liga a posição do artefato ao alvo). Na fase terminal, os vetores são projetados nos planos X_bY_b e X_bZ_b para as configurações sem câmera, ou nos planos X_cZ_c e Y_cZ_c para as configurações com câmera. Os vetores são projetados no plano X_eY_e para o erro lateral na fase de navegação. As seções 3.5.3.1 e 3.5.3.2 mostram como é implementada a lei de guiamento e a seção 3.5.4 detalha como é feito o cálculo dos erros em azimute e elevação.

3.5.3.1 Fase de Navegação

Na fase de navegação, em todas as configurações, os erros são calculados a partir das informações do SNI com ou sem auxílio do GPS, pois mesmo nas configurações com câmera de vídeo o alvo não é visível nesta fase. O objetivo do guiamento na fase de navegação é fazer com que o artefato mantenha a projeção de sua velocidade inercial no plano lateral X_eY_e na direção do alvo, pois no plano vertical os comandos trimados de profundor devem ser mantidos. Desta forma, o erro angular lateral deve ser medido em relação ao referencial inercial, apesar das acelerações comandadas serem seguidas no referencial do corpo. Como nesta fase o controlador de rolamento está ativo, não é esperado rolamento significativo do

artefato, o que torna possível minimizar o erro lateral ao realizar acelerações no referencial do corpo proporcionais ao erro lateral calculado no referencial inercial.

Conforme explicado na seção 3.4.4, há limites relativamente baixos de aceleração lateral que pode ser seguida nesta fase sem prejudicar a condição do ângulo de ataque que deve ser mantido. A figura 3.27 mostra que valores de até 0,5 g podem ser seguidos a baixas altitudes e altas velocidades. O valor do ganho de guiamento é definido com base em um suposto erro lateral de 5° , que é relativamente alto dado que o artefato deve ser lançado na direção do alvo. Desta forma, um ganho de 0,1 para erros em graus e acelerações em g faz com que os erros de até 5° possam ser corrigidos a baixa e altitude e alta velocidade sem exceder os limites de manobrabilidade.

Para evitar que sejam solicitadas acelerações superiores ao limite calculado, podendo causar rolamento e perda do ângulo de ataque mantido em condições com erros muito altos e/ou de baixa manobrabilidade, a aceleração de referência gerada é saturada em valores iguais a 90% dos limites calculados. É importante salientar que a saturação não significa que o erro lateral não tenderá a zero, só significa que ele tenderá a zero mais lentamente. No entanto, como em geral a fase de navegação é longa, o tempo de acomodação não é um requisito importante nesta fase. Além disso os possíveis erros residuais desta fase ainda podem ser corrigidos na fase terminal, onde não há preocupação em manter a trajetória e não há limites para as aceleração comandadas.

A figura 3.30 mostra o diagrama de blocos da implementação realizada do guiamento na fase de navegação. Nota-se que os limites de manobrabilidade dependem da velocidade e da altitude, que são obtidas a partir do GPS e/ou SNI.

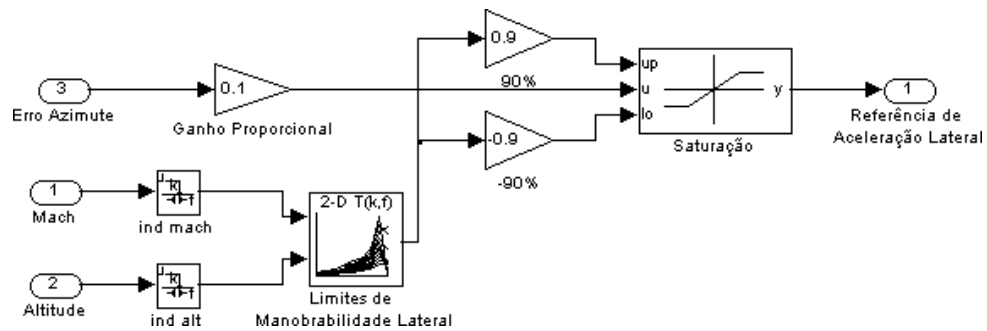


FIGURA 3.30 – Diagrama de blocos do guiamento na fase de navegação.

3.5.3.2 Fase Terminal

Na fase terminal os erros são calculados através do SNI e/ou GPS para as configurações 1 e 2, ou são obtidos através da análise da imagem da câmera de vídeo nas configurações 3 e 4. Os erros nesta fase devem ser calculados em relação ao referencial do corpo, pois os acelerômetros medem acelerações no referencial do corpo. Nas configurações com câmera a análise das imagens retorna os erros no referencial da câmera, mas não se esperam grandes diferenças de desempenho devido à isto. Na fase terminal não há limites para as acelerações comandadas pois não há restrições na trajetória a ser seguida. O artefato deve seguir diretamente para o alvo, não havendo restrições para os ângulos de ataque, derrapagem ou de rolamento.

O ganho proporcional do guiamento nesta fase, tanto em azimute quanto em elevação, é definido através da análise dos limites de manobrabilidade em um único plano e em um valor de erro arbitrário.

A figura 3.28 mostra os limites de acelerações que podem ser seguidas em um plano (vertical ou lateral) considerando que não há acelerações comandadas no outro plano. Percebe-se que acelerações de até 5 g podem ser seguidas nas melhores condições de voo. Para definir os ganhos considera-se um erro de 15° tanto em azimute quanto em elevação, considerado um valor de erro bastante alto, esperado apenas em condições de

vento e turbulência intensos, e/ou sistemas de navegação bastante imprecisos na fase de navegação. Este valor de 15° é erro máximo que pode ser obtido para alguns receptores *laser*, por exemplo. Assim, para evitar saturação nas melhores condições de voo com este erro, define-se a constante de proporcionalidade como $K_{term} = 5/15 = 1/3$, tanto em azimute quanto em elevação. Nota-se que pode ocorrer saturação em outras condições de voo, mas, em geral, a duração do estado de saturação é curta e não prejudica os resultados.

3.5.4 Cálculo dos Erros

3.5.4.1 Fase Terminal - Configurações 1 e 2

Para o cálculo dos erros terminais nas configurações 1 e 2 (sem câmera de vídeo), são necessários o vetor posição inercial \vec{x}_e e o vetor velocidade inercial \vec{v}_e do artefato, obtidos a partir do SNI com ou sem auxílio do GPS, o vetor posição do alvo \vec{x}_a conhecido por hipótese e os ângulos de Euler $[\phi, \theta, \psi]$ obtidos do SNI. O mesmo método apresentado é utilizado para o cálculo do erro em elevação que define a transição para a fase terminal.

A linha de visada é dada por $\vec{r} = \vec{x}_a - \vec{x}_e$. Tanto a linha de visada quanto a velocidade devem ser escritas no sistema de referência do corpo e isto é feito através da matriz M_{EB} , definida por (2.1), dados os ângulos de Euler. Sendo $\vec{r}_b = [r_{bx}, r_{by}, r_{bz}]$ e $\vec{v}_b = [u, v, w]$ os vetores correspondentes à linha de visada e à velocidade inercial no sistema do corpo, os erros em azimute (e_{az}) e em elevação (e_{el}) são dados pelos ângulos entre as projeções de \vec{r}_b e \vec{v}_b nos planos $X_b Y_b$ e $X_b Z_b$, calculados em (3.31) e (3.32), respectivamente.

$$\vec{r}_b = M_{EB} \vec{r} \quad (3.29)$$

$$\vec{v}_b = M_{EB} \vec{v}_e \quad (3.30)$$

$$e_{az} = \operatorname{arctg} \left(\frac{r_{bx}v - r_{by}u}{r_{bx}u + r_{by}v} \right) \quad (3.31)$$

$$e_{el} = \operatorname{arctg} \left(\frac{r_{bx}w - r_{bz}u}{r_{bx}u + r_{bz}w} \right) \quad (3.32)$$

A figura 3.31 mostra o diagrama utilizado neste trabalho para o cálculo dos erros nas configurações 1 e 2.

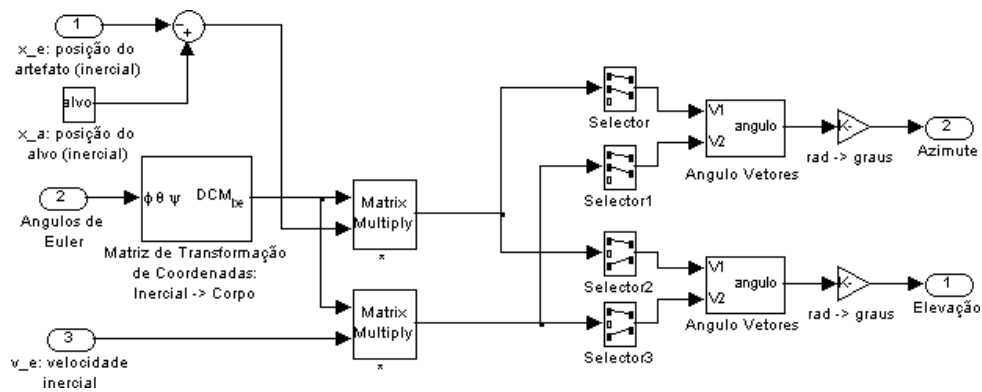


FIGURA 3.31 – Cálculo do azimute e elevação nas configurações 1 e 2.

3.5.4.2 Fase Terminal - Configurações 3 e 4

Nas configurações com câmera de vídeo não é necessário conhecer as posições do alvo e do artefato, nem a velocidade do artefato para obter os erros em azimute e elevação do vetor velocidade aerodinâmica em relação à linha de visada. Dada a imagem gerada pela câmera, considerando que a câmera está alinhada com o vetor velocidade aerodinâmica e conhecida a posição do alvo na imagem, é possível obter os erros desejados.

O pixel que representa o alvo na imagem corresponde ao ponto de intersecção entre a linha de visada e o plano do solo no ambiente tridimensional. O sistema de coordenadas da câmera é alinhado com o vetor velocidade aerodinâmica, conforme descrito na seção 4.1. Os erros em azimute e elevação são justamente os ângulos entre a velocidade aerodinâmica e a linha de visada projetados no referencial da câmera, que podem ser

calculados facilmente a partir de um vetor paralelo à linha de visada nesse sistema de coordenadas.

A posição do alvo na imagem é encontrada através do método de análise de imagens desenvolvido no capítulo 5. A matriz intrínseca de câmera M_{int} é uma matriz projetiva que leva pontos em três dimensões do sistema de coordenadas da câmera para pontos em duas dimensões na imagem gerada, como descrito na seção 4.1.1. Há perda de informação nesta transformação projetiva, fazendo com que cada ponto na imagem possa corresponder a infinitos pontos de uma reta no ambiente em três dimensões. No entanto, não é necessário obter a posição do alvo em três dimensões para calcular os erros, pois os erros são ângulos que podem ser calculados a partir de qualquer ponto pertencente à reta que contém os infinitos pontos tridimensionais que podem corresponder ao pixel que representa o alvo.

Desta forma, sendo $[x_i, y_i]$ as coordenadas do alvo encontradas na imagem, seleciona-se um w_i arbitrário e determina-se uma posição em coordenadas homogêneas $\vec{p}_i = [x_i, y_i, w_i]$. Sendo $\vec{p}_c = [x_c, y_c, z_c]$ a posição de um ponto no sistema de coordenadas da câmera sobre a linha de visada, os erros em azimuth (e_{az}) e em elevação (e_{el}) são calculados através das equações de 3.33 a 3.35.

$$\vec{p}_c = M_{int}^{-1} \cdot \vec{p}_i \quad (3.33)$$

$$e_{az} = \arctg \left(\frac{x_c}{-z_c} \right) \quad (3.34)$$

$$e_{el} = \arctg \left(\frac{y_c}{-z_c} \right) \quad (3.35)$$

3.5.4.3 Fase de Navegação

Apenas o desvio angular no plano lateral entre a velocidade do artefato e a linha de visada é utilizado na fase de navegação. Este erro deve ser calculado no referencial inercial, como explicado na seção 3.5.3.1. A equação utilizada é a mesma de (3.31), porém com os vetores correspondentes à linha de visada $\vec{r} = [r_x, r_y, r_z]$ e velocidade inercial $\vec{v}_e = [v_{ex}, v_{ey}, v_{ez}]$ escritos no referencial inercial. O cálculo do erro lateral e_{lat} é dado por (3.36)

$$e_{lat} = \arctg\left(\frac{r_x v_{ey} - r_y v_{ex}}{r_x v_{ex} + r_y v_{ey}}\right) \quad (3.36)$$

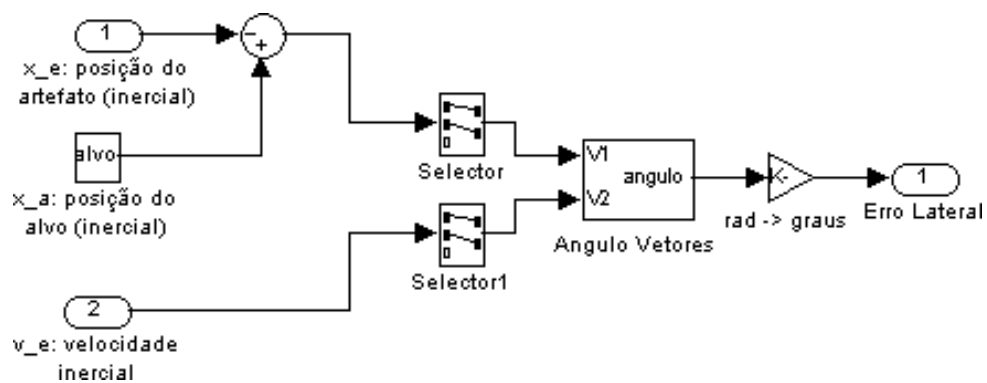


FIGURA 3.32 – Cálculo do erro lateral na fase de navegação.

A figura 3.32 mostra o diagrama utilizado neste trabalho para o cálculo do erro lateral na fase de navegação.

4 Simulador de Voo

Parte do simulador de voo foi desenvolvida em trabalho anterior (ESTEVES, 2008). Neste trabalho é desenvolvida uma interface para comunicação entre o simulador de voo e o modelo dinâmico do sistema e é desenvolvida a visualização da atitude do artefato durante a trajetória.

O simulador é implementado em C/C++, com auxílio das bibliotecas OpenGL (SEGAL; AKELEY, 2006), GLU (CHIN *et al.*, 1998) e GLUT (KILGARD, 1996). É utilizada uma classe auxiliar de código aberto implementada por Palem (2004) para proceder à gravação de vídeos do simulador de voo.

4.1 Matrizes de Câmera

As matrizes de câmera definem as operações que levam pontos do ambiente tridimensional no referencial inercial para pontos na imagem bidimensional gerada por uma câmera e são apresentadas por Cyganek e Siebert (2009).

Antes de apresentar as matrizes, deve-se definir os sistemas de coordenadas da câmera e da imagem. O sistema de coordenadas da câmera tem o eixo Z_c na direção em que a câmera aponta, que é a direção da velocidade aerodinâmica do artefato. A rotação que

leva o eixo X_b do corpo ao eixo Z_c da câmera é aplicada ao eixo $-Z_b$ do corpo para obter o eixo Y_b da câmera. A mesma rotação é aplicada ao eixo Y_b do corpo para obter o eixo X_c da câmera. A origem do sistema é o centro de massa do corpo. A rigor, a origem deste sistema deveria ser na câmera, que se localiza a frente do centro de massa do corpo, mas este fato é desconsiderado neste trabalho, por simplicidade. O plano formado pelos eixos $X_c Y_c$ é onde é projetada a imagem. O sistema de coordenadas da imagem tem origem no canto inferior esquerdo da imagem e eixos X_i e Y_i paralelos aos eixos X_c e Y_c da câmera.

4.1.1 Matriz Intrínseca

Dado um ponto no referencial da câmera, para obter seu correspondente na imagem é realizada uma transformação projetiva, conforme o modelo de câmera de orifício (*pin-hole*) apresentado em [Horn \(1986\)](#). A matriz que define esta projeção é denominada matriz intrínseca de câmera e é dada por (4.1), onde f é a distância focal, h_x e h_y são as dimensões físicas do pixel; e o_x e o_y representam a translação entre a origem do referencial da câmera e a origem do referencial da imagem, dada pela distância correspondente a 128 pixels. O resultado da multiplicação desta matriz 3×3 por um vetor 3×1 no referencial da câmera é um vetor $\vec{v}_{3 \times 1} = [x, y, w]$ em coordenadas homogêneas. Para obter o ponto $[x_i, y_i]$ da imagem representado por este vetor faz-se a normalização $[x_i, y_i] = [x/w, y/w]$. O uso de coordenadas homogêneas é frequente em geometria computacional pois permite escrever certas transformações não-lineares (como a projetiva) de forma linear, ao custo

da adição de uma nova dimensão (CYGANEK; SIEBERT, 2009).

$$M_{int} = \begin{bmatrix} \frac{f}{h_x} & 0 & o_x \\ 0 & \frac{f}{h_y} & o_y \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

Segundo Horn (1986), uma câmera com uma lente ideal apresenta a mesma transformação projetiva e se diferencia do modelo de câmera de orifício apenas no que diz respeito à quantidade de luz captada, que define o brilho de cada ponto.

4.1.2 Matriz Extrínseca

Dado um ponto no referencial inercial, para obter suas coordenadas no referencial da câmera são necessárias uma rotação e uma translação. A rotação R_{ec} pode ser obtida pela multiplicação da matriz de rotação entre o eixo X_b do corpo e a direção Z_c da velocidade aerodinâmica pela matriz M_{EB} , que leva do referencial inercial para o referencial do corpo e é dada por (2.1). Sendo $\vec{x}_b = [1,0,0]$ o eixo X_b do corpo no referencial do corpo, $(\vec{x}_b)_e$ o mesmo eixo no referencial inercial; \vec{v}_a o vetor velocidade aerodinâmica no referencial inercial; R_{bc} a matriz de rotação que leva a direção de X_b para a direção de Z_c , que é a matriz de rotação entre os vetores \vec{x}_b e \vec{v}_a com permutação de linhas e inversão de sinal para corresponder ao sistema de coordenadas da câmera definido anteriormente; $\vec{v}_{bw} = [v_x, v_y, v_z]$ o eixo pelo qual ocorre a rotação entre \vec{x}_b e \vec{v}_a ; e η o ângulo desta rotação, as equações de (4.2) a (4.7) mostram a obtenção da matriz R_{ec} .

$$(\vec{x}_b)_e = M_{EB}\vec{x}_b \quad (4.2)$$

$$v_{bw}^{\vec{}} = \frac{(\vec{x}_b)_e \times \vec{v}_a}{|(\vec{x}_b)_e \times \vec{v}_a|} \quad (4.3)$$

$$c\eta = \cos\eta = \frac{(\vec{x}_b)_e \cdot \vec{v}_a}{|(\vec{x}_b)_e| \cdot |\vec{v}_a|} \quad (4.4)$$

$$s\eta = \text{sen}\eta = \frac{|v_{bw}^{\vec{}}|}{|(\vec{x}_b)_e| \cdot |\vec{v}_a|} \quad (4.5)$$

$$R_{bc} = \begin{bmatrix} v_x v_y (1 - c\eta) + v_z s\eta & v_y^2 + (1 - v_y^2) c\eta & v_y v_z (1 - c\eta) - v_w s\eta \\ -v_x v_z (1 - c\eta) + v_y s\eta & -v_y v_z (1 - c\eta) - v_x s\eta & -v_z^2 - (1 - v_z^2) c\eta \\ v_x^2 + (1 - v_x^2) c\eta & v_x v_y (1 - c\eta) - v_z s\eta & v_x v_z (1 - c\eta) + v_y s\eta \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

$$R_{ec} = R_{bc} M_{EB} \quad (4.7)$$

A translação T_{ec} é dada pela posição do artefato no referencial inercial. A matriz que define estas duas transformações em coordenadas homogêneas é denominada matriz extrínseca de câmera. Esta matriz é da forma de (4.8), onde R_1 , R_2 e R_3 são as linhas da matriz de rotação R_{ec} . A matriz é 3×4 pois utiliza coordenadas homogêneas. Para aplicar a transformação em um ponto $p = [p_x, p_y, p_z]$ qualquer, basta aplicá-la em $p' = [p_x, p_y, p_z, 1]$ e a resposta será o vetor 3×1 no referencial da câmera.

$$M_{ext} = \begin{bmatrix} R_1 & -R_1 T_{ec} \\ R_2 & -R_2 T_{ec} \\ R_3 & -R_3 T_{ec} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

4.2 Criação do Ambiente

O ambiente é criado a partir de imagens da superfície terrestre e do céu. As imagens da superfície terrestre utilizadas são imagens de satélite obtidas através do software GoogleEarth, centradas no mesmo ponto, de diferentes escalas. Desta forma, obtém-se

uma definição maior na região onde se encontra o alvo e onde a análise das imagens ocorre, economizando-se memória ao carregar imagens de menor definição nas regiões onde não ocorre o processamento. A figura 4.1 mostra as imagens de diferentes escalas utilizadas.



FIGURA 4.1 – União de imagens do solo em diferentes resoluções (ESTEVES, 2008).

É feita uma hipótese importante ao utilizar imagens de satélite para modelar o solo, a de que o solo está contido em um plano. Sabe-se que a grandes distâncias as elevações são pouco perceptíveis, porém ao se aproximar do solo a presença de variação de elevação no terreno, construções e árvores pode alterar significativamente a imagem da câmera, dependendo de sua atitude. Para simular estes efeitos é necessário um modelo tridimensional do ambiente, possibilitando a renderização da cena de forma mais realista. No entanto, há pouca disponibilidade deste tipo de modelo, grande parte dos modelos encontrados apresentam baixa definição e é necessário um grande poder computacional para efetuar a renderização de forma eficiente.

No âmbito deste trabalho, foi realizado um teste com um modelo tridimensional da cidade de Boston, disponibilizado gratuitamente em [TrianGraphics GmbH \(2010\)](#). No entanto, verificou-se que a definição dos detalhes do modelo era muito baixa, não sendo

possível extrair as informações necessárias para o guiamento através de análise das imagens.

Outra hipótese importante feita neste trabalho é a de que não são consideradas condições de iluminação realistas na geração das imagens. Para modelar os efeitos causados por fontes de luz, como sombras e reflexos, também é necessária a modelagem tridimensional do terreno, e, além disso, a definição de propriedades dos materiais que compõe a cena. Dada a indisponibilidade de um modelo completo o suficiente, são consideradas apenas condições de iluminação homogêneas em todo o ambiente simulado.

Para simular a presença do céu utiliza-se uma textura sobre um grande hemisfério em cuja base são desenhadas as imagens do solo. A textura utilizada para o céu é exibida na figura 4.2. Em geral, na fase terminal de voo, a câmera do artefato está apontando para o solo e o céu não é visível, desta forma a textura do céu não influencia o resultado da análise das imagens.

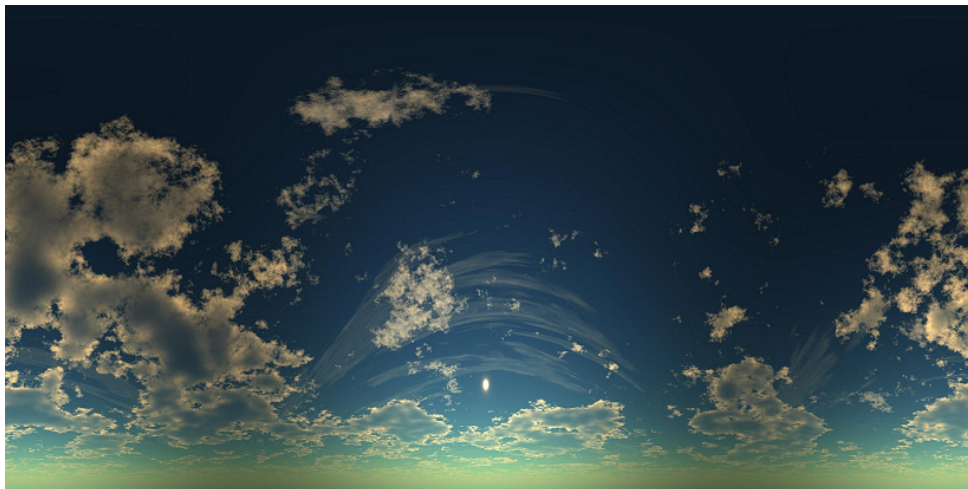


FIGURA 4.2 – Imagem do céu utilizada como textura (ESTEVES, 2008).

Definido o modelo tridimensional do ambiente, dadas as matrizes de câmera apresentadas na seção anterior, é possível gerar a imagem da câmera. Dada a natureza da transformação projetiva, um ponto na imagem pode corresponder aos infinitos pontos de

uma reta no ambiente. Como o solo é considerado contido num plano, para obter determinado ponto na imagem basta selecionar o ponto na reta citada que pertence ao plano do solo. Caso fosse considerada a elevação de terreno o processo seria mais complicado, pois seria necessário encontrar o ponto não obstruído sobre a reta citada. A figura 4.3 mostra um exemplo de imagem gerada pela simulação da câmera do sistema.



FIGURA 4.3 – Exemplo de imagem gerada pela câmera simulada.

4.3 Visualizador de Atitude

Para visualizar a atitude do artefato durante o voo, é utilizado um modelo 3D gratuito, disponibilizado por [Flat Pyramid \(2007\)](#), da bomba guiada a *laser* GBU-12, que tem geometria semelhante ao artefato estudado neste trabalho. Para carregar o modelo 3D e tratar a texturização, é utilizada a classe auxiliar implementada por [Fairfax \(2004\)](#).

O modelo utilizado não tem a empenagem traseira aberta e não são exibidas as deflexões nos *canards*. No entanto, o modelo cumpre perfeitamente o propósito de mostrar a atitude do artefato durante o voo, possibilitando uma melhor compreensão da influência do controle e das perturbações na trajetória.

A direção do vetor velocidade aerodinâmica do artefato, que corresponde ao eixo Z_c do sistema de coordenadas da câmera é desenhada sobre o modelo, possibilitando a visualização da direção para onde está apontada a câmera e permitindo a verificação da presença de ângulos de ataque e derrapagem. O eixo Y_c do sistema de coordenadas da câmera também é desenhado, facilitando a verificação do rolamento e do sistema de coordenadas da câmera.

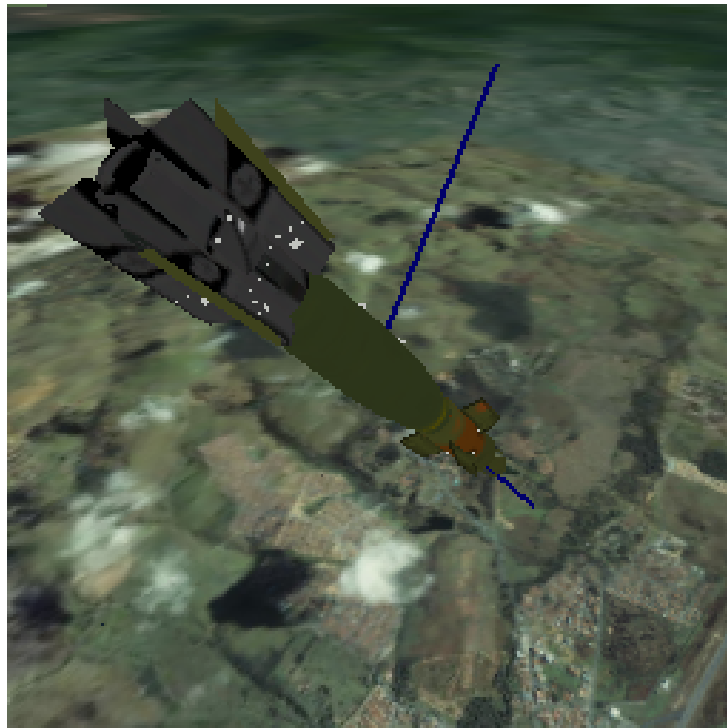


FIGURA 4.4 – Exemplo de imagem gerada pelo visualizador de atitude.

O visualizador é implementado simulando uma câmera em uma trajetória paralela à do artefato, de 60° de campo de visada, mantendo uma distância de 1 m do centro de gravidade do artefato em cada eixo inercial e apontando na direção do referido centro de

gravidade. A geração das imagens segue os mesmos passos apresentados na seção anterior. A figura 4.4 mostra um exemplo de imagem obtida com o visualizador de atitude.

4.4 Interface com Simulação Dinâmica

O simulador de voo e a análise das imagens são implementados em C/C++. A simulação da dinâmica do artefato é implementada em MATLAB/Simulink. O simulador de voo deve receber as informações de posição, atitude e velocidade aerodinâmica do artefato para gerar as imagens da câmera e gerar as imagens do visualizador de atitude. A análise das imagens utiliza a imagem da câmera gerada pelo simulador de voo para obter os erros em azimute e elevação em relação ao alvo. A simulação da dinâmica do artefato deve receber os erros em azimute e elevação para gerar os sinais de controle que definem a trajetória terminal do artefato.

A comunicação entre os simuladores é implementada através de uma conexão local UDP, na porta 1950. O simulador de voo é executado pelo script MATLAB que controla a simulação dinâmica. Após executar o simulador de voo o script envia repetidas vezes, via UDP, a semente do gerador aleatório utilizada na simulação atual. Após o término da inicialização do simulador de voo, a conexão UDP é aberta, a semente é recebida e uma mensagem indicando que o simulador de voo está pronto é enviada. A semente do gerador de números aleatórios é utilizada no simulador de voo somente pelo algoritmo RANSAC, descrito na seção 5.3.

Durante a simulação, o simulador de voo se mantém aguardando mensagens da simulação da dinâmica do artefato. Como a câmera é definida com uma frequência de operação de 20 Hz (na seção 2.4.4.3), a simulação da dinâmica envia os dados ao simulador de voo

a cada 0,05 s de simulação. O simulador de voo só inicia seu processamento após receber todos os dados esperados: posição inercial, velocidade aerodinâmica no referencial inercial, ângulos de Euler e a fase de voo. As imagens são geradas e a análise da imagem é realizada somente se o artefato estiver na fase terminal de voo. Os erros angulares são enviados para a simulação da dinâmica após a análise da imagem. Caso a análise não seja realizada, ou os erros não sejam obtidos mesmo após a análise, são enviados erros em azimute e elevação iguais a 0° .

O processo descrito no parágrafo anterior se repete até que o simulador de voo receba uma posição inercial positiva na dimensão Z_e , que indica que o artefato já atingiu o solo. Quando isto ocorre, o simulador de voo envia uma mensagem e término para o simulador da dinâmica e termina. Ao receber a mensagem de término a simulação da dinâmica também termina. No entanto, como a simulação da dinâmica só envia dados ao simulador de voo a cada 0,05 s, é possível que a simulação continue por até 0,05 s após o artefato atingir o solo, gerando dados terminais incorretos. Para contornar este problema, o tempo em que o artefato cruza o plano $X_e Y_e$ é interpolado entre o último valor de $h < 0$ e o primeiro de $h > 0$. Todas as saídas da simulação são truncadas e interpoladas para que seus valores finais correspondam ao valor no tempo em que $h = 0$.

A figura 4.5 mostra um diagrama com o fluxo de dados entre os simuladores, durante uma simulação completa.

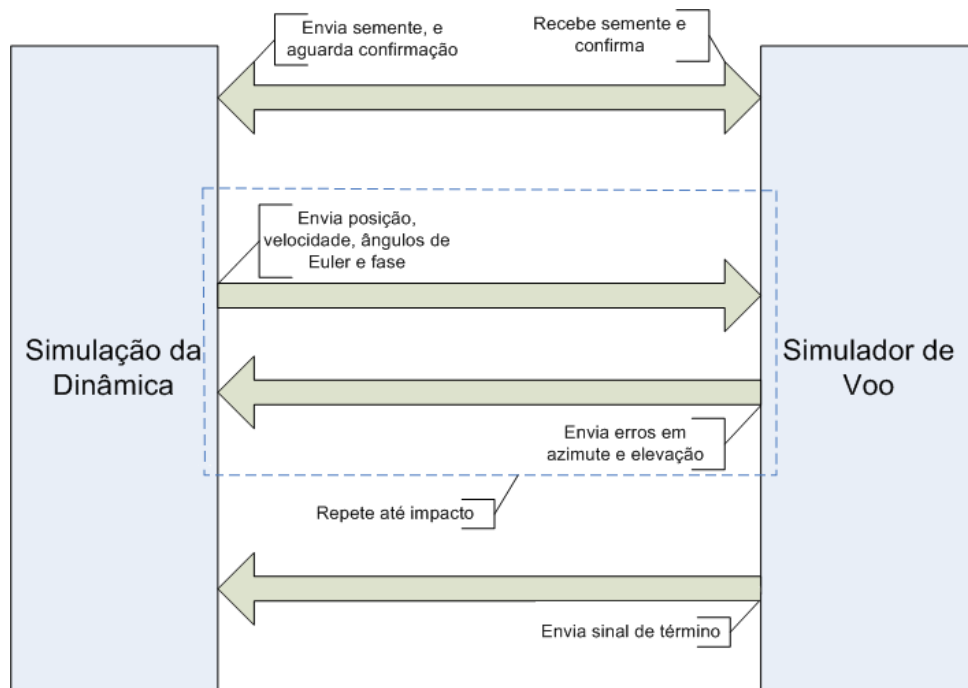


FIGURA 4.5 – Diagrama do fluxo de dados entre os simuladores.

5 Análise da Imagem

O objetivo da análise da imagem da câmera é obter os erros em azimute e elevação da velocidade aerodinâmica do artefato em relação à linha de visada, erros estes que devem ser corrigidos pelo sistema de controle do artefato de modo a mantê-lo em uma trajetória que cause o impacto no alvo. Os erros são calculados a partir da posição do alvo na imagem obtida em voo. A posição do alvo é encontrada a partir do registro da imagem obtida em voo com uma imagem de referência, que é uma imagem de satélite ortogonal.

Há vários métodos automáticos de detecção e descrição automática de feições em imagens, que permitem obter a correspondência de uma determinada feição de uma imagem em uma base de dados de feições de diferentes imagens. Tais métodos podem ser utilizados no registro de imagens. Grande parte destes métodos é invariante a mudanças de escala, rotação, contraste e brilho. Nenhum deles é totalmente invariante a projeções, o que dificulta o processo de registro de imagens oblíquas, que é essencial no guiamento terminal de um artefato como o estudado neste trabalho. Desta forma, é necessário avaliar se o método escolhido é suficientemente invariante a projeções para que possa ser utilizado nessa aplicação. A maioria dos métodos existentes apresenta elevado custo computacional, o que dificulta sua utilização em sistemas embarcados de tempo real.

Segundo Mikolajczyk e Schmid (2005), um dos métodos mais robustos, distintivos e mais utilizados atualmente é o SIFT (*Scale Invariant Feature Transform*), descrito por Lowe (2004). No entanto o método SIFT é bastante custoso computacionalmente (AWRANGJEB; LU, 2008) e utiliza um grande vetor descritor de 128 dimensões. O método SIFT deu origem a várias modificações, tanto no sentido de melhorar a sua eficácia quanto a eficiência. Alguns exemplos são o C-SIFT (ABDEL-HAKIM; FARAG, 2006), que utiliza a informação de cor aumentando a eficácia; o PCA-SIFT (KE; SUKTHANKAR, 2004), que analisa os componentes principais do vetor descritor, diminuindo bastante o número de dimensões, melhorando a eficiência do processo de encontrar correspondências porém aumentando o custo computacional da obtenção do descritor; Awrangjeb e Lu (2008) sugerem utilizar o descritor SIFT somente em cantos da imagem, melhorando muito a eficiência do detector de feições, porém perdendo na invariância; (GRABNER; GRABNER; BISCHOF, 2006) utiliza imagens integrais para diminuir em até 8 vezes o custo computacional do SIFT, com uma pequena perda em eficácia.

Outro método que surgiu recentemente é o SURF (BAY *et al.*, 2008), acrônimo para *Speeded-Up Robust Features*. Este método propõe um detector e um descritor de feições baseados na utilização de imagens integrais, possibilitando a aplicação de certos tipos de filtros e transformadas em tempo constante independentemente do tamanho da imagem, o que representa um ganho muito grande em relação ao SIFT em termos de custo computacional. No entanto, testes realizados no âmbito deste trabalho, utilizando a implementação do SURF feita por Evans (2008), mostraram que este método é pouco invariante a transformações projetivas, o que impossibilita sua aplicação no problema estudado.

Neste trabalho opta-se pela utilização do método SIFT para realizar o registro entre a imagem de referência do alvo e a imagem obtida em voo. Testes preliminares mostraram

que o método funciona bem mesmo com o efeito projetivo da câmera oblíqua em relação ao solo nos pontos de visada típicos experimentados na trajetória do artefato estudado. É utilizada a implementação do método SIFT realizada por [Hess \(2009\)](#), que faz uso da biblioteca OpenCV ([INTEL CORPORATION, 2001](#)), que também é utilizada em outras partes do desenvolvimento deste trabalho.

Para buscar correspondências entre feições da imagem obtida em voo e da imagem de referência são utilizados métodos aproximados utilizando a estrutura de dados *k-d tree* e o método de busca *Best Bin First* (BBF). Para selecionar ou rejeitar a correspondência é utilizado um método que avalia a razão entre as distâncias dos dois vizinhos mais próximos obtidos pelo BBF. Para encontrar a transformação que leva as feições da imagem base para a imagem oblíqua é utilizado o algoritmo probabilístico RANSAC (*Random Sample Consensus*). Com a transformação obtida pode-se encontrar a posição do alvo na imagem oblíqua.

As próximas seções descrevem o método SIFT para detecção e descrição das feições, a estrutura de dados *k-d tree*, o método de busca *Best Bin First*, o critério dos dois vizinhos mais próximos e o algoritmo RANSAC.

5.1 SIFT

O método SIFT de extrair feições de imagens é descrito por [Lowe \(2004\)](#). O método é invariante às mudanças de escala, rotação, contraste e brilho, sendo parcialmente invariante às mudanças no ponto de visada (projeção) e alterações não-lineares de iluminação.

O método consiste de quatro passos principais: detecção de extremos no espaço de escalas; seleção de feições; definição da orientação de cada feição; e cálculo do descritor.

O método funciona sobre imagens em tons de cinza. Cada passo é detalhado nas seções a seguir.

5.1.1 Detecção de Extremos

A obtenção de pontos na imagem invariantes a mudanças de escala pode ser feita procurando-se características estáveis em diferentes escalas. Define-se então o espaço de escalas $L(x,y,\sigma)$ de uma imagem como o conjunto de imagens geradas a partir da convolução da imagem original $I(x,y)$ com um filtro gaussiano bidimensional $G(x,y,\sigma)$, de desvio-padrão σ diferente para cada escala. O tamanho da janela do filtro gaussiano é definido como o número ímpar mais próximo de $8\sigma + 1$.

A figura 5.1 mostra a primeira oitava do espaço de escalas de uma imagem exemplo gerada através do ambiente criado neste trabalho e a figura 5.2 mostra as outras oitavas. Esta imagem exemplo é utilizada em todos os exemplos de operações realizadas pelo método SIFT neste trabalho e consiste em uma imagem obtida pela câmera definida na seção 2.4.4.3, com o ponto de visada sendo o alvo visto de um ângulo de elevação de 55° , ângulo de azimute de 10° e a 3 km de distância (em coordenadas esféricas centradas no alvo).

Cada oitava do espaço de escalas corresponde a imagens de escalas entre um determinado σ_i e $2\sigma_i$. O número de intervalos dentro de uma oitava é um dos parâmetros do método e é definido como 6, como detalhado posteriormente. O valor de σ_i para a primeira oitava sugerido por Lowe (2004) é 1,6. Para cada oitava após a primeira, a imagem inicial é formada a partir da reamostragem do último intervalo da oitava anterior, de forma que

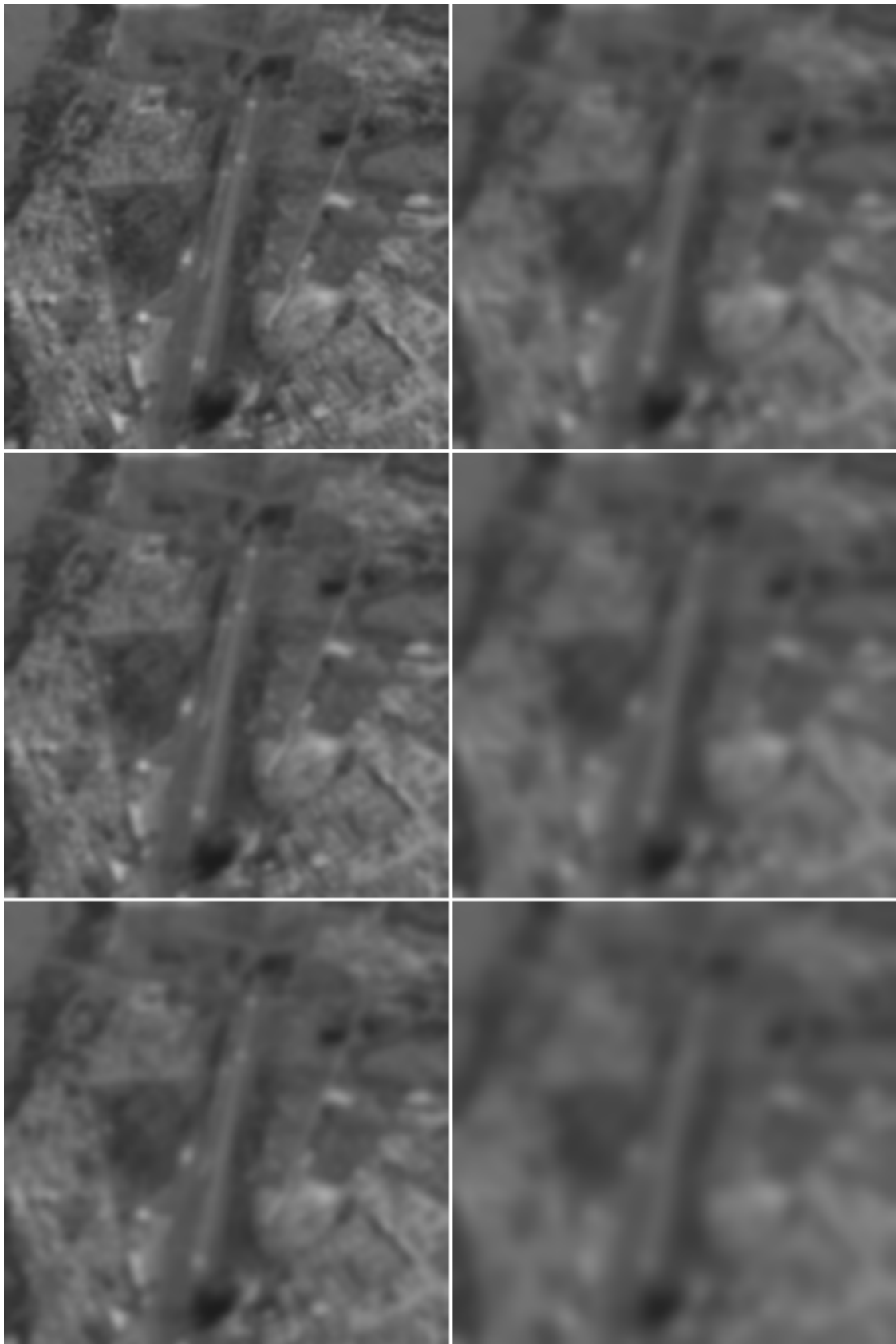


FIGURA 5.1 – Primeira oitava do espaço de escalas. Intervalos crescem de cima para baixo e da esquerda para a direita.

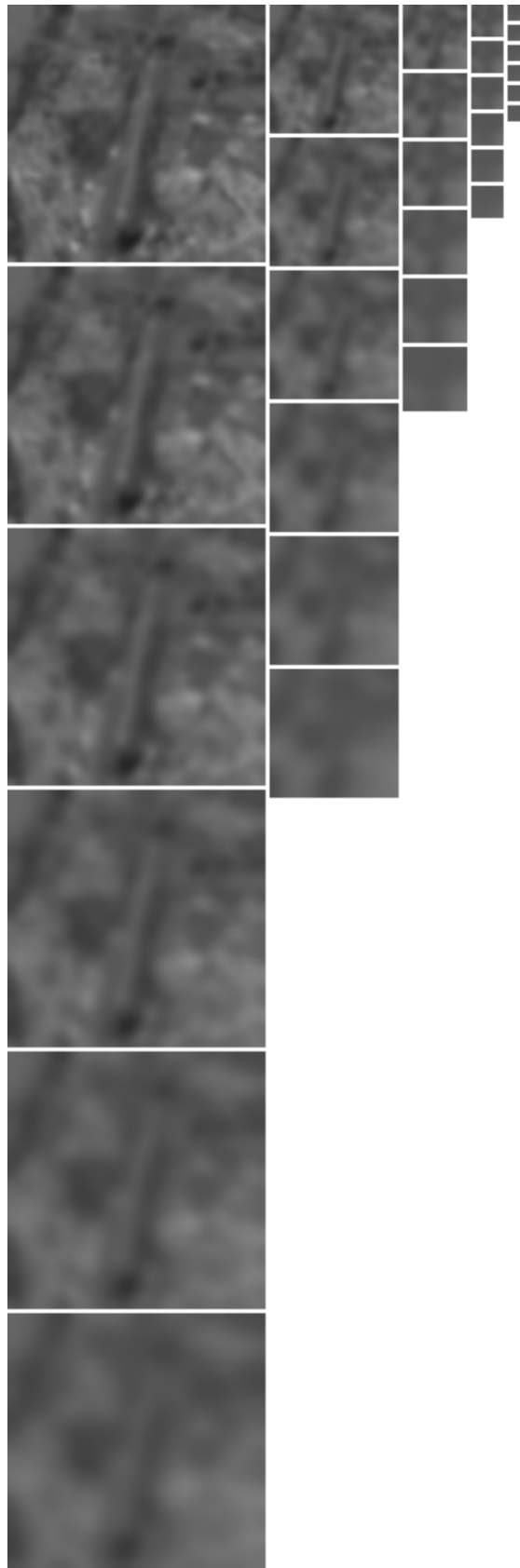


FIGURA 5.2 – Demais oitavas do espaço de escalas. Oitavas crescem da esquerda para a direita, intervalos crescem de cima para baixo.

suas dimensões sejam reduzidas pela metade. O processo se repete até que na última oitava a imagem tenha uma dimensão com cerca de 4 pixels.

Os candidatos a pontos estáveis no espaço de escalas são encontrados como os extremos na imagem resultante da função diferença entre gaussianas $D(x,y,\sigma)$, que pode ser obtida através da subtração de duas imagens consecutivas no espaço de escalas. A equação (5.1) mostra como obtém-se a diferença entre gaussianas, onde k é o fator que multiplica σ entre dois intervalos consecutivos do espaço de escalas. A figura 5.3 mostra um exemplo da diferença entre gaussianas para a primeira oitava da imagem exemplo e a figura 5.4 mostra o mesmo para as outras oitavas. A diferença entre gaussianas em geral apresenta valores pequenos em relação aos valores dos pixels da imagem, e, por isso, as figuras 5.3 e 5.4 são apresentadas com seus histogramas equalizados para facilitar a visualização. Como são obtidas 6 imagens por oitava no espaço de escalas, a diferença entre imagens consecutivas gera 5 imagens por oitava.

$$D(x,y,\sigma) = (G(x,y,k\sigma) - G(x,y,\sigma)) * I(x,y) = L(x,y,k\sigma) - L(x,y,\sigma) \quad (5.1)$$

Para encontrar os extremos, que são candidatos a feições, cada ponto da função diferença entre gaussianas é comparado com seus 8 vizinhos em sua escala e com os 9 vizinhos na escala anterior e posterior, totalizando 26 vizinhos. Caso o ponto seja o máximo ou o mínimo entre os 26 vizinhos ele é selecionado como um candidato válido. Lowe (2004) sugere encontrar pontos extremos em 3 intervalos de cada oitava. Desta forma, deve-se obter as diferenças de gaussianas em 5 intervalos por oitava e conseqüentemente o espaço de escalas deve conter 6 intervalos por oitava.

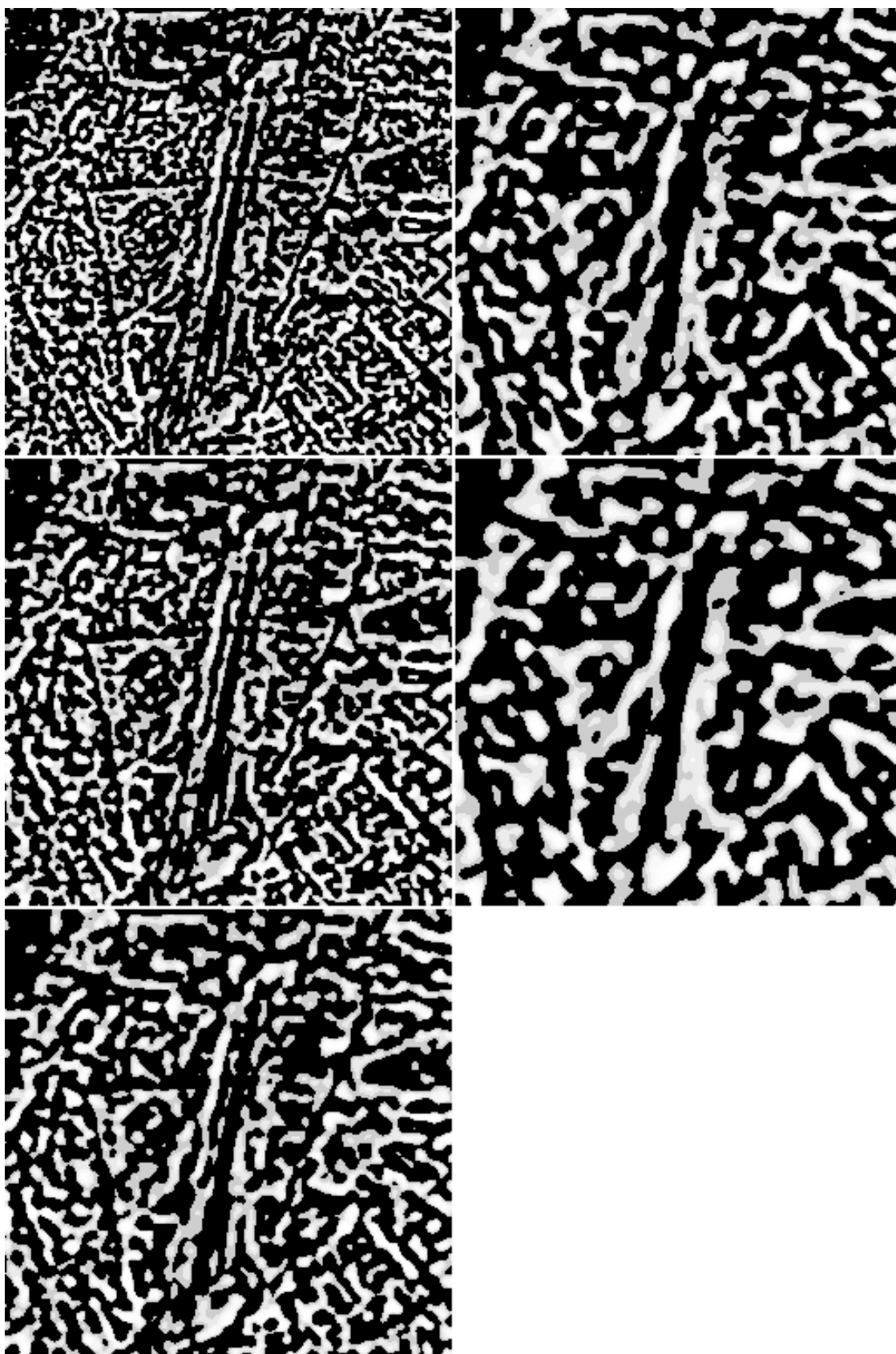


FIGURA 5.3 – Diferença de gaussianas para a primeira oitava, com histogramas equalizados para visualização.

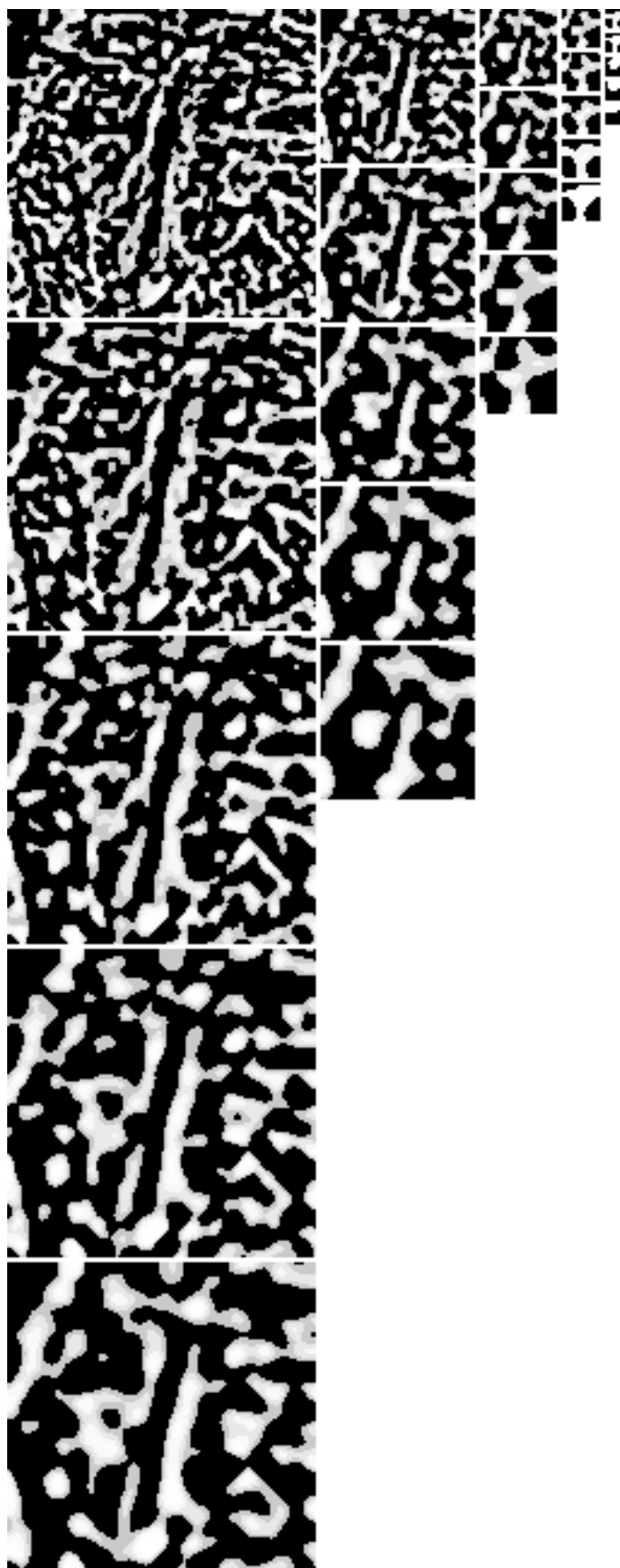


FIGURA 5.4 – Diferença de gaussianas para demais oitavas, com histogramas equalizados para visualização.

A figura 5.5 mostra os pontos extremos das diferenças entre gaussianas para a primeira oitava, enquanto a figura 5.6 mostra o mesmo para as demais oitavas. Como existem 5 intervalos de diferenças entre gaussianas por oitava, não há como realizar a comparação com os intervalos vizinhos no primeiro e no último intervalo, e, desta forma, observam-se 3 intervalos por oitava contendo os extremos, como sugerido por Lowe (2004).

5.1.2 Seleção de Feições

Uma expansão em série de Taylor de segunda ordem da função diferença de gaussianas é utilizada para ajustar uma função que descreve a vizinhança dos candidatos a feições, possibilitando obter as coordenadas dos candidatos a feições com precisão de frações de pixel, através do cálculo dos pontos de máximo ou mínimo da função. Esta expansão é aproximada utilizando apenas diferenças entre pixels para obter as derivadas.

O valor absoluto da função aproximada no candidato a feição encontrado é utilizado para eliminar candidatos com pouco contraste. O mínimo valor sugerido por Lowe (2004) é 0,03, em uma escala de valores de pixel de 0 a 1.

A função diferença de gaussianas apresenta fortes picos em bordas da imagem, mesmo que a borda não seja bem determinada e seja instável na presença de ruído. Este tipo de pico indesejável apresenta um valor de curvatura principal grande ao longo da borda, porém pequeno na direção perpendicular. Uma forma de eliminar estes pontos é definir um valor máximo de relação entre a maior e a menor curvatura principal. Isto pode ser verificado eficientemente através da relação (5.2), onde H_k é a matriz Hessiana 2×2 no ponto desejado, Tr indica o traço da matriz, Det seu determinante e r é a máximo valor

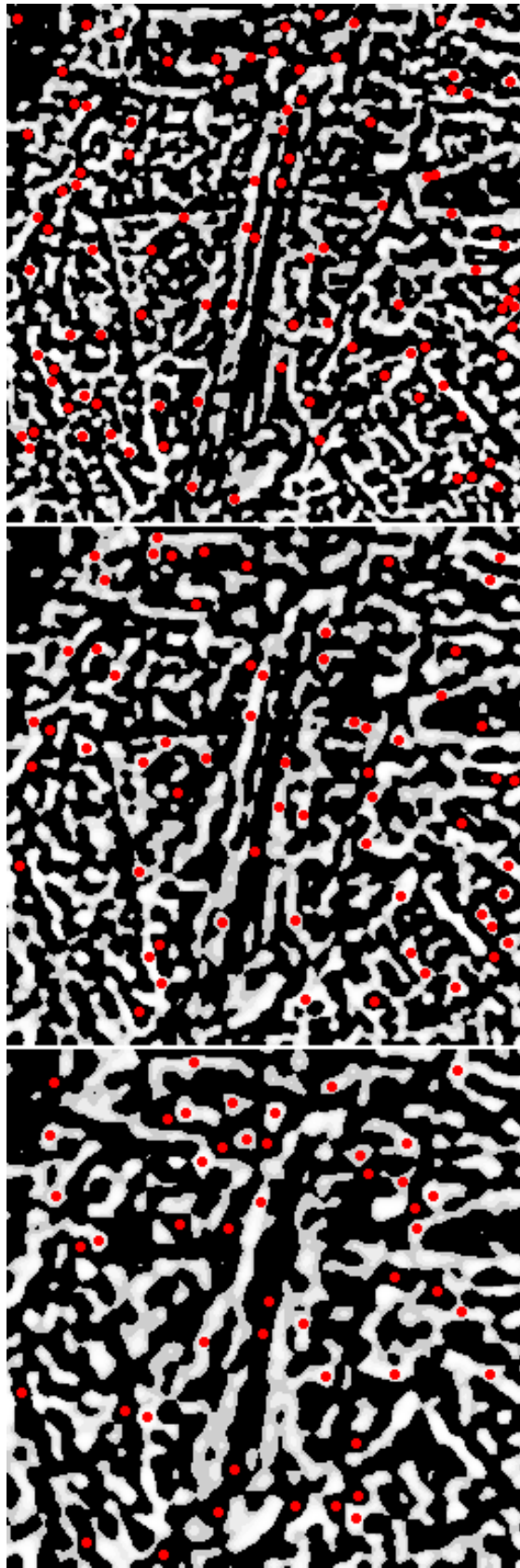


FIGURA 5.5 – Candidatos a feições para a primeira oitava.

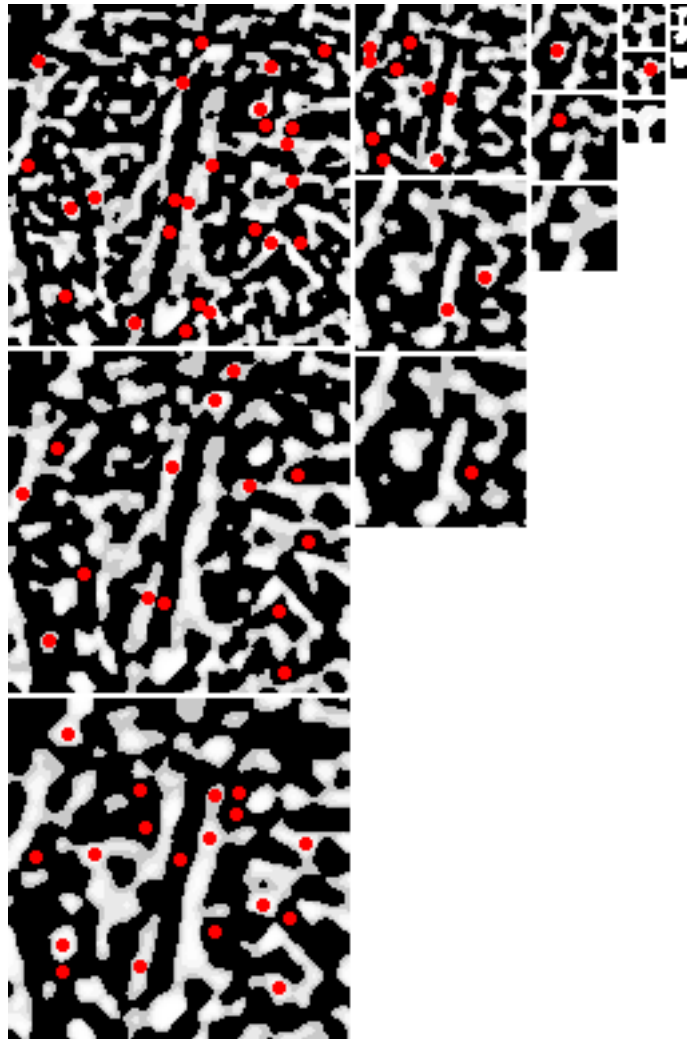


FIGURA 5.6 – Candidatos a feições para as demais oitavas.

aceito para a relação entre as curvaturas.

$$\frac{Tr(H_k)^2}{Det(H_k)} < \frac{(r+1)^2}{r} \quad (5.2)$$

5.1.3 Definição da Orientação

A invariância à rotação é conseguida através da definição de uma orientação consistente para cada feição. Desta forma, todas as características obtidas para a feição são representadas com relação à sua orientação.

Para cada imagem $I(x,y)$ do espaço de escalas, a magnitude $m(x,y)$ e a orientação $\theta(x,y)$ do gradiente em cada ponto são calculados pelas seguintes equações:

$$m(x,y) = \sqrt{(I(x+1,y) - I(x-1,y))^2 + (I(x,y+1) - I(x,y-1))^2} \quad (5.3)$$

$$\theta(x,y) = \arctg\left(\frac{I(x,y+1) - I(x,y-1)}{I(x+1,y) - I(x-1,y)}\right) \quad (5.4)$$

Para cada feição, é calculado um histograma de orientação com 10 intervalos, a partir da imagem de escala mais próxima à da feição. A orientação de cada ponto vizinho à feição é inserida no histograma ponderada pela magnitude de seu gradiente e por um janela gaussiana circular centrada na feição de variância igual a 1,5 vezes o valor da escala da feição.

A orientação correspondente ao intervalo contendo o valor máximo no histograma é definida como a orientação da feição. Caso haja algum outro intervalo de valor superior a 80% do valor máximo, é criada uma segunda feição sobre o mesmo ponto, com a orientação deste intervalo. Uma parábola é ajustada nos três intervalos do histograma mais próximos

do valor máximo para encontrar o valor da orientação com maior precisão (sendo o ponto de máximo da parábola).

A figura 5.7 mostra as feições selecionadas e suas orientações para a primeira oitava, enquanto a figura 5.8 mostra o mesmo para as demais oitavas. O tamanho do vetor de cada feição é proporcional ao quanto a sua escala interpolada se afasta da escala em que a feição está desenhada.

5.1.4 Cálculo do Descritor

O descritor proposto por Lowe (2004) é extremamente distintivo e ainda provê invariância parcial a mudanças no ponto de visada e iluminação. O descritor é baseado nos gradientes obtidos na vizinhança da feição e possibilita encontrar, em grande parte dos casos, uma correspondência única de uma determinada feição em uma grande base de dados de feições de diferentes imagens.

A imagem em $L(x,y,\sigma)$ de escala mais próxima a escala da feição é utilizada para o cálculo do descritor. As magnitudes e orientações dos gradientes nos pontos da vizinhança da feição são previamente calculadas e as magnitudes são ponderadas por um filtro gaussiano circular centrado na posição da feição com variância igual à metade da largura da vizinhança escolhida. As orientações são subtraídas da orientação da feição para obter a invariância à rotação.

O descritor consiste em uma matriz de histogramas de orientação. Cada histograma é construído a partir de um determinado número de pontos. Para evitar efeitos indesejados causados pela mudança abrupta de orientação entre intervalos consecutivos do histograma, ou pela mudança da localização de um ponto de um histograma da matriz para outro, é

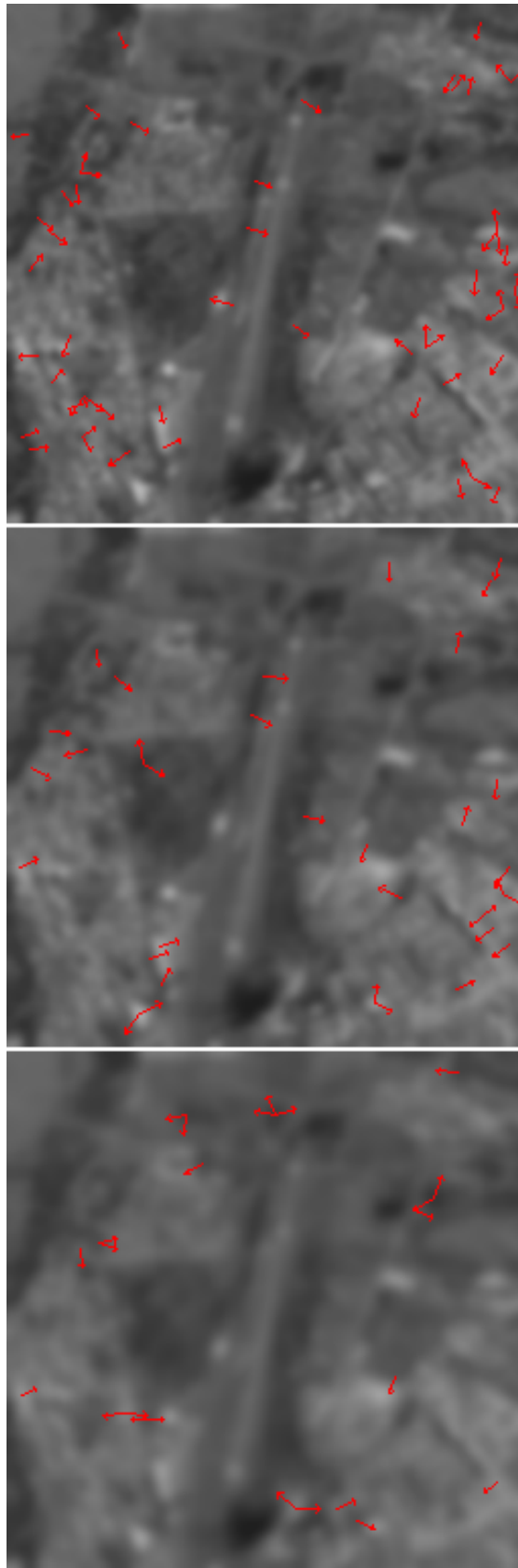


FIGURA 5.7 – Feições selecionadas e suas orientações para a primeira oitava.

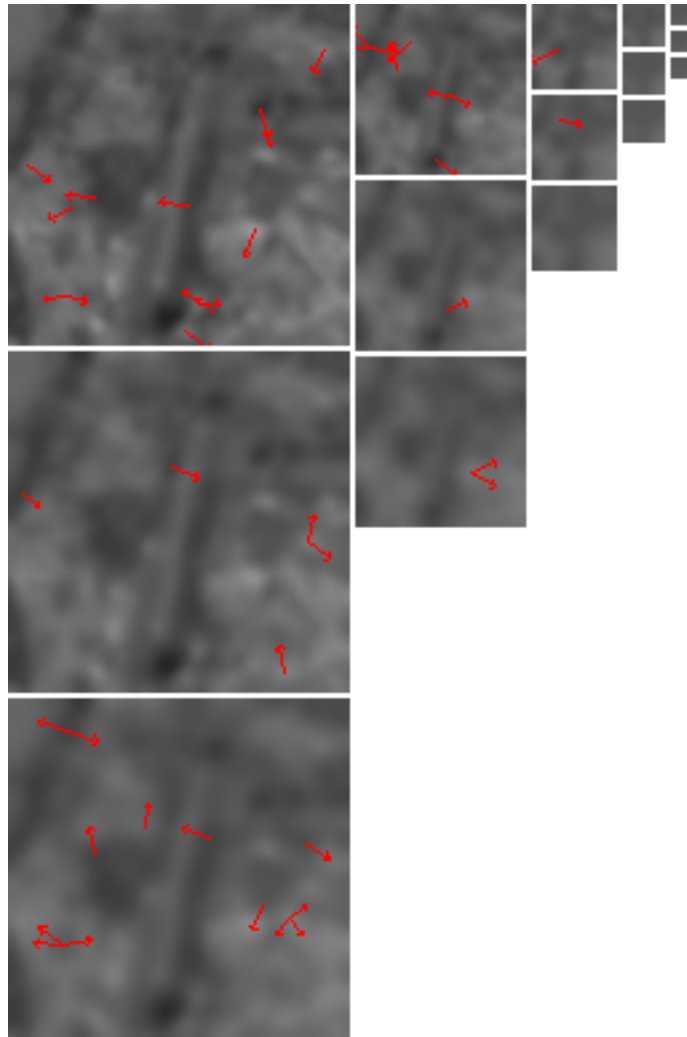


FIGURA 5.8 – Feições selecionadas e suas orientações para as demais oitavas.

realizada uma interpolação trilinear para distribuir o valor de cada gradiente em intervalos adjacentes. Desta forma, cada entrada no histograma é ponderada por $1 - d$, onde d é a distância normalizada da entrada ao centro do intervalo correspondente.

O descritor é representado por um vetor contendo os valores de cada intervalo em cada histograma. Os experimentos de [Lowe \(2004\)](#) mostram que os melhores resultados são obtidos utilizando uma matriz de histogramas 4×4 , com cada histograma contendo 8 intervalos e calculado através de uma região 4×4 de pontos da imagem. Desta forma o vetor representativo contém $4 \times 4 \times 8 = 128$ valores. A figura 5.9 mostra um exemplo de matriz 2×2 de histogramas de 8 intervalos, calculados a partir de regiões 4×4 de pontos.

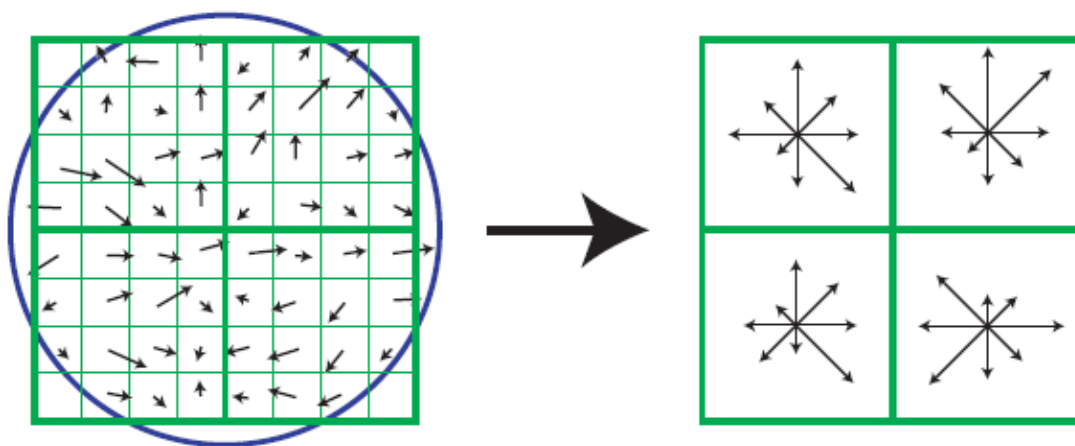


FIGURA 5.9 – Exemplo de descritor SIFT ([LOWE, 2004](#))

Para obter alguma invariância às mudanças na iluminação, o vetor que representa o descritor é normalizado e, deste modo, variações de contraste não modificam o vetor. Variações de brilho causadas pela soma de uma constante a cada pixel também não modificam o vetor pois ele é construído através da diferença de intensidades.

No entanto, o descritor não é invariante a mudanças não-lineares de iluminação. Este tipo de alteração afeta mais a magnitude dos gradientes do que a orientação. Para ob-

ter certa invariância a estes efeitos, é definido um valor máximo para a magnitude, as feições de maior magnitude tem o valor de magnitude redefinido para o máximo e uma renormalização é realizada. O valor máximo de magnitude sugerido por [Lowe \(2004\)](#) é 0,2.

5.2 Correspondência entre Feições

Encontradas as feições e calculados os descritores de cada uma delas, deve-se utilizar um método para encontrar a correspondência entre feições de diferentes imagens.

[Lowe \(2004\)](#) sugere uma *k-d tree* como estrutura de dados para armazenar as feições e uma variação da busca padrão em *k-d trees*, denominada *Best Bin First* para procurar as correspondências na árvore. Um método baseado nos dois vizinhos mais próximos é utilizado para aceitar ou rejeitar as correspondências.

Os métodos não são exatos, retornando apenas vizinhos com grande probabilidade de ser os mais próximos, com a vantagem de um custo computacional muito menor que o necessário para obter exatamente o vizinho mais próximo. A função de distância utilizada em geral é a euclidiana ou a euclidiana ao quadrado, que evita o cálculo da raiz quadrada diminuindo o número de operações.

5.2.1 *K-d Tree*

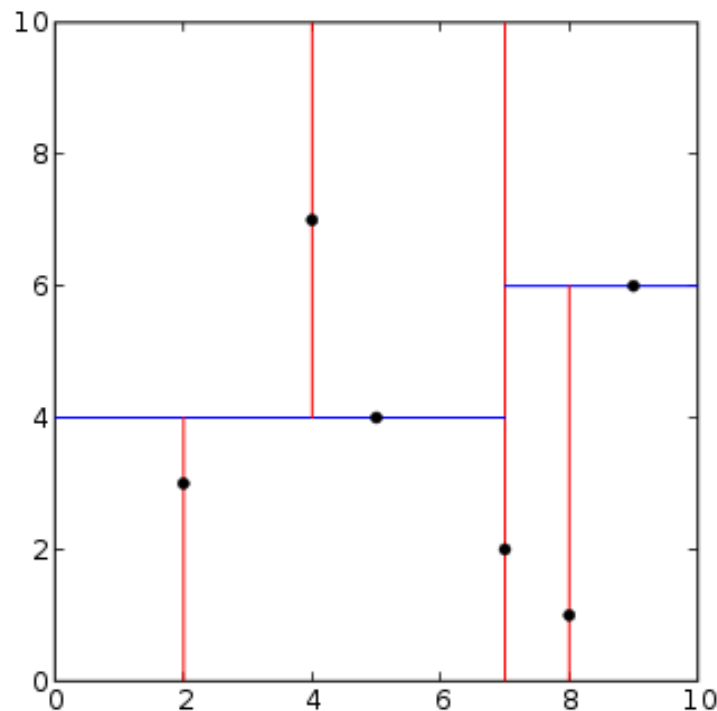
A estrutura de dados *k-d tree* (*k-dimensional tree*) é proposta por [Friedman, Bentley e Finkel \(1977\)](#) e é uma generalização da árvore binária. A *k-d tree* consiste em uma árvore binária onde cada nó é um subconjunto de um conjunto de dados formado por vetores de

várias dimensões. As folhas da árvore representam uma partição do conjunto original, ou seja, sua união forma o conjunto completo e não há intersecção entre as folhas.

A construção da árvore permite a busca do vetor pertencente ao conjunto de dados mais próximo a um vetor dado em tempo logarítmico no caso médio. A construção se dá particionando o conjunto de dados em uma dimensão a cada nível da árvore. Os seguintes passos descrevem a construção da árvore, iniciando-se com a raiz contendo todo o conjunto de dados:

1. Dado um nó contendo um (sub)conjunto de dados, calcula-se a variância das entradas em cada dimensão e seleciona-se a dimensão que apresenta maior variância.
2. Calcula-se a mediana entre os valores na dimensão selecionada de cada entrada do (sub)conjunto.
3. São criados dois filhos para o nó atual, um contendo as entradas que apresentam decomposição na dimensão selecionada maior que a mediana e outro contendo o restante das entradas.
4. Para cada nó criado, se houver um número mínimo de elementos em seu subconjunto, repete-se o processo a partir do passo 1. Para [Lowe \(2004\)](#) o número mínimo é de 1 elemento.

A figura 5.10 mostra um exemplo de construção de *k-d tree* em duas dimensões. Pode-se perceber que o conjunto inicial de pontos é dividido primeiramente na dimensão da abscissa no valor 7. Os dois subconjuntos resultantes são divididos na dimensão da ordenada nos valores 4 e 6. Dos quatro subconjuntos restantes, três são divididos novamente na dimensão da abscissa nos valores 2, 4 e 8. O outro subconjunto não contém nenhum ponto e não é mais dividido.

FIGURA 5.10 – Exemplo de construção de *k-d tree*. (WIKIPEDIA, 2010a).

A busca padrão do vetor mais próximo a um vetor dado (vizinho mais próximo) é realizada inicialmente percorrendo-se a árvore, respeitando-se em cada nó a direção que deve ser tomada, dadas a dimensão da partição, a mediana e o valor do vetor na dimensão da partição, até chegar a uma folha. As distâncias entre o vetor dado e os vetores da folha são calculadas e armazena-se a menor distância. É possível que haja vetores ainda mais próximos por outros caminhos na árvore e isto é verificado recursivamente através de *backtracking*, verificando se os limites dos subconjuntos de cada nó anterior possibilitam a existência de algum vetor mais próximo ao vetor dado (se a hipersfera centrada no vetor dado e de raio igual à menor distância encontrada até o momento intercepta o hiperplano definido pelo nó analisado). O nó pode ser descartado caso não passe neste critério, mas caso contrário ele deve ser percorrido.

Este método de busca na *k-d tree* é exato e é afetado pela maldição da dimensionalidade. Caso haja um grande número de dimensões, após encontrar a folha correspondente

e realizar o *backtracking*, o algoritmo deverá percorrer um grande número de nós, fazendo com que o custo computacional se aproxime do linear.

5.2.2 Best Bin First

O método BBF é apresentado por [Beis e Lowe \(1997\)](#) e visa aumentar a eficiência da busca em *k-d trees* em espaços de grande número de dimensões. Isto é conseguido ao custo de não garantir que o vetor encontrado é exatamente o mais próximo ao vetor dado, ou seja, é um algoritmo aproximado.

A primeira modificação do BBF em relação ao método de busca padrão em *k-d trees* é a definição de um número máximo de folhas analisadas. Ao chegar neste número o algoritmo retorna o melhor valor encontrado até o momento, sem garantir que é o melhor possível. Neste trabalho o número máximo utilizado é de 200 folhas analisadas.

Além disso a ordem de visita das folhas é modificada, não se baseando na estrutura da árvore e sim na distância entre os hiperplanos separadores dos nós não visitados e o vetor dado. Desta forma, é criada uma fila de prioridades, e, ao percorrer a árvore até chegar às folhas, sempre que um nó é escolhido para ser explorado, o nó no mesmo nível não explorado é inserido na fila em uma posição determinada pela distância do vetor ao hiperplano separador deste nó. Desta forma ao realizar o *backtracking*, os nós cujos hiperplanos apresentam menor distância ao vetor dado são explorados primeiro, aumentando a chance de encontrar o vizinho mais próximo mais rapidamente.

A figura [5.11](#) mostra um exemplo de busca em uma *k-d tree* utilizando BBF. Nota-se que, seguindo a topologia da árvore utilizada na busca padrão em *k-d trees*, o *backtracking* iria explorar inicialmente a região à esquerda do ponto dado, enquanto seu vizinho mais

próximo está abaixo. Utilizando BBF, como a distância do ponto ao hiperplano separador logo abaixo é menor, a região abaixo seria explorada antes, encontrando o vizinho mais próximo mais rapidamente.

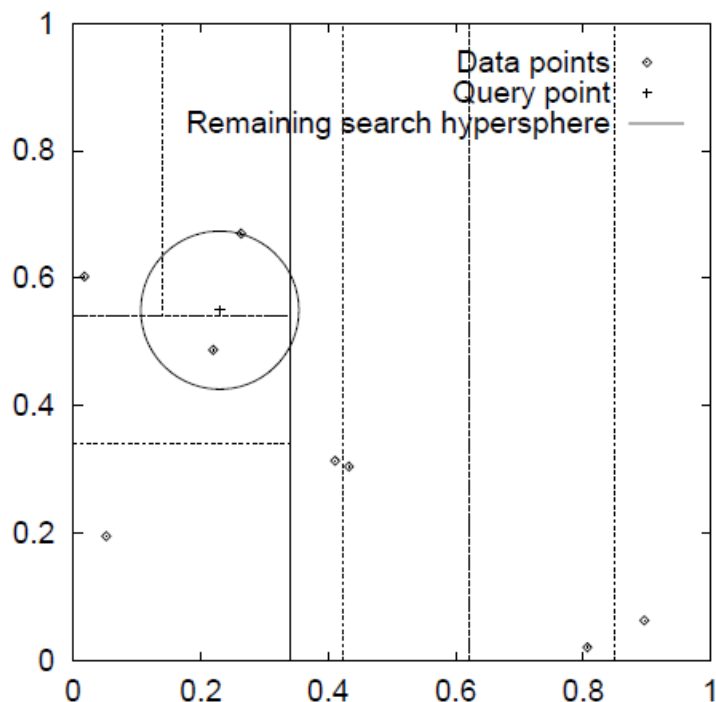


FIGURA 5.11 – Exemplo de busca em k - d tree utilizando BBF (BEIS; LOWE, 1997).

5.2.3 Dois Vizinhos Mais Próximos

O algoritmo BBF pode ser facilmente adaptado para encontrar os n vizinhos mais próximos a um vetor dado. Uma possibilidade que é explorada tanto por Lowe (2004) quanto por Bay *et al.* (2008) é encontrar os dois vizinhos mais próximos, e, dada a relação entre as distâncias entre o vetor dado e os dois vizinhos, aceitar o mais próximo como a correspondência ou rejeitar ambos, não retornando correspondência para o vetor dado.

Este método é interessante pois na extração automática de feições de imagens, muitas das feições obtidas não são obtidas em outras imagens da mesma cena e mesmo assim é possível encontrar vizinhos mais próximos para elas. Segundo Lowe (2004), não é in-

interessante utilizar um valor de distância mínimo para aceitar as correspondências, pois existem feições que são muito mais distintivas que outras.

A razão das distâncias entre o vetor dado e os dois vizinhos mais próximos mostra o quanto o melhor candidato a correspondência se distingue dos outros candidatos. Para uma falsa correspondência supõe-se que existam vários vizinhos a distâncias aproximadamente iguais, enquanto em uma correspondência verdadeira espera-se que o vizinho mais próximo esteja muito mais próximo que os outros vizinhos.

Na implementação de [Hess \(2009\)](#) e neste trabalho, é utilizada a razão máxima de 0,49 entre a distância ao segundo vizinho mais próximo e a distância ao mais próximo. A distância utilizada é a euclidiana ao quadrado. [Evans \(2008\)](#) considera a razão máxima de 0,65 e a distância euclidiana comum é utilizada.

5.3 Localização do Alvo

Encontradas as feições e suas correspondências em duas imagens, deve-se utilizar um método para extrair informações destes dados, como por exemplo obter a transformação que leva pontos de uma imagem para a outra e conseqüentemente obter a localização de outros pontos de interesse na imagem, como o alvo. No entanto, algumas correspondências podem não ser corretas, o que dificulta o processo de encontrar a transformação por meios comuns (por exemplo utilizando o método dos mínimos quadrados).

5.3.1 RANSAC

O algoritmo RANSAC (*Random Sample Consensus*), proposto por [Fischler e Bolles \(1981\)](#), permite resolver o problema de encontrar um modelo para um conjunto de dados

contendo *outliers*. O algoritmo funciona selecionando amostras aleatórias do conjunto de dados, encontrando modelos para estas amostras e testando o resto do conjunto de dados contra o modelo encontrado.

Assumindo que são necessários no mínimo n pontos para determinar os parâmetros livres do modelo, o algoritmo pode ser resumido nos seguintes passos:

1. Seleciona-se aleatoriamente um conjunto hipotético de *inliers* de n pontos do conjunto de dados e encontram-se os parâmetros do modelo que se adaptam perfeitamente a estes pontos.
2. Para cada ponto não escolhido no passo anterior, testa-se o erro cometido na aproximação de tal ponto pelo modelo encontrado. Caso o erro seja menor que um limite, adiciona-se o ponto ao conjunto hipotético.
3. Reestima-se o modelo por mínimos quadrados dados os pontos pertencentes ao conjunto hipotético e calcula-se o erro total cometido. Armazena-se sempre o melhor modelo.
4. Retorna-se ao passo 1 até o critério de parada ser satisfeito (tempo, número de iterações, ou probabilidade de ter encontrado um bom modelo).

A figura 5.12 mostra um exemplo de aplicação do RANSAC, onde uma parte do conjunto de dados pode ser explicada com grande exatidão por uma reta, no entanto há a presença de uma grande quantidade de *outliers*. A aplicação de mínimos quadrados neste caso não traria bons resultados, enquanto o RANSAC encontra a reta sem problemas.

Supondo que as feições encontradas e correspondidas em imagens de diferentes pontos de visada sejam coplanares, existe uma transformação projetiva (homografia) que leva os

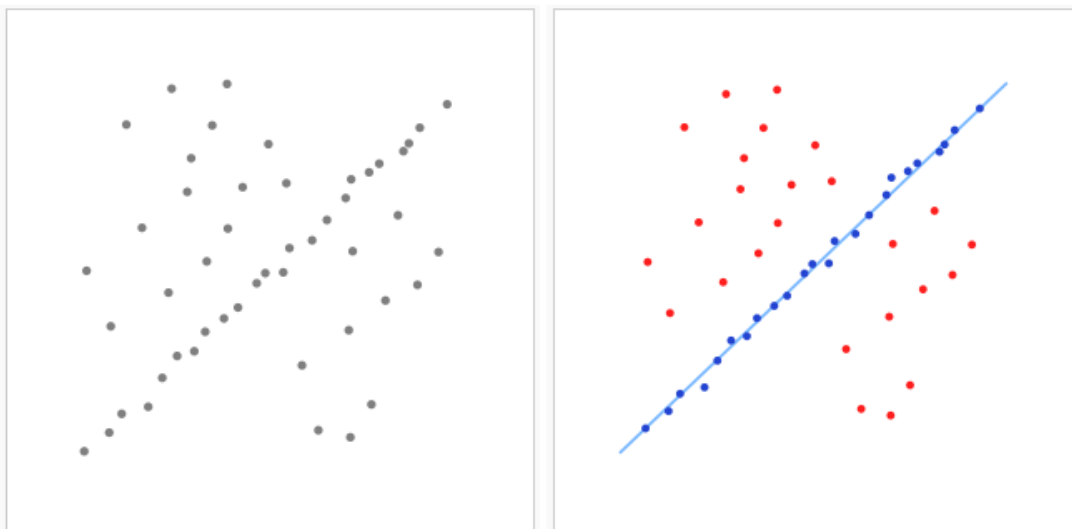


FIGURA 5.12 – Exemplo de aplicação do RANSAC. (WIKIPEDIA, 2010b).

pontos de uma imagem para outra (em coordenadas homogêneas). Esta transformação consiste em uma matriz 3×3 e é necessário determinar 8 valores desta matriz (o nono elemento da matriz é sempre 1), o que pode ser obtido através das correspondências entre 4 pares de pontos nas imagens (AGARWAL; JAWAHAR; NARAYANAN, 2005).

Seja H a matriz 3×3 representando a homografia buscada, dada por (5.5). Sejam p_i e q_i , com $1 \leq i \leq 4$, pontos 3×1 em coordenadas homogêneas (com a terceira dimensão sempre igual a 1) representando as feições na imagem da câmera e suas correspondências na imagem de referência, respectivamente, selecionadas aleatoriamente no passo 1 do RANSAC. O modelo inicial é dado pela homografia encontrada pela solução do sistema linear de oito equações e oito incógnitas dado por (5.6).

$$H = \begin{bmatrix} h_{11} & h_{12} & h_{13} \\ h_{21} & h_{22} & h_{23} \\ h_{31} & h_{32} & 1 \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

$$q_i = Hp_i, \text{ com } 1 \leq i \leq 4. \quad (5.6)$$

O erro e_i cometido na aproximação de uma feição q_i com o H encontrado, dada a sua correspondente p_i , para $i > 4$, é dado por (5.7), onde \cdot indica produto escalar. Tal erro é avaliado no passo 2 e os *inliers* são selecionados.

$$e_i = \sqrt{(q_i - Hp_i) \cdot (q_i - Hp_i)} \quad (5.7)$$

Após selecionados os k *inliers*, a homografia é reestimada no passo 3. O erro total e_t , dado por (5.8), é minimizado pelo método dos mínimos quadrados, selecionando a homografia H' que melhor se adapta ao conjunto de *inliers*. A homografia que gerar o menor e_t é armazenada e o processo se repete até que o critério de parada seja satisfeito.

$$e_t = \sum_{i=1}^k (q_i - H'p_i) \cdot (q_i - H'p_i) \quad (5.8)$$

Como visto, o número de pontos nos conjuntos hipotéticos iniciais do algoritmo é 4. O limite do erro para incluir um ponto no conjunto de *inliers* é definido como 3 pixels. O critério de parada é definido com base na probabilidade aceitável de que nenhum conjunto hipotético inicial esteja livre de *outliers* supondo que 25% das amostras são *outliers*, definida como 1%.

O modelo final é aceito caso contenha um número mínimo de *inliers* e este mínimo é calculado com base na probabilidade β de que um *outlier* seja adicionado ao conjunto hipotético em um modelo encontrado com um conjunto contendo *outliers*, definida como 10%. No algoritmo RANSAC original não é citado o critério de aceitação, sendo utilizado somente o critério de parada. A análise estatística que gera o número mínimo de *inliers* dada a probabilidade β é realizada por [Chum e Matas \(2005\)](#) e tal valor é utilizado neste

trabalho para a aceitação do modelo. Caso o modelo seja rejeitado, supõe-se o alvo no centro da imagem, o que gera erros em azimute e elevação iguais a zero.

A figura 5.13 mostra um exemplo das correspondências encontradas entre a imagem exemplo e a imagem de referência, utilizando a busca BBF em uma $k-d$ tree com o critério dos dois vizinhos mais próximos.

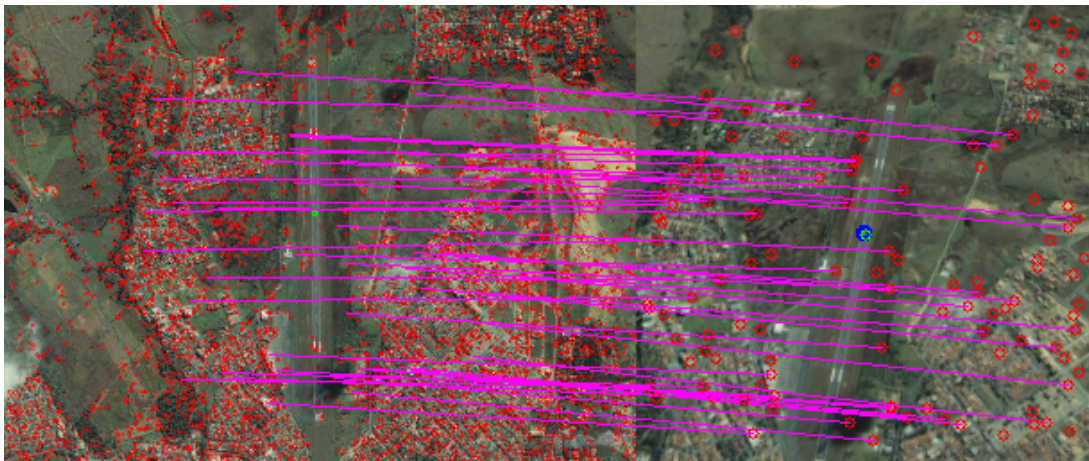


FIGURA 5.13 – Correspondências entre feições e localização obtida do alvo.

Cada correspondência é vista como uma linha reta ligando a feição na imagem base à feição correspondente na imagem exemplo. A mesma figura também mostra a posição do alvo obtida através da aplicação do RANSAC às correspondências encontradas. A posição do alvo obtida é marcada com um círculo azul, enquanto a posição real do alvo é marcada com um círculo verde. As feições encontradas nas duas imagens são marcadas com círculos vermelhos.

6 Resultados

Neste capítulo, inicialmente são exibidos todos os detalhes de um lançamento típico para cada configuração de sensores. Depois são realizadas simulações de forma a obter o alcance máximo teórico do sistema para cada condição de lançamento. Em seguida são mostrados os resultados das simulações Monte Carlo que permitem comparar a acurácia de cada configuração de sensores e finalmente é avaliado o método de análise de imagens implementado, com os resultados obtidos nas simulações Monte Carlo.

6.1 Casos Típicos

O lançamento mostrado em detalhes para cada configuração consiste em um lançamento reto e nivelado, a 7 km de altitude, a 20 km de distância horizontal do alvo, a 250 m/s e com um desvio inicial em guinada de 5° em relação à direção do alvo. Este desvio é proposital para avaliar a correção dos erros laterais na fase de navegação. A posição inercial do alvo é $[0, -17,47,0]$ m, obtida através do ponto escolhido como alvo na imagem de satélite de referência e mantida mesmo nas configurações nas quais não há análise de imagens.

A posição inercial inicial do artefato é dada por $\vec{x}_e = [-20, 0, -7]$ km, os ângulos de Euler são dados por $[\phi, \theta, \psi] = [0^\circ, 0^\circ, 5^\circ]$, a velocidade inercial é 250 m/s e os ângulos de ataque e derrapagem, bem como as velocidades angulares iniciais são nulos.

É inserida uma turbulência leve durante toda a trajetória e rajadas de vento no plano $X_e Y_e$ com intensidade de 10 m/s, a 45° e de 3 s de duração são inseridas nos instantes 0 s, 30 s, 60 s e 90 s. A figura 6.1 mostra o perfil de vento utilizado para as quatro simulações, onde $[V_{wx}, V_{wy}, V_{wz}]$ são os componentes da velocidade linear do vento e $[\omega_{wx}, \omega_{wy}, \omega_{wz}]$ são os componentes de velocidade angular do vento.

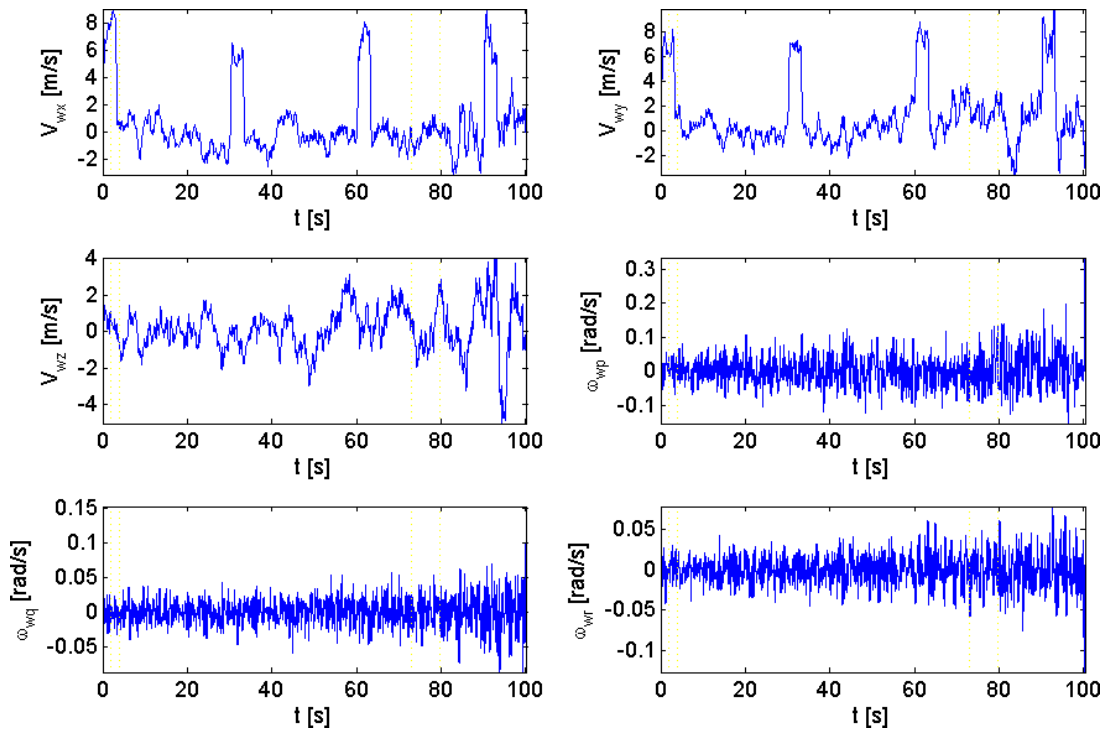


FIGURA 6.1 – Perfil de vento e turbulência para as simulações de casos típicos.

As figuras iniciais das seções 6.1.1, 6.1.2, 6.1.3 e 6.1.4 mostram os gráficos de trajetória, posição e velocidade linear durante o lançamento para cada configuração, onde h indica a altitude, x a posição inercial no eixo X_e , y a posição inercial no eixo Y_e , t o tempo, α o ângulo de ataque, β o ângulo de derrapagem e V_a o módulo da velocidade aerodinâmica.

Para posição e velocidade, são exibidos os valores reais e os obtidos pelos sensores. Para os ângulos de ataque e derrapagem são exibidos apenas os valores reais.

Na sequência são exibidas as figuras que contém os gráficos dos ângulos de Euler e das velocidades angulares pelo tempo para cada configuração, onde $[\phi, \theta, \psi]$ são os ângulos de rolamento, arfagem e guinada; e $[p, q, r]$ são as velocidades angulares de rolamento, arfagem e guinada. São exibidos os valores reais e os obtidos pelos sensores.

Também são exibidas as figuras que mostram os gráficos das acelerações verticais e laterais, suas referências e os erros angulares, onde Ac_y indica a aceleração lateral do artefato (no eixo Y_b do corpo), Ac_z indica a aceleração vertical (no eixo Z_b do corpo), Lat indica o erro angular lateral utilizado na fase de navegação (conforme seção 3.5.3.1) e Az representa o erro em azimute utilizado na navegação terminal. São exibidos os valores reais e os obtidos pelos sensores. As referências de aceleração e os erros angulares obtidos são exibidos somente enquanto são utilizados, nos outros instantes são exibidos como zero.

No final de cada seção são exibidas as figuras que mostram as deflexões reais pelo tempo em cada um dos quatro *canards*.

6.1.1 Configuração 1

Na configuração 1 apenas o SNI I é utilizado. O viés dos três acelerômetros é definido como +1 mg e o fator de escala é definido como +0,05%. O ruído adicionado na medição dos acelerômetros é de 0,1 mg rms. O viés dos três giroscópios é definido como +10°/h e o fator de escala é definido como +0,05%. O ruído adicionado durante a medição dos giroscópios é de 1°/h rms.

As figuras 6.2, 6.3, 6.4 e 6.5 mostram os resultados obtidos para a configuração 1.

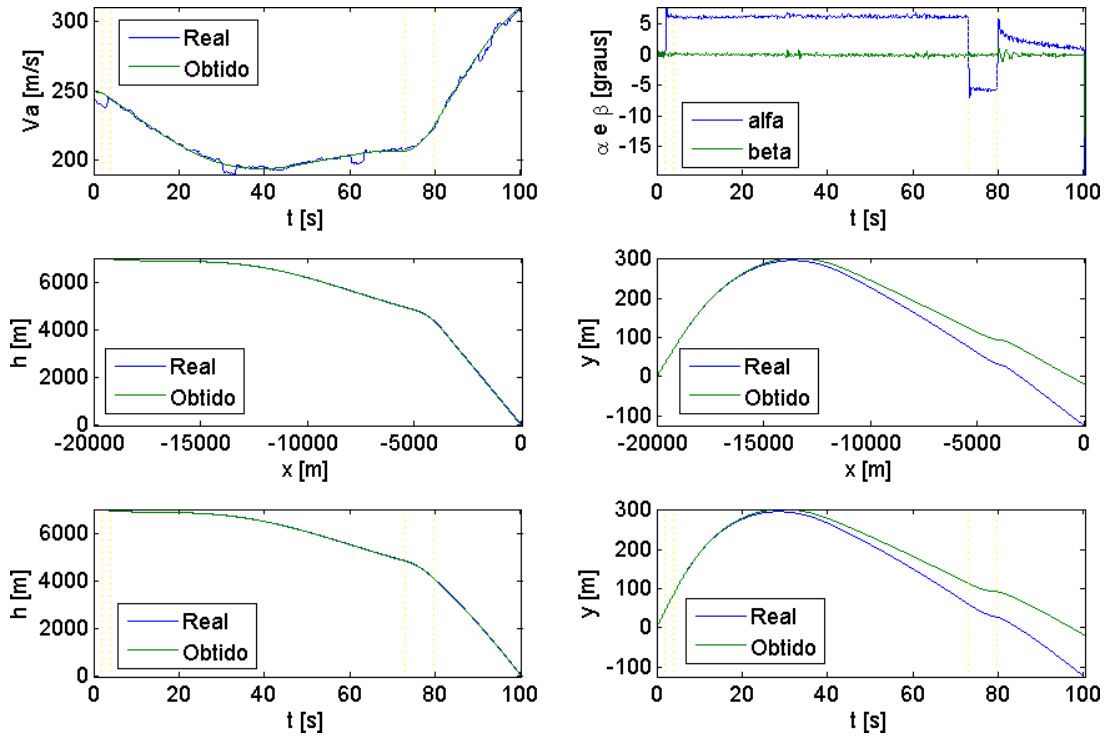


FIGURA 6.2 – Trajetória, posição e velocidade no lançamento típico para a configuração 1.

Na figura 6.2, no gráfico onde é exibido o ângulo de ataque percebe-se claramente o instante em que o comando para manter o ângulo de ataque que garante o máximo alcance é realizado, fazendo com que α se mantenha praticamente constante até o instante quando é iniciada a fase de posicionamento para a fase terminal, onde α se mantém em um valor negativo. O mesmo formato de gráfico é verificado nas demais configurações, excetuando-se a fase terminal onde o ângulo de ataque depende dos comandos de guiamento terminal.

Ainda na figura 6.2 percebe-se a trajetória do artefato no plano lateral. O ângulo de guinada inicial faz com que o artefato inicie sua trajetória desalinhado em relação ao alvo e durante a fase de navegação o erro lateral é minimizado, fazendo com que a direção do alvo seja seguida. Também é possível visualizar a deriva da posição lateral obtida pelo sistema de navegação inercial, com o valor obtido se afastando do real ao longo do tempo. O desvio em alcance não é visualizado claramente pois a escala dos gráficos envolvendo o alcance é maior.

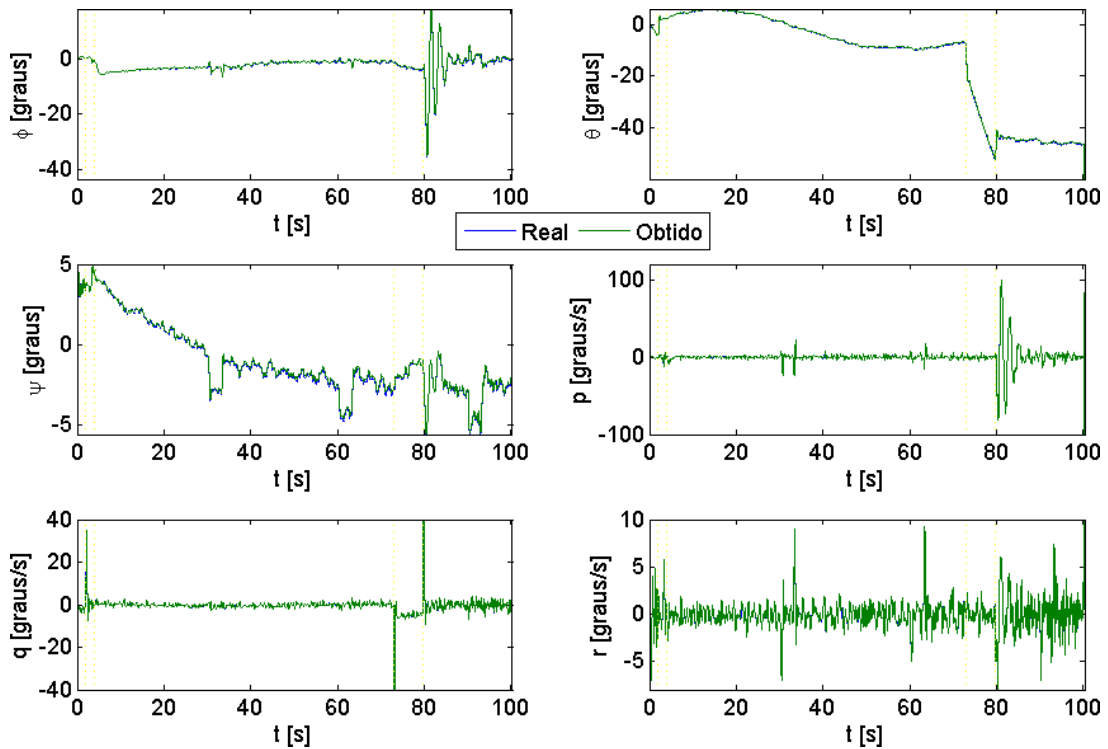


FIGURA 6.3 – Ângulos de Euler e velocidades angulares no lançamento típico para a configuração 1.

Na figura 6.3, no gráfico do ângulo de arfagem θ percebe-se que durante a fase de navegação este ângulo varia muito lentamente, mostrando que o artefato tende a apontar para o solo devido ao efeito da empenagem, porém a deflexão mantida nos *canards* minimiza este efeito, garantindo o alcance máximo para o artefato. É verificada uma queda brusca no ângulo de arfagem na fase de posicionamento para a fase terminal, causada pela deflexão negativa do tipo profundo e o ângulo mantém-se praticamente constante durante a fase terminal, na qual o artefato deve voar praticamente em linha reta na direção do alvo. O mesmo formato de curva para θ é verificado nas outras configurações.

Ainda na figura 6.3, no gráfico do ângulo de rolamento ϕ percebe-se um pequeno rolamento mantido na fase de navegação, onde uma pequena aceleração lateral é solicitada de forma a tentar eliminar o erro lateral. O escoamento assimétrico causado pelo comando do tipo profundo mantido para garantir o alcance máximo unido com o comando do tipo leme para eliminar o erro lateral causa este pequeno ângulo de rolamento. O mesmo

formato de curva para ϕ é verificado durante a fase de navegação nas outras configurações. Na fase terminal o controlador de rolamento é desativado e ocorrem variações maiores nesse ângulo.

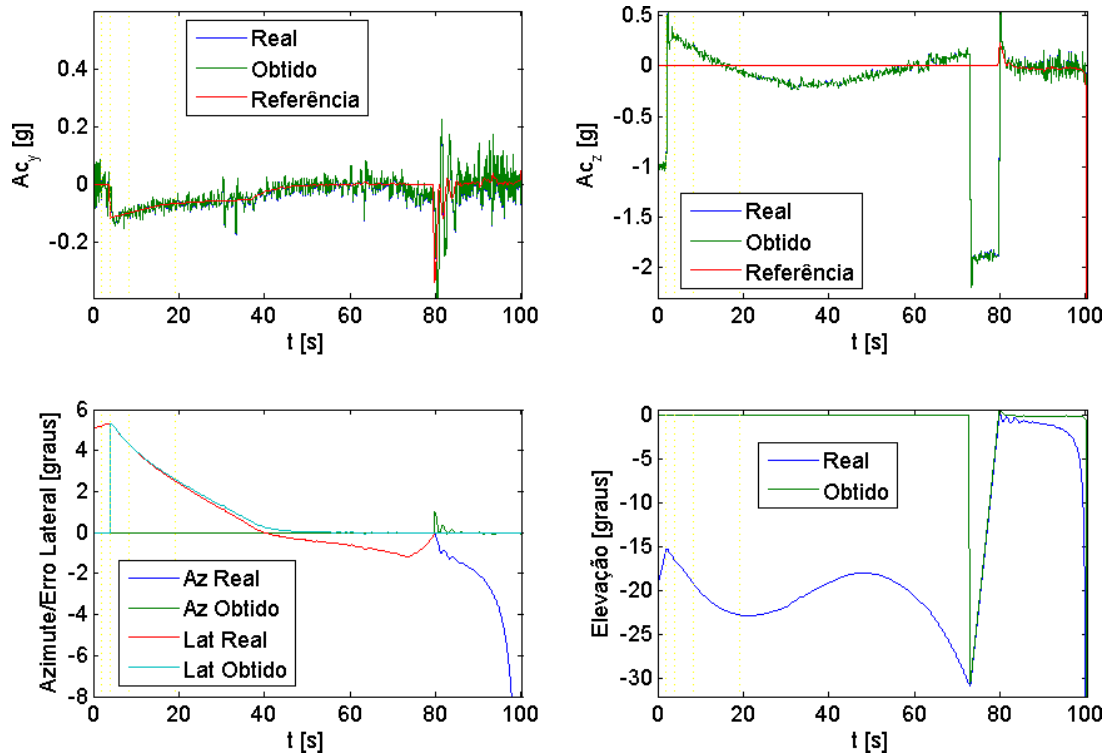


FIGURA 6.4 – Acelerações e desvios angulares no lançamento típico para a configuração 1.

Na figura 6.4 percebe-se que as curvas de aceleração obtidas seguem satisfatoriamente as referências. Nas curvas dos erros angulares é possível verificar o crescimento do erro real no final da trajetória, pois quando o artefato se aproxima do alvo mantendo a mesma atitude (sem estar perfeitamente alinhado com o alvo) os ângulos entre a velocidade e a linha de visada aumentam. Desta forma podem ser geradas referências para acelerações muito grandes nos instantes finais de voo, que podem ser impossíveis de serem seguidas. Tais efeitos também são verificados nas demais configurações. Na curva que mostra o azimute e o erro lateral, percebe-se o desvio lateral acumulado pelos sensores inerciais na fase de navegação, que faz com que o erro lateral obtido seja praticamente zero, enquanto que o erro lateral real cresce durante esta fase.

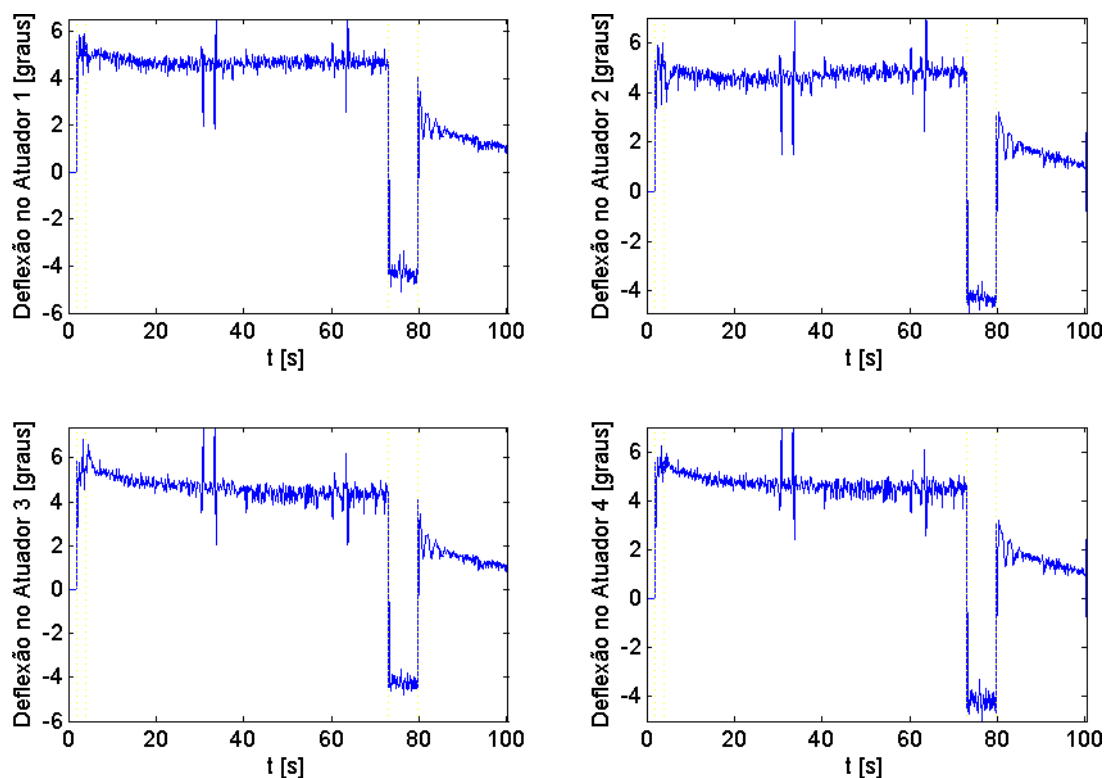


FIGURA 6.5 – Deflexões nos atuadores no lançamento típico para a configuração 1.

A figura 6.5 mostra que não são solicitadas deflexões muito elevadas aos atuadores durante a trajetória típica do artefato e os valores de deflexão obtidos estão sempre longe da saturação. O tempo de voo longo e a fase de posicionamento para terminal permitem que os erros de trajetória sejam corrigidos lentamente, não exigindo grandes acelerações e consequentemente grandes deflexões nos *canards*. O mesmo é verificado nas demais configurações.

O lançamento típico para a configuração 1 apresenta um tempo de voo de 100,33 s, ângulo de arfagem de $-59,91^\circ$ no impacto, velocidade terminal de 307,54 m/s, desvio em alcance de 52,93 m e desvio lateral de -107,94 m, totalizando uma distância de passagem de 120,22 m. Esta distância de passagem é bastante alta e mostra que mesmo com um SNI de boa qualidade, o acúmulo de erros durante uma trajetória longa é significativo.

6.1.2 Configuração 2

Na configuração 2 é utilizado o GPS juntamente com o SNI II. O viés dos três acelerômetros é definido como +5 mg e o fator de escala é definido como +0.25%. O ruído adicionado na medição dos acelerômetros é de 0,5 mg rms. O viés dos três giroscópios é definido como +5°/h e o fator de escala é definido como +0,25%. O ruído adicionado durante a medição dos giroscópios é de 5°/h rms.

As figuras 6.6, 6.7, 6.8 e 6.9 mostram os resultados obtidos para a configuração 2.

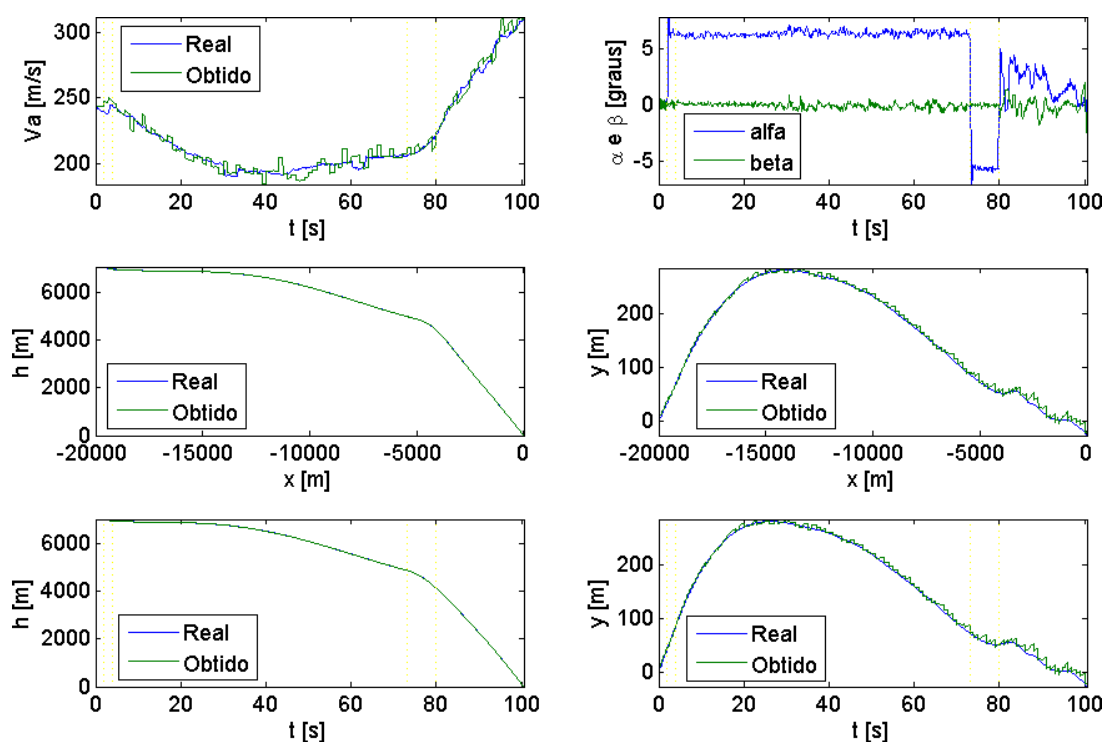


FIGURA 6.6 – Trajetória, posição e velocidade no lançamento típico para a configuração 2.

Na figura 6.6, nos gráficos de velocidade e de posição lateral, percebe-se a característica de baixa frequência de operação do GPS (1 Hz). Nos gráficos que envolvem a posição lateral, a deriva verificada na configuração 1 não aparece, mesmo utilizando um SNI de pior qualidade. Isto ocorre pois o GPS é capaz de obter uma acurácia de localização

razoável a qualquer momento, sem a característica de acúmulo de erros de integração dos SNI.

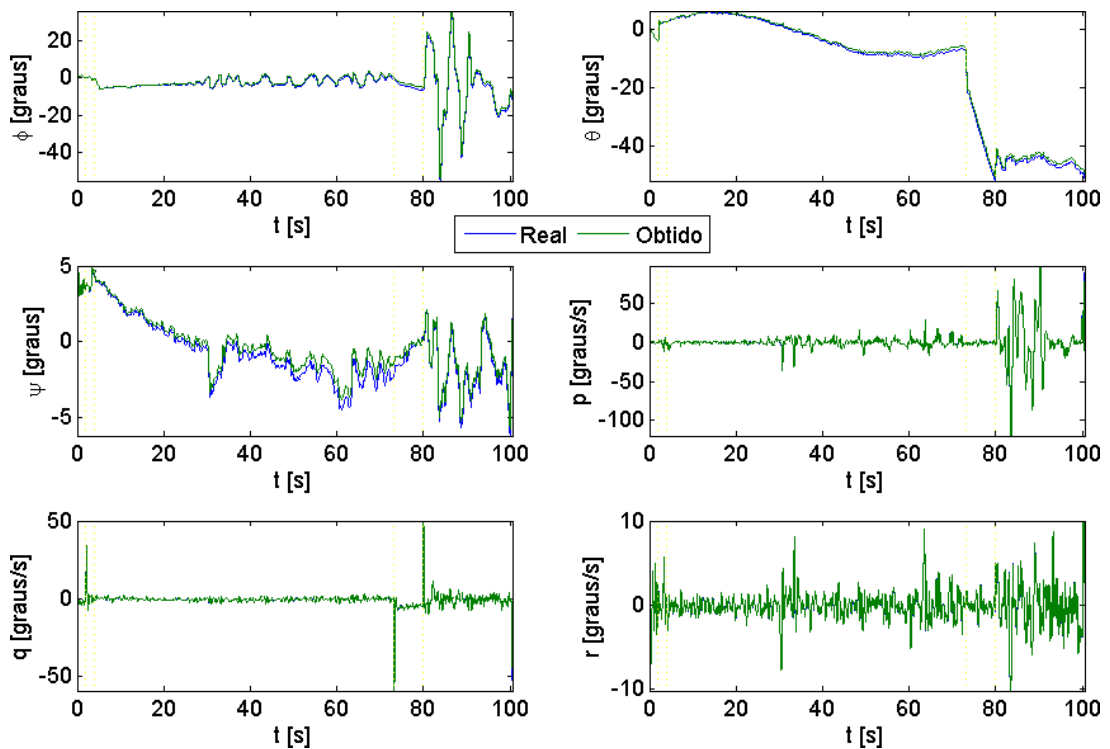


FIGURA 6.7 – Ângulos de Euler e velocidades angulares no lançamento típico para a configuração 2.

Na figura 6.8 percebe-se que, na fase de navegação, o erro lateral obtido apresenta bastante ruído, no entanto a média do erro se aproxima do valor real e o alinhamento no plano lateral entre o artefato e o alvo eventualmente é atingido. A natureza dos dados obtidos pelo GPS simulado neste trabalho faz com que possam existir mudanças bruscas entre duas medidas consecutivas. Este fato explica a razoável oscilação das acelerações na fase terminal de voo. Como na média as medidas do GPS se aproximam dos valores reais, a distância de passagem terminal é muito menor que a obtida para a configuração 1.

O lançamento típico para a configuração 2 apresenta um tempo de voo de 100,55 s, ângulo de arfagem de $-50,98^\circ$ no impacto, velocidade terminal de 310,07 m/s , desvio em

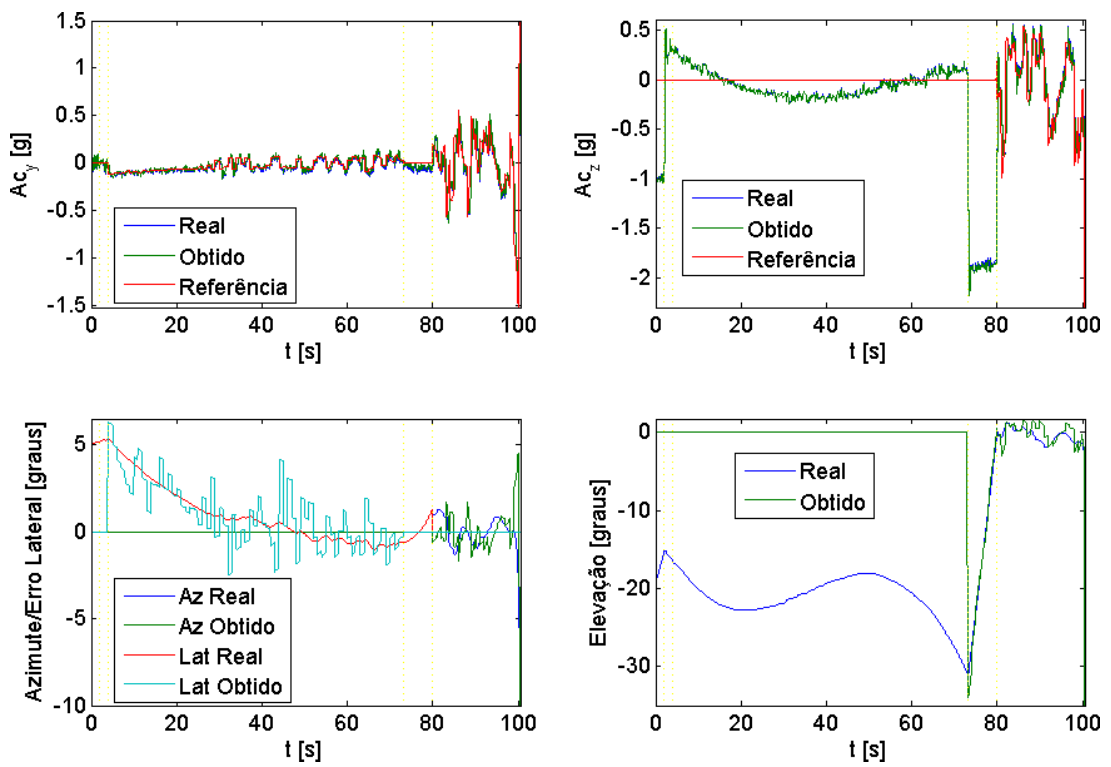


FIGURA 6.8 – Acelerações e desvios angulares no lançamento típico para a configuração 2.

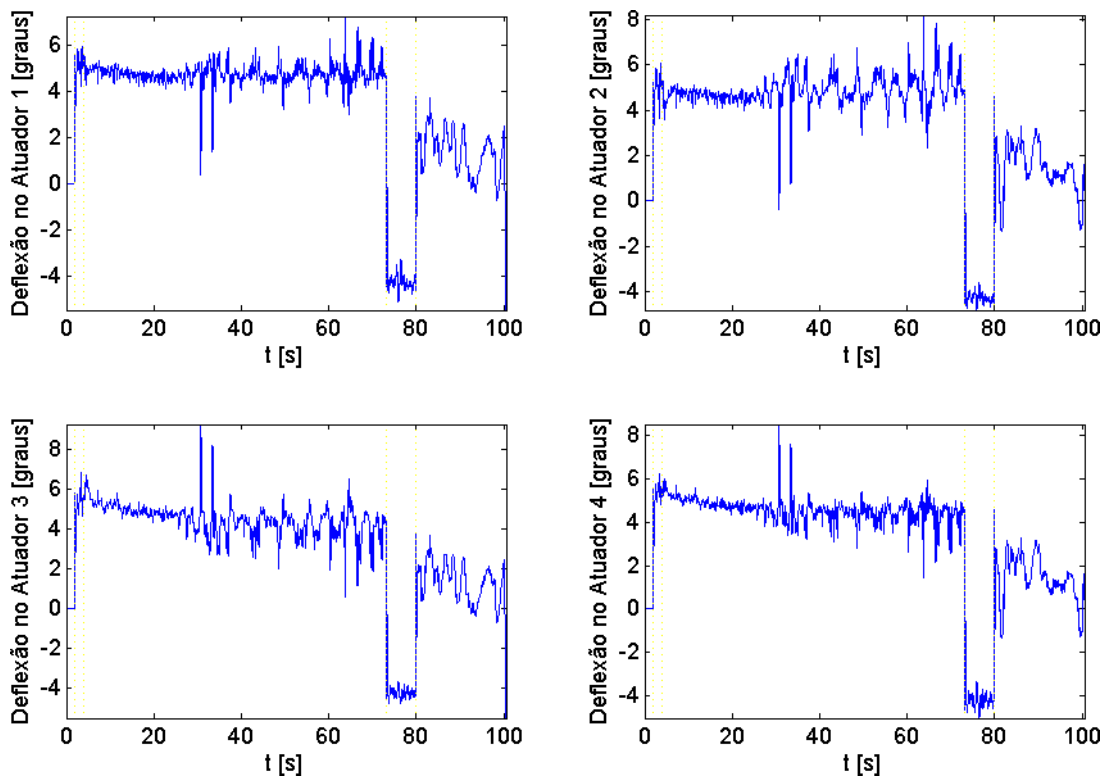


FIGURA 6.9 – Deflexões nos atuadores no lançamento típico para a configuração 2.

alcance de 2,34 m e desvio lateral de -8,76 m, totalizando uma distância de passagem de 9,07 m.

6.1.3 Configuração 3

Na configuração 3 é utilizada a câmera juntamente com o SNI II. O viés dos três acelerômetros é definido como +5 mg e o fator de escala é definido como +0,25%. O ruído adicionado na medição dos acelerômetros é de 0,5 mg rms. O viés dos três giroscópios é definido como +5°/h e o fator de escala é definido como +0,25%. O ruído adicionado durante a medição dos giroscópios é de 5°/h rms.

As figuras 6.10, 6.11, 6.12 e 6.13 mostram os resultados obtidos para a configuração 3.

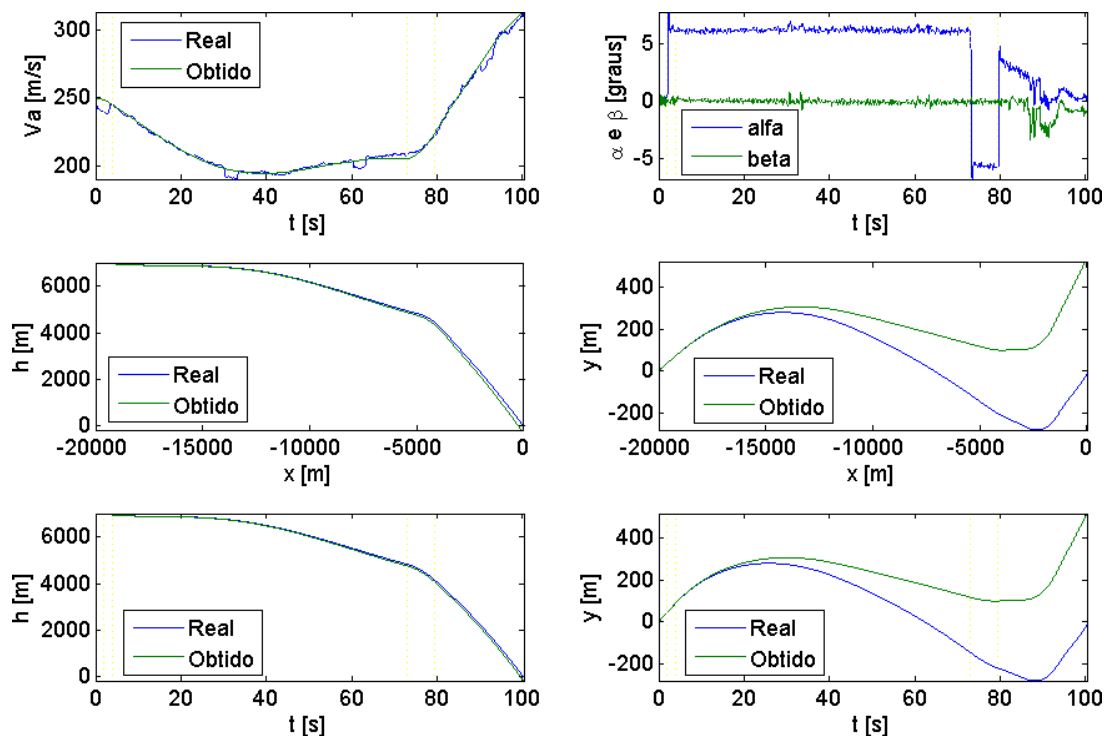


FIGURA 6.10 – Trajetória, posição e velocidade no lançamento típico para a configuração 3.

Na figura 6.10 percebe-se o grande desvio lateral acumulado durante o voo, causado pelo SNI II utilizado (de menor acurácia). No entanto, estes valores não são utilizados para o cálculo dos erros na fase terminal, pois estes são obtidos através da análise da imagem da câmera.

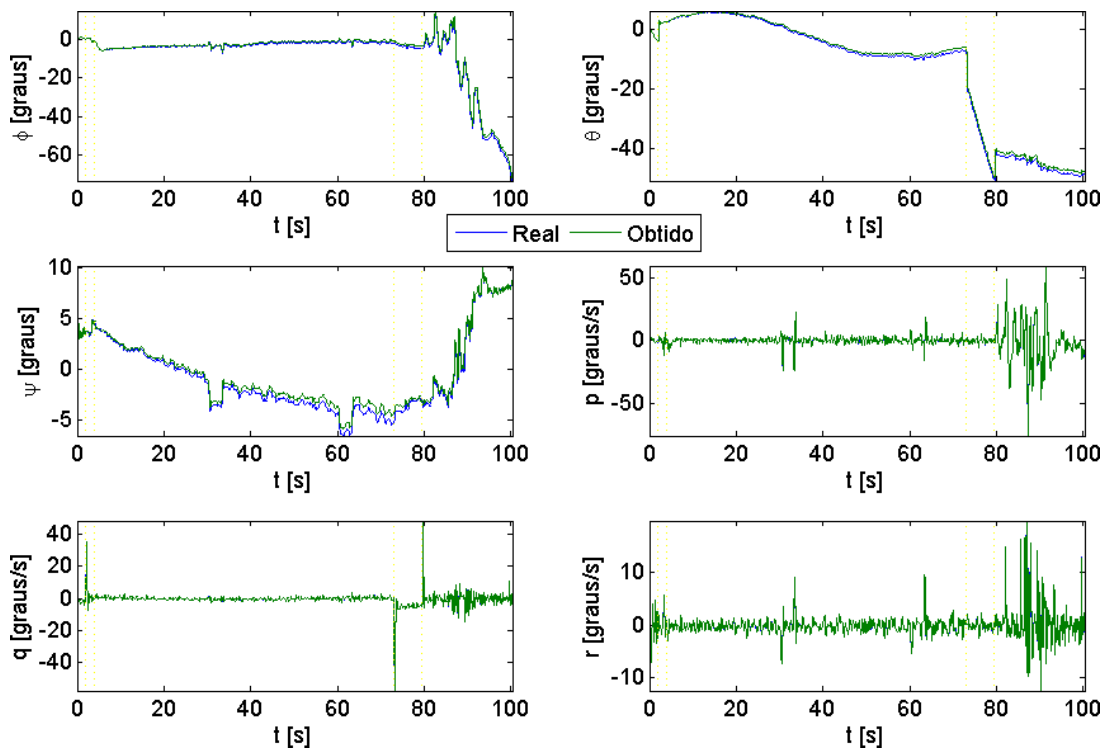


FIGURA 6.11 – Ângulos de Euler e velocidades angulares no lançamento típico para a configuração 3.

Na figura 6.12 é possível visualizar o formato da curva dos erros angulares obtidos através da análise da imagem da câmera. Nota-se que no início da fase terminal, há quadros em que o alvo não é encontrado na imagem, fazendo com que o valor de erro retornado seja zero e o erro obtido oscile entre zero e o valor real. Na medida em que o artefato se aproxima do alvo, este é encontrado mais facilmente na imagem e o erro angular obtido se mantém próximo ao erro real. Este efeito também é verificado na configuração 4 (figura 6.16). Tal fato mostra que é interessante implementar algum tipo de filtro de modo a evitar o chaveamento que ocorre entre zero e o erro obtido no início da fase terminal, mas este assunto não é tratado neste trabalho. Também percebe-se que devido ao grande

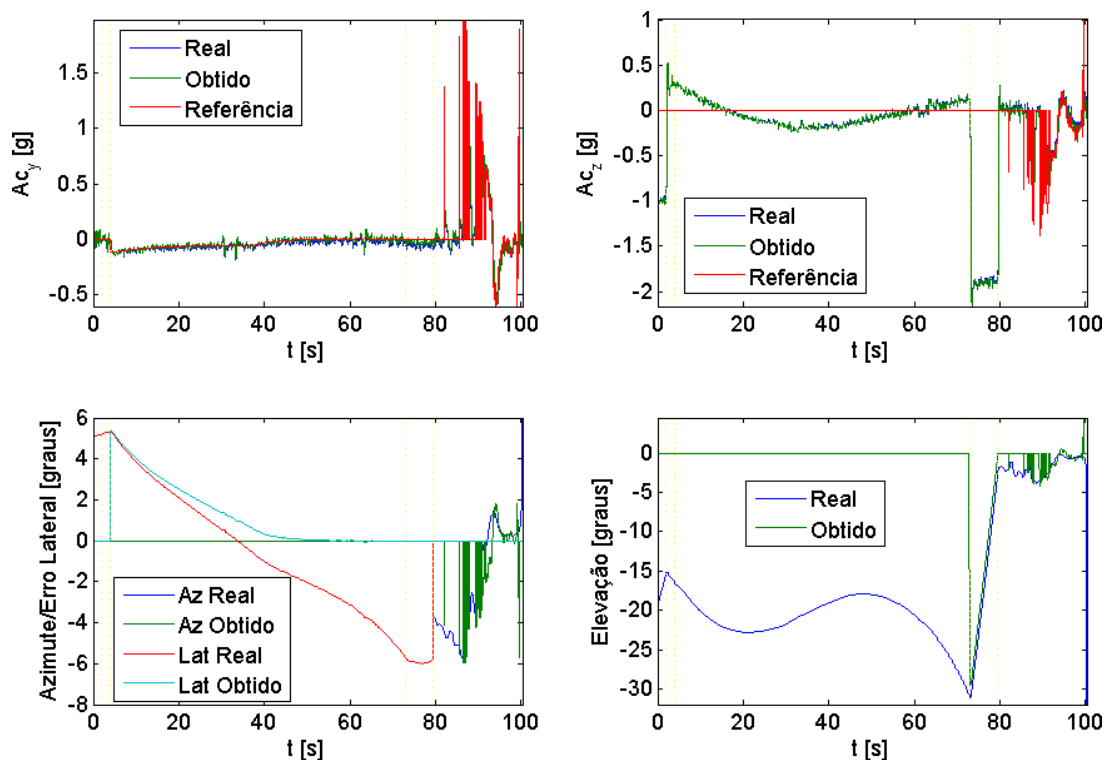


FIGURA 6.12 – Acelerações e desvios angulares no lançamento típico para a configuração 3.

desvio lateral no início da fase terminal, valores relativamente altos de aceleração lateral devem ser seguidos, mas a baixa distância de passagem verificada mostra que o artefato segue tais acelerações sem problemas.

O lançamento típico para a configuração 3 apresenta um tempo de voo de 100,32 s, ângulo de arfagem de $-48,84^\circ$ no impacto, velocidade terminal de 312,20 m/s, desvio em alcance de 3,92 m e desvio lateral de -0,65 m, totalizando uma distância de passagem de 3,97 m.

6.1.4 Configuração 4

Na configuração 4 é utilizada a câmera juntamente com o GPS e o SNI II. O viés dos três acelerômetros é definido como +5 mg e o fator de escala é definido como +0,25%. O ruído adicionado na medição dos acelerômetros é de 0,5 mg rms. O viés dos três

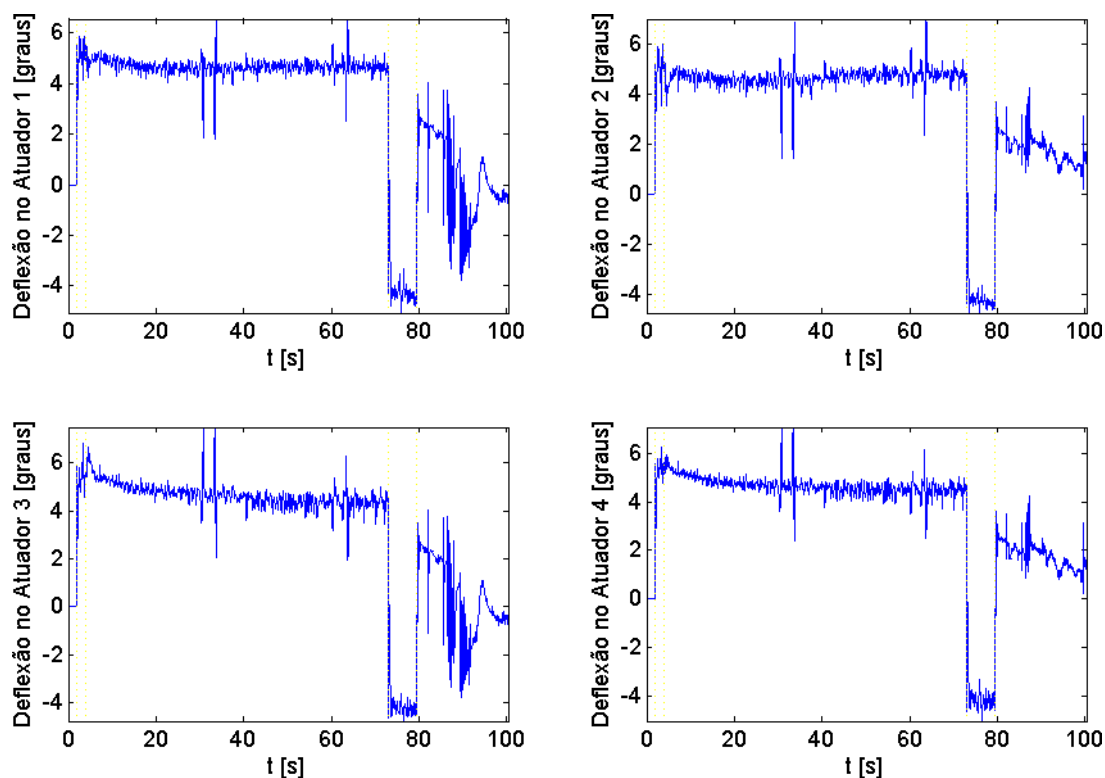


FIGURA 6.13 – Deflexões nos atuadores no lançamento típico para a configuração 3.

giroscópios é definido como $+5^\circ/\text{h}$ e o fator de escala é definido como $+0,25\%$. O ruído adicionado durante a medição dos giroscópios é de $5^\circ/\text{h}$ rms.

As figuras 6.14, 6.15, 6.16 e 6.17 mostram os resultados obtidos para a configuração 4.

Na figura 6.16 percebe-se que, como há o auxílio do GPS na fase de navegação, os erros no início da fase terminal são pequenos e são necessárias apenas pequenas acelerações para levar o artefato ao alvo. Na curva dos erros em azimute, é possível perceber, por volta dos 90 s, um período em que o erro em azimute obtido fica afastado do valor real. As simulações Monte Carlo realizadas mostram que tal fato é raro, pois o método de análise de imagem dificilmente gera falsos positivos (vide seção 6.3.6). Pouco tempo depois deste fato o erro em azimute obtido se aproxima novamente do valor real e o artefato segue a

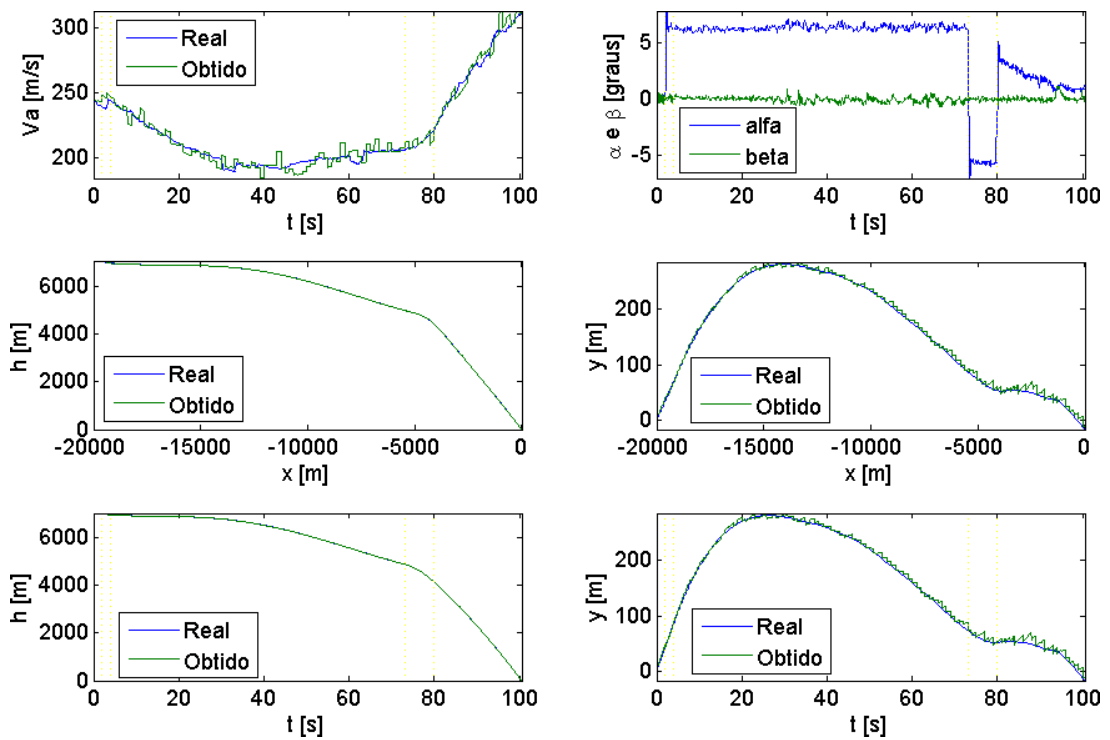


FIGURA 6.14 – Trajetória, posição e velocidade no lançamento típico para a configuração 4.

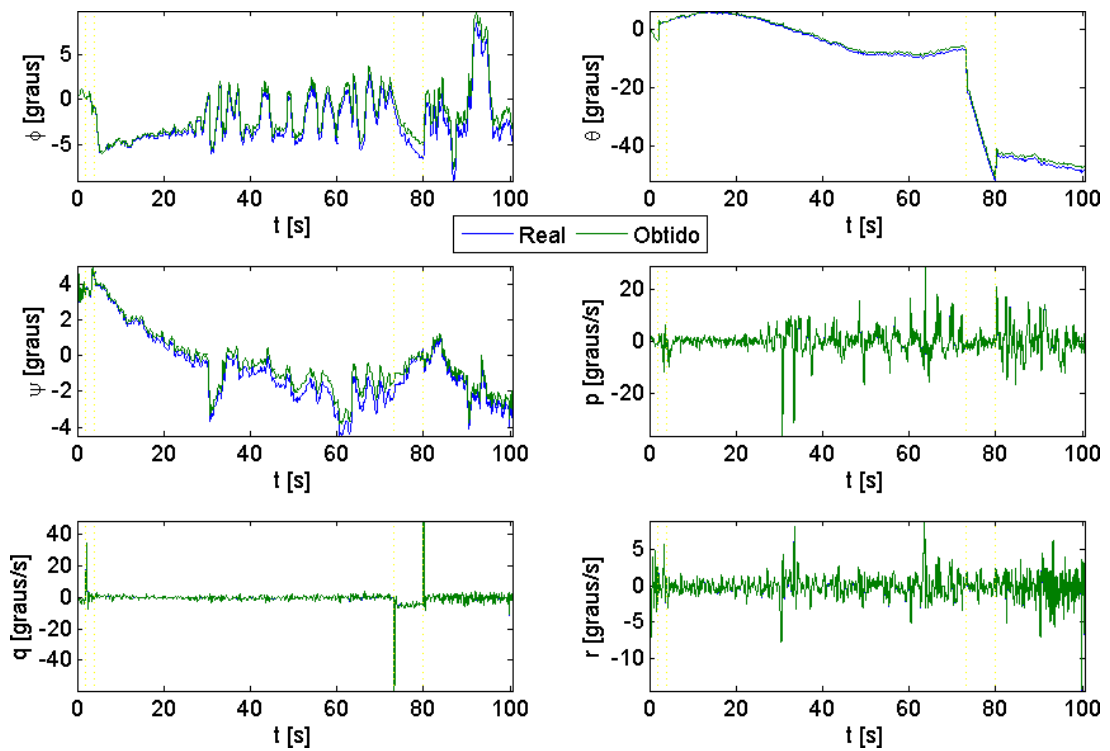


FIGURA 6.15 – Ângulos de Euler e velocidades angulares no lançamento típico para a configuração 4.

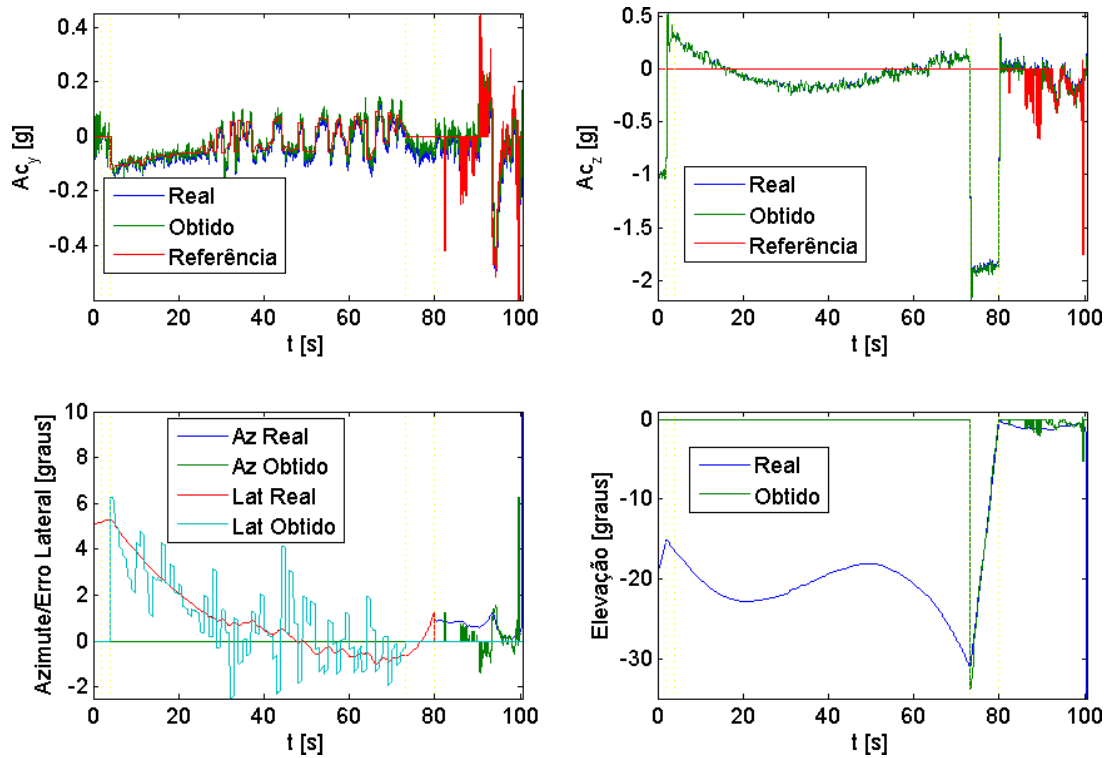


FIGURA 6.16 – Acelerações e desvios angulares no lançamento típico para a configuração 4.

trajetória ao alvo, gerando a menor distância de passagem para o caso típico dentre as quatro configurações.

O lançamento típico para a configuração 4 apresenta um tempo de voo de 100,54 s, ângulo de arfagem de $-48,54^\circ$ no impacto, velocidade terminal de 311,50 m/s, desvio em alcance de 3,17 m e desvio lateral de -0,47 m, totalizando uma distância de passagem de 3,20 m.

6.2 Alcance Máximo

Um resultado interessante que pode ser obtido simulando o modelo implementado é o alcance máximo possível de ser atingido pelo artefato dadas as condições de velocidade e altitude de lançamento. Estes dados são bastante importantes para definir, antes do lançamento, se é possível ou não atingir o alvo a partir das condições de voo atuais.

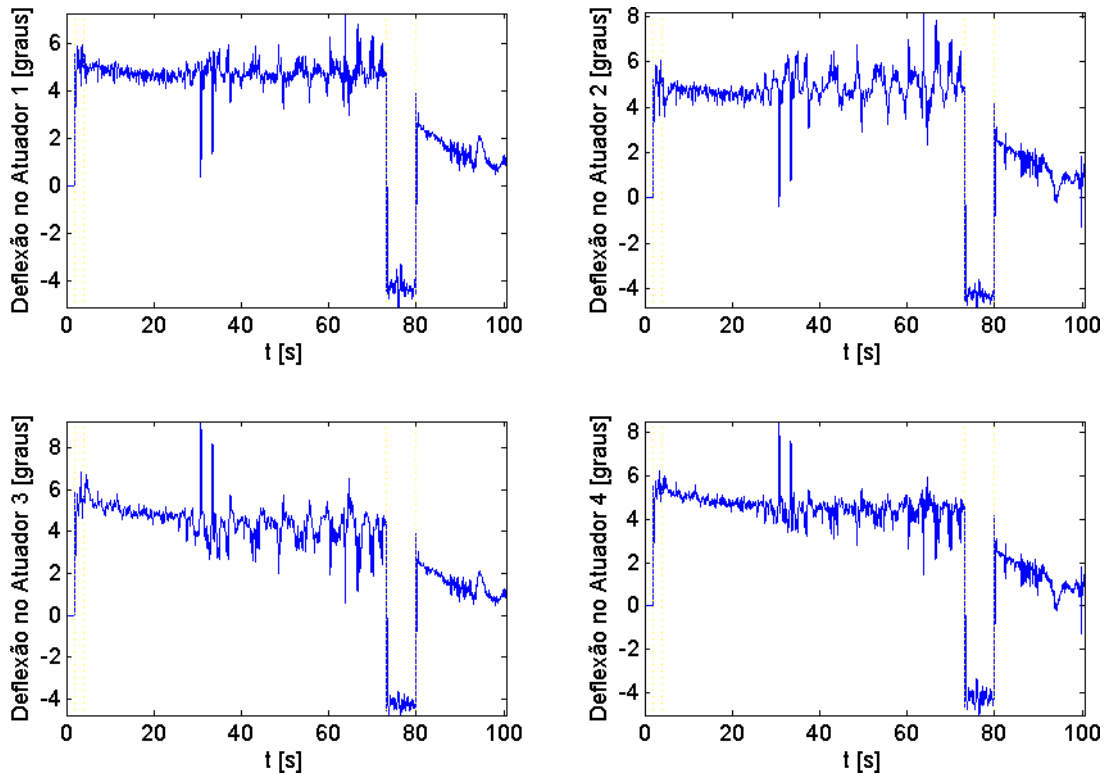


FIGURA 6.17 – Deflexões nos atuadores no lançamento típico para a configuração 4.

Para obter estes resultados, são considerados lançamentos com sensores perfeitos, sem a influência de perturbações externas, com o artefato voando inicialmente na direção do alvo. A configuração de sensores simulada é indiferente pois são considerados sensores sem a influência de erros, na frequência de operação de $100Hz$. Isto faz com que o alcance obtido seja o máximo teórico, já que é realizada a quantidade mínima possível de manobra em todas as trajetórias simuladas, ocasionando a menor perda de energia possível e o maior alcance.

Para encontrar o alcance máximo, é realizada uma busca binária simulando lançamentos variando a localização do alvo entre 0 km e 100 km, para cada par de altitude e número de Mach dentro do envelope modelado para o artefato. Cada alcance testado é considerado atingido se a distância de passagem final for menor que 5 m. Tal valor é suficiente pois com os sensores perfeitos, o único erro que causa distância de passagem não nula é o erro da lei de guiamento, que é de poucas dezenas de centímetros. O critério de

parada da busca binária é a distância entre dois alcances testados consecutivos ser menor que 100 m. A figura 6.18 mostra os resultados obtidos. O gráfico da esquerda mostra a variação do alcance pela altitude e pelo número de Mach, enquanto o gráfico da direita mostra a variação do alcance com a altitude, dados 3 números de Mach distintos.

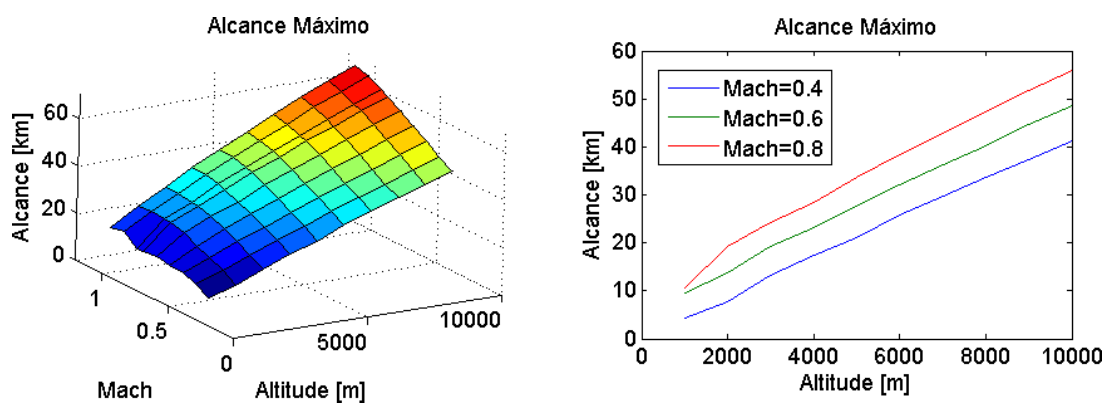


FIGURA 6.18 – Alcance máximo teórico dadas as condições de lançamento.

Analisando a figura 6.18 percebe-se que o alcance máximo aumenta com a altitude e com a velocidade de lançamento, como é esperado; e com uma influência mais significativa da altitude. Nas condições extremas de altitude acima dos 30.000 ft e velocidade supersônica o alcance chega a 60 km, mas tais condições são difíceis de serem atingidas na prática. Considerando um lançamento típico de longo alcance, a 6 km (cerca de 20.000 ft) de altitude e $Mach = 0,8$, o alcance máximo teórico obtido é de aproximadamente 38,3 km.

Segundo Siouris (2004), durante a Guerra do Golfo (1990-1991), as bombas americanas GBU-15 de geometria semelhante à do artefato estudado neste trabalho foram lançadas com sucesso de distâncias entre 16 nm e 20 nm do alvo. O caso de maior alcance corresponde a 37,04 km, valor bem próximo dos 38,3 km obtidos na simulação de lançamento típico de longo alcance deste trabalho, o que indica que o modelo desenvolvido é coerente com a realidade.

6.3 Simulação Monte Carlo

A simulação Monte Carlo consiste em simular um grande número de vezes um determinado modelo, amostrando o valor de suas variáveis aleatórias de distribuições conhecidas. Esta é uma ferramenta bastante interessante para avaliar estatisticamente as características do modelo. Neste trabalho a simulação Monte Carlo é utilizada para avaliar a acurácia do armamento, na presença dos erros aleatórios nos sensores, de rajadas de vento e turbulência, que também são modeladas como variáveis aleatórias.

Os parâmetros amostrados na simulação de cada realização são: os vieses e erros de escala dos giroscópios e acelerômetros; as sementes utilizadas nos geradores de números aleatórios dos ruídos dos sensores inerciais, da turbulência e do GPS; a duração, intensidade, direção das rajadas e o tempo entre rajadas. As distribuições de onde são amostrados os parâmetros são definidas nas seções [2.4.4.1](#), [2.4.4.2](#), [2.5.2.1](#) e [2.5.2.2](#).

São realizadas 250 simulações para cada configuração de sensores. É sabido que há um grande número de variáveis aleatórias sendo amostradas e seria ideal que uma quantidade maior de simulações fosse realizada, porém com o poder computacional e tempo disponível durante a realização deste trabalho não foi possível realizar mais simulações. Apesar disto os valores obtidos convergiram bem possibilitando a obtenção de conclusões sólidas.

A medida de acurácia utilizada neste trabalho é o erro circular provável (ECP), ou *circular error probable* (CEP), em relação ao alvo. O ECP consiste no raio da circunferência que engloba 50% dos pontos de impacto no plano do solo. O ECP tem relação direta com o desvio padrão no caso da distribuição dos erros ser normal, porém há casos em que tal distribuição não é normal e o ECP representa uma boa noção da acurácia do sistema mesmo nestes casos.

A medida de dispersão utilizada neste trabalho é o desvio-padrão dos valores de distância de passagem obtidos para cada configuração. Deve-se separar a análise de dispersão e acurácia pois as distribuições dos pontos de impacto nas configurações 3 e 4 não se aproximam de distribuições normais.

O lançamento simulado em todas as realizações consiste em um lançamento reto e nivelado, a 7 km de altitude, a 20 km de distância horizontal do alvo, a 250 m/s. A posição inercial inicial do artefato é dada por $\vec{x}_e = [-20, 0, -7]$ km, os ângulos de Euler iniciais são nulos, a velocidade inercial é 250 m/s e os ângulos de ataque e derrapagem, bem como as velocidades angulares iniciais são nulos.

As figuras iniciais das seções 6.3.1, 6.3.2, 6.3.3 e 6.3.4 mostram a posição de cada ponto de impacto no plano do solo para cada configuração, onde x e y são os desvios em relação ao alvo no referencial inercial. As figuras seguintes, para cada configuração, mostram histogramas das características terminais dos lançamentos simulados. São exibidos o ângulo de arfagem no impacto θ_f , o tempo de voo t , a velocidade inercial de impacto V_f e a distância de passagem d_f , definida como a distância entre o ponto de impacto e o alvo no plano $X_e Y_e$. As figuras no final da seção de cada configuração mostram histogramas dos erros de medida dos sensores no instante do impacto, onde d_x é a distância entre a posição real do artefato e a posição medida pelos sensores, δ_V é a diferença entre a velocidade inercial medida e a real; e δ_ϕ , δ_θ e δ_ψ são as diferenças entre os ângulos de Euler medidos e reais.

6.3.1 Configuração 1

As figuras 6.19, 6.20 e 6.21 mostram os resultados da simulação Monte Carlo para a configuração 1.

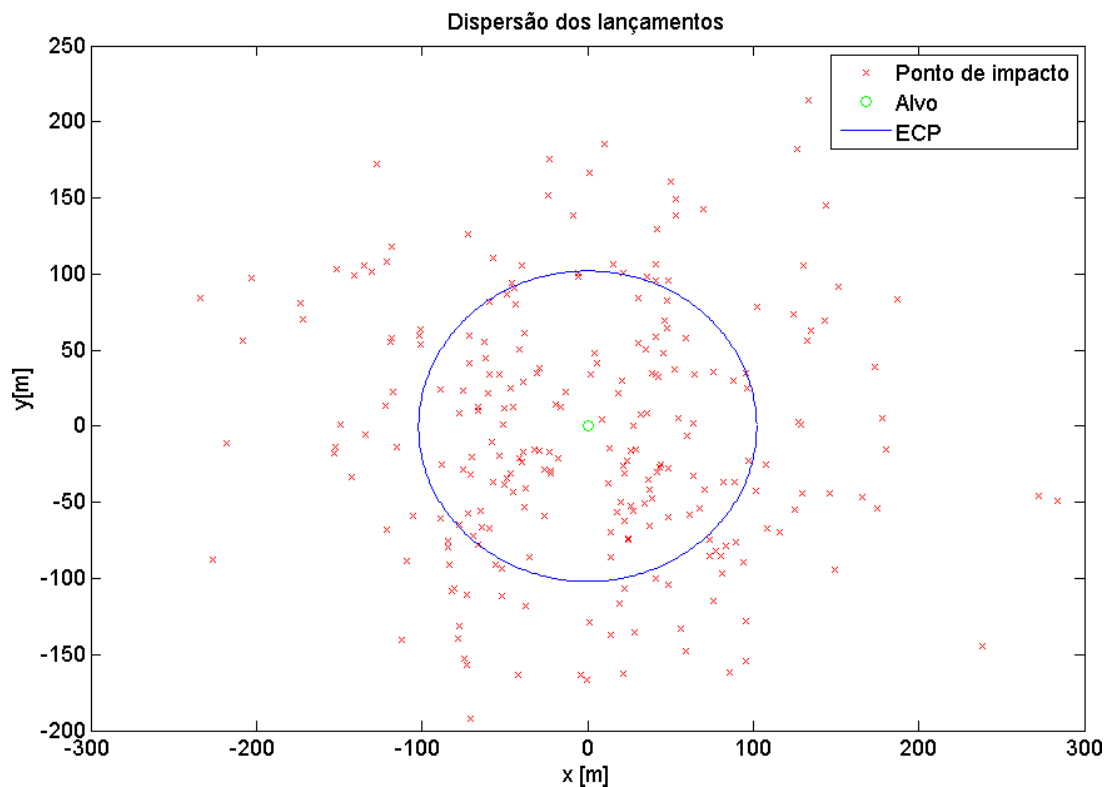


FIGURA 6.19 – Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 1.

A figura 6.19 mostra que a dispersão dos pontos de impacto para a configuração 1 é grande e a acurácia é a menor dentre todas as configurações simuladas. Tal fato mostra a necessidade da utilização, ou de um SNI de altíssima precisão, ou de outros sensores em conjunto com o SNI para obter uma acurácia aceitável para um sistema como o proposto.

Na figura 6.20, nota-se uma distribuição peculiar nos gráficos de ângulo de impacto e de velocidade, onde poderia ser esperada uma distribuição normal. Tal distribuição surge pois, nos casos onde os erros acumulados do SNI acusam que o artefato já atingiu o solo enquanto ele ainda não o atingiu, o erro em elevação calculado chega rapidamente

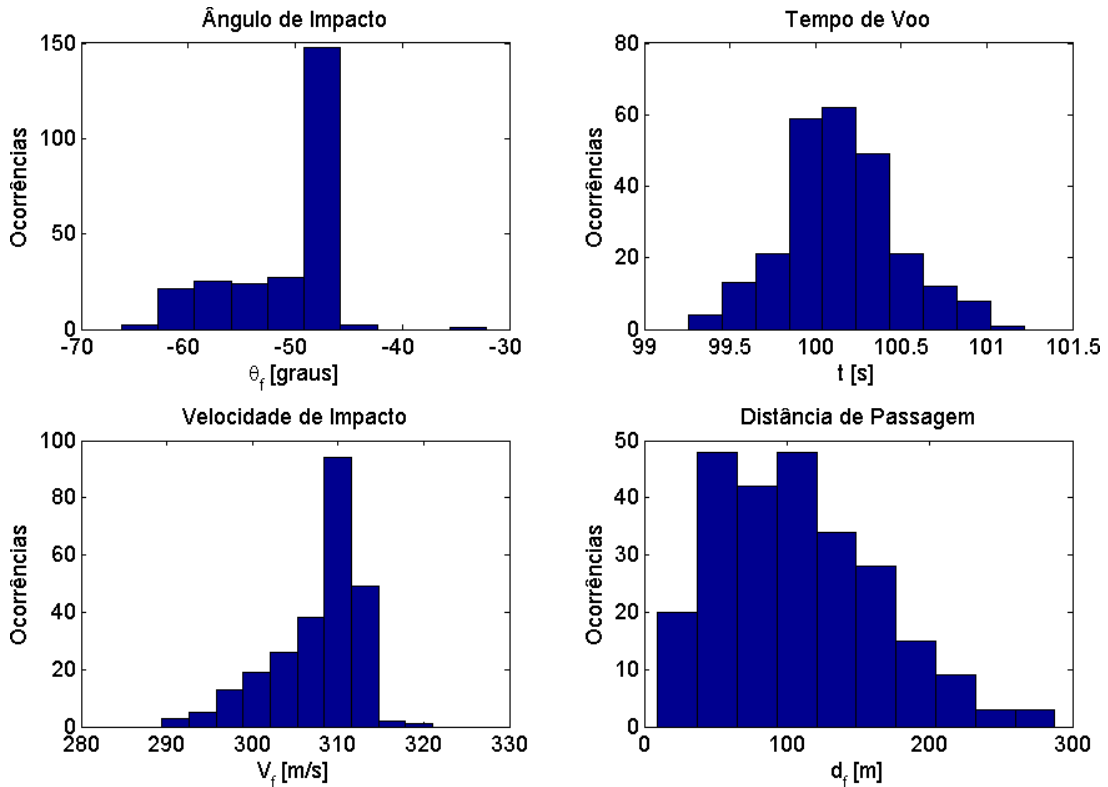


FIGURA 6.20 – Distribuição de valores terminais para a configuração 1.

a cerca de -180° devido à posição medida ter ultrapassado o plano do solo. Desta forma, uma referência de aceleração vertical muito elevada no sentido do mergulho é solicitada nos instantes finais de voo. Tal aceleração gera comandos intensos do tipo profundor que fazem com que o ângulo de arfagem diminua rapidamente e a velocidade diminua. Isto explica a concentração de velocidades e ângulos de impacto terminais menores que os valores mais comuns. Um exemplo de ocorrência deste fato pode ser visto na simulação do caso típico para a configuração 1 (seção 6.1.1). Uma modificação que pode ser feita para eliminar este fenômeno é simplesmente manter as superfícies de controle travadas após os sensores acusarem o impacto no alvo, mesmo se o impacto não tiver ocorrido.

Na figura 6.21 é interessante notar que os erros terminais de velocidade e ângulos de Euler nas medidas dos sensores para a configuração 1 são os menores dentre todas as configurações, pois o SNI utilizado é o de melhor qualidade. No entanto, os erros nas

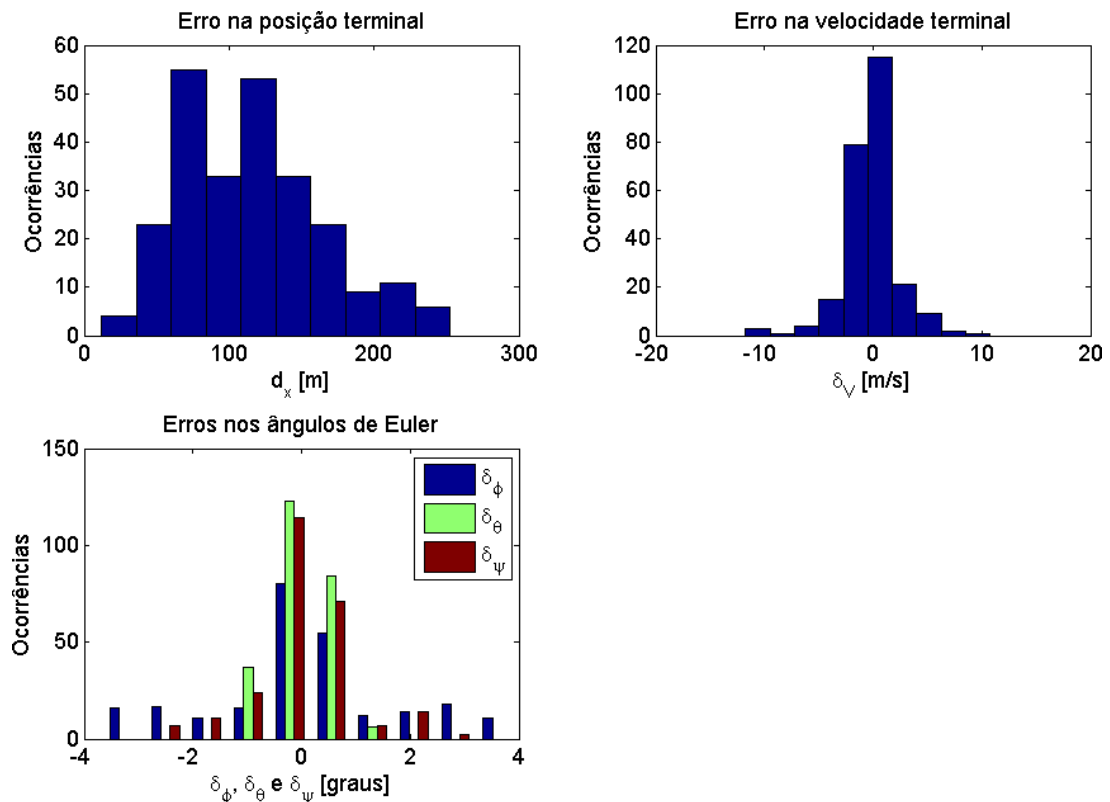


FIGURA 6.21 – Distribuição dos erros terminais para a configuração 1.

medidas de posição são grandes, pois tais medidas são obtidas através de duas integrações das medições dos acelerômetros e ainda utilizam as medidas dos ângulos de Euler, o que faz com que os erros acumulem rapidamente. A seção 2.4.4.1 descreve o processo utilizado para obter as medidas de posição através da integração dos sensores inerciais.

O erro circular provável em torno do alvo obtido para a configuração 1 é de 102,05 m, o maior dentre todas as configurações simuladas. O desvio-padrão obtido para as distâncias de passagem é de 55,14 m, menor apenas que o exibido pela configuração 3.

6.3.2 Configuração 2

As figuras 6.22, 6.23 e 6.24 mostram os resultados da simulação Monte Carlo para a configuração 2.

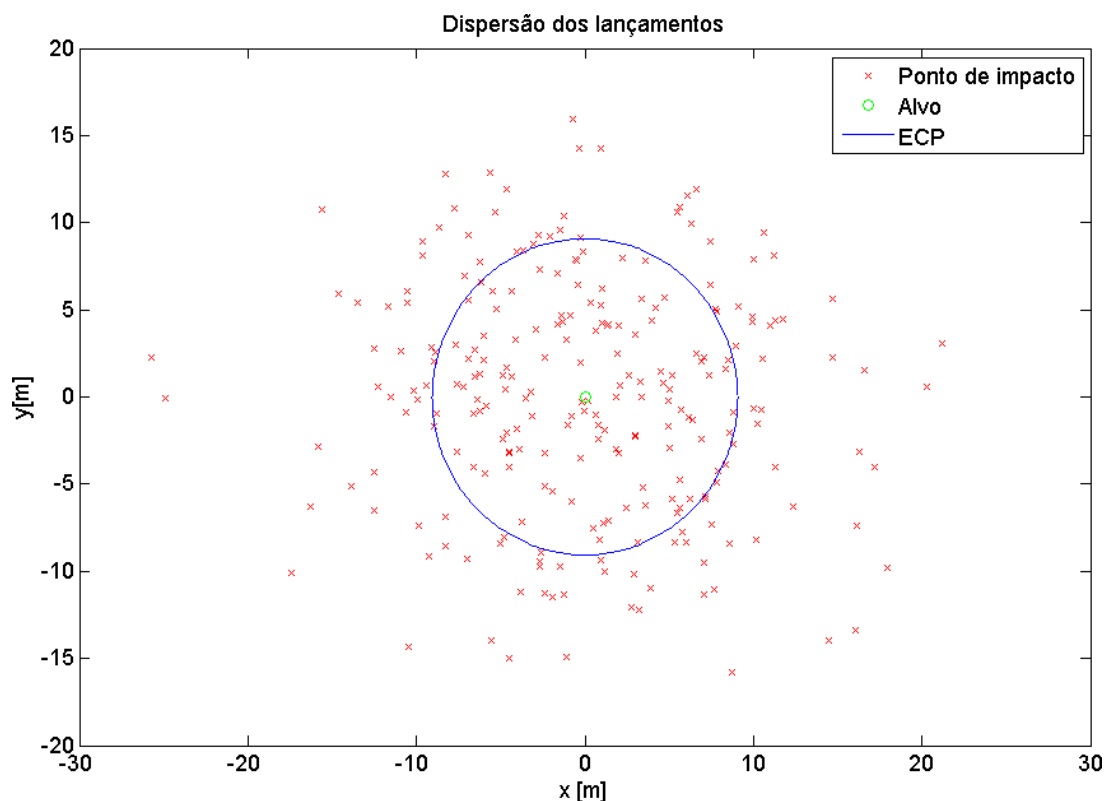


FIGURA 6.22 – Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 2.

A figura 6.22 mostra que a dispersão dos pontos de impacto da configuração 2 é a menor dentre todas as configurações simuladas. Tal fato ocorre pois o guiamento por GPS apresenta a mesma distribuição para os erros em quaisquer condições de vento, turbulência, altitude e atitude do artefato, ao contrário do que ocorre com as configurações contendo a câmera de vídeo.

A figura 6.24 mostra que a distribuição dos erros nas medidas dos ângulos de Euler obtidos para a configuração 2 é bastante similar às distribuições destes erros nas configurações 3 e 4, visto que os sensores inerciais são de mesma especificação. Também nota-se que os erros nas medidas de velocidade obtidos pelo GPS são menores que os obtidos pelo SNI II nas configuração 3 e maiores que os obtidos pelo SNI I na configuração 1.

O erro circular provável em torno do alvo obtido para a configuração 2 é de 9,07 m, menor que o da configuração 1 e praticamente equivalente ao da configuração 3. O desvio-

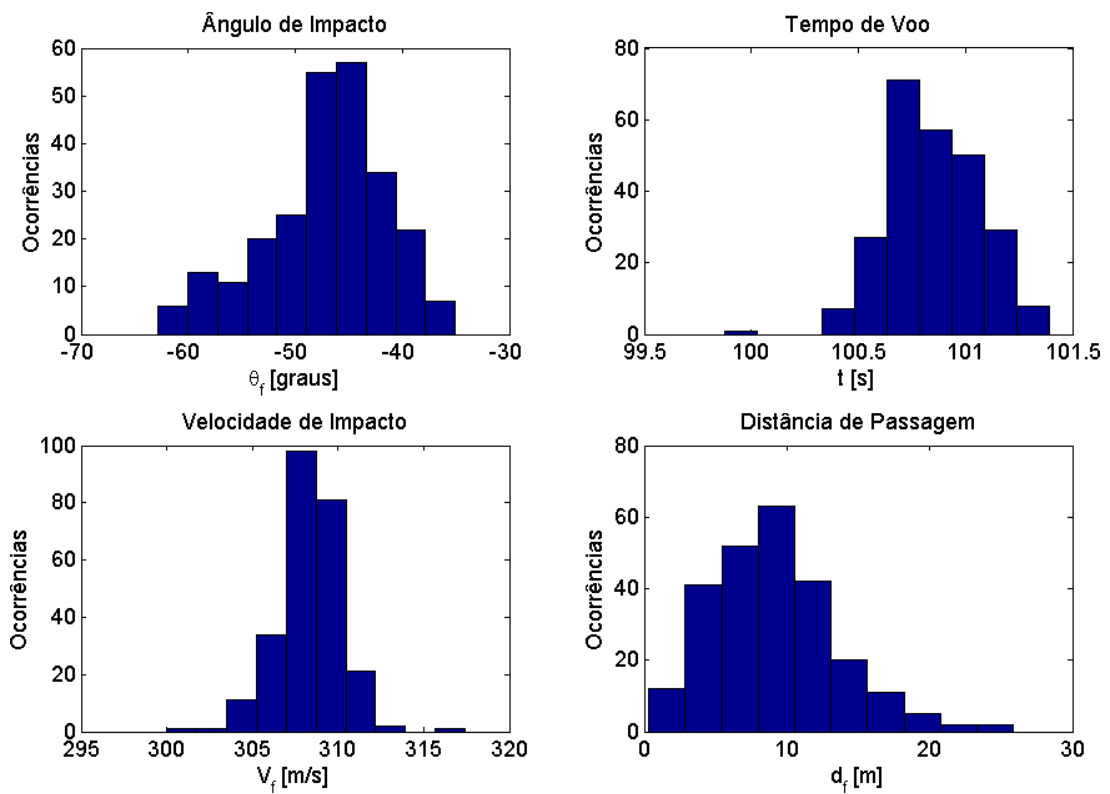


FIGURA 6.23 – Distribuição de valores terminais para a configuração 2.

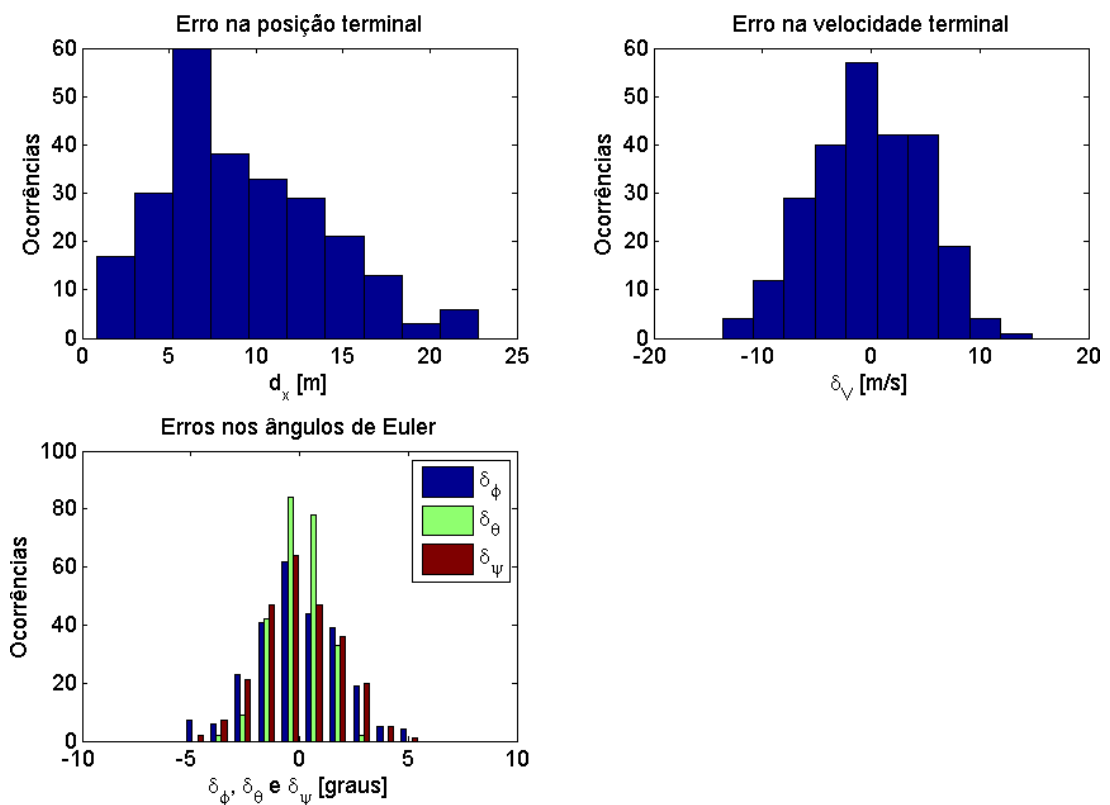


FIGURA 6.24 – Distribuição dos erros terminais para a configuração 2.

padrão obtido para as distâncias de passagem é de 4,47 m, o menor dentre todas as configurações.

Para efeito de comparação, o módulo de guiamento GPS/SNI americano JDAM apresenta um ECP nominal de 13 m, porém, segundo [Goebel \(2008b\)](#), na prática os valores obtidos são menores.

6.3.3 Configuração 3

As figuras [6.25](#), [6.26](#), [6.27](#) e [6.28](#) mostram os resultados da simulação Monte Carlo para a configuração 3.

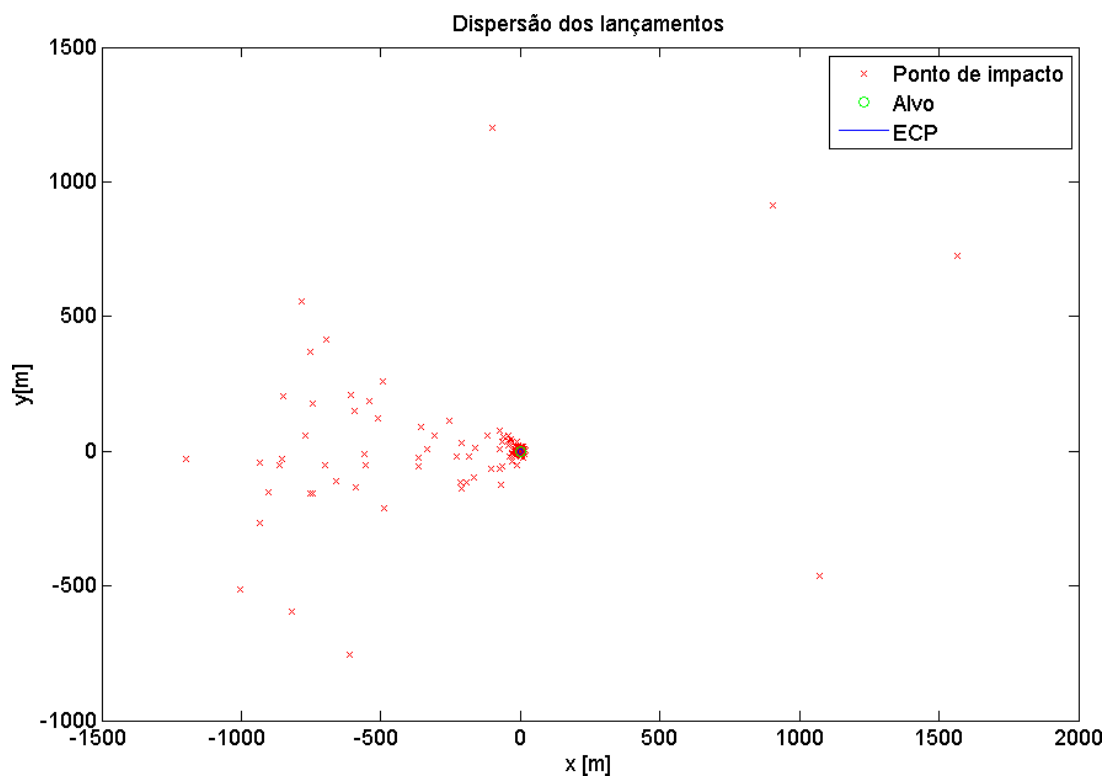


FIGURA 6.25 – Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 3.

A análise da figura [6.25](#) mostra que a distribuição dos pontos de impacto para a configuração 3 não se aproxima de uma distribuição normal e a dispersão é a maior dentre todas as configurações simuladas. É percebida uma grande concentração de pontos

de impacto próximos ao alvo, porém há um número razoável de pontos bastante afastados do alvo. Os casos de pontos de impacto mais afastados do alvo correspondem aos casos em que os erros acumulados durante a fase de navegação são tão significativos que a imagem obtida pela câmera não mais corresponde à imagem do alvo armazenada e o registro não é possível. Desta forma os sinais de erro gerados são sempre zero e o artefato tende a seguir em linha reta a partir de sua atitude no início da fase terminal.

Ainda na figura 6.25 percebe-se a grande concentração de lançamentos curtos, nos quais o impacto ocorre antes do artefato passar pelo alvo. Isto ocorre pois como o início da fase terminal se dá quando o erro em elevação estimado cruza o zero enquanto o artefato está mergulhando, a inércia faz com que o artefato continue o mergulho por um intervalo de tempo até que a referência de aceleração vertical nula seja mantida. Desta forma, espera-se que a atitude mantida pelo artefato durante o voo terminal em linha reta nos casos em que o alvo não é encontrado na imagem faça com que o impacto se dê antes do artefato passar pelo alvo. Como o erro em elevação é estimado através das medidas dos sensores e tais medidas apresentam erros aleatórios, há casos em que o impacto ocorre após o artefato passar pelo alvo, mas a tendência é que o lançamento seja curto e isto é verificado na grande maioria dos casos.

Para avaliar melhor a dispersão para a configuração 3, a figura 6.26 mostra um *zoom* nos pontos de impacto próximos ao alvo.

Percebe-se uma variação significativa nas características terminais dos lançamentos da configuração 3 na figura 6.27. Isto ocorre pois nesta configuração, a fase de navegação utiliza apenas o sistema de navegação inercial de menor acurácia, o que faz com que o início da fase terminal possa ocorrer em diversas condições de posição e atitude, o que ocasiona diferentes trajetórias possíveis e consequentemente diferentes características terminais.

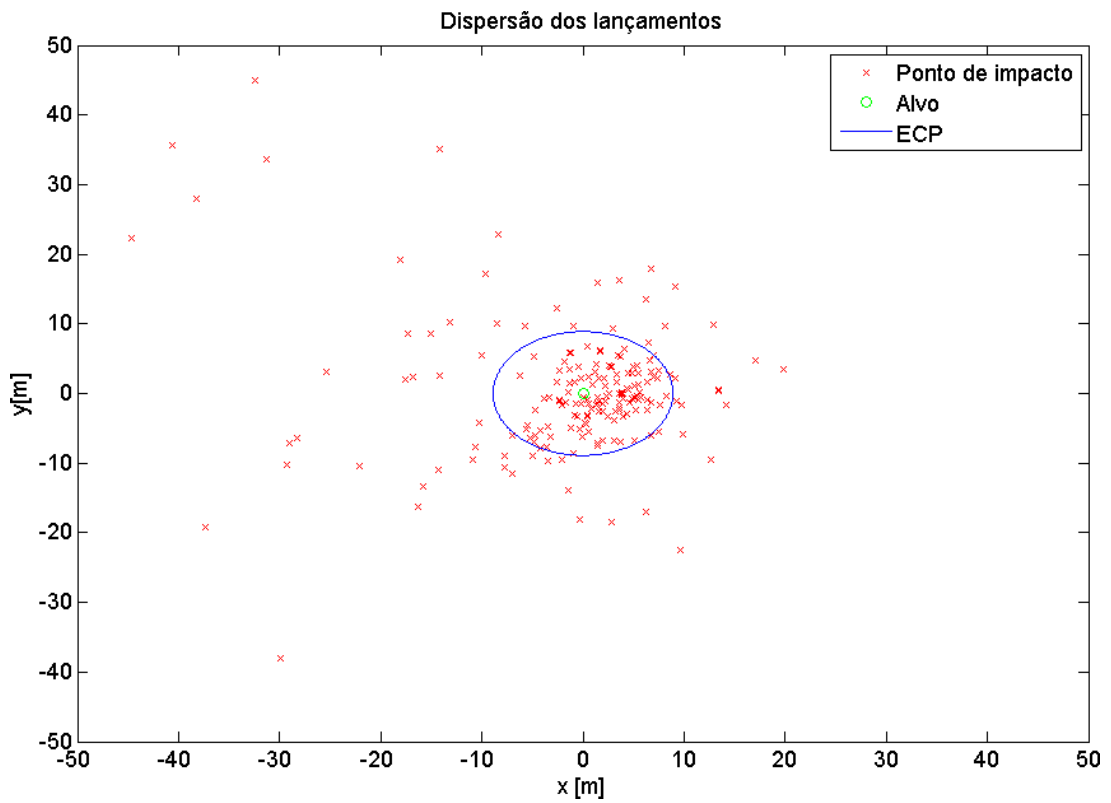


FIGURA 6.26 – *Zoom* na Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 3.

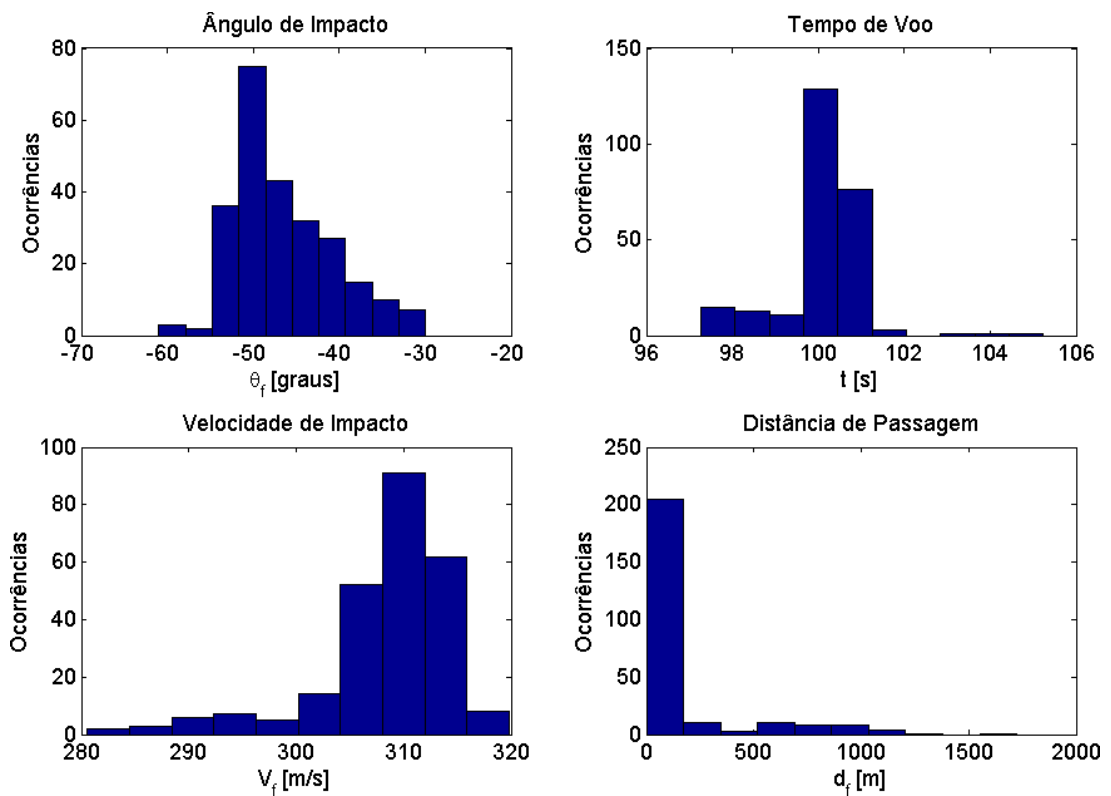


FIGURA 6.27 – Distribuição de valores terminais para a configuração 3.

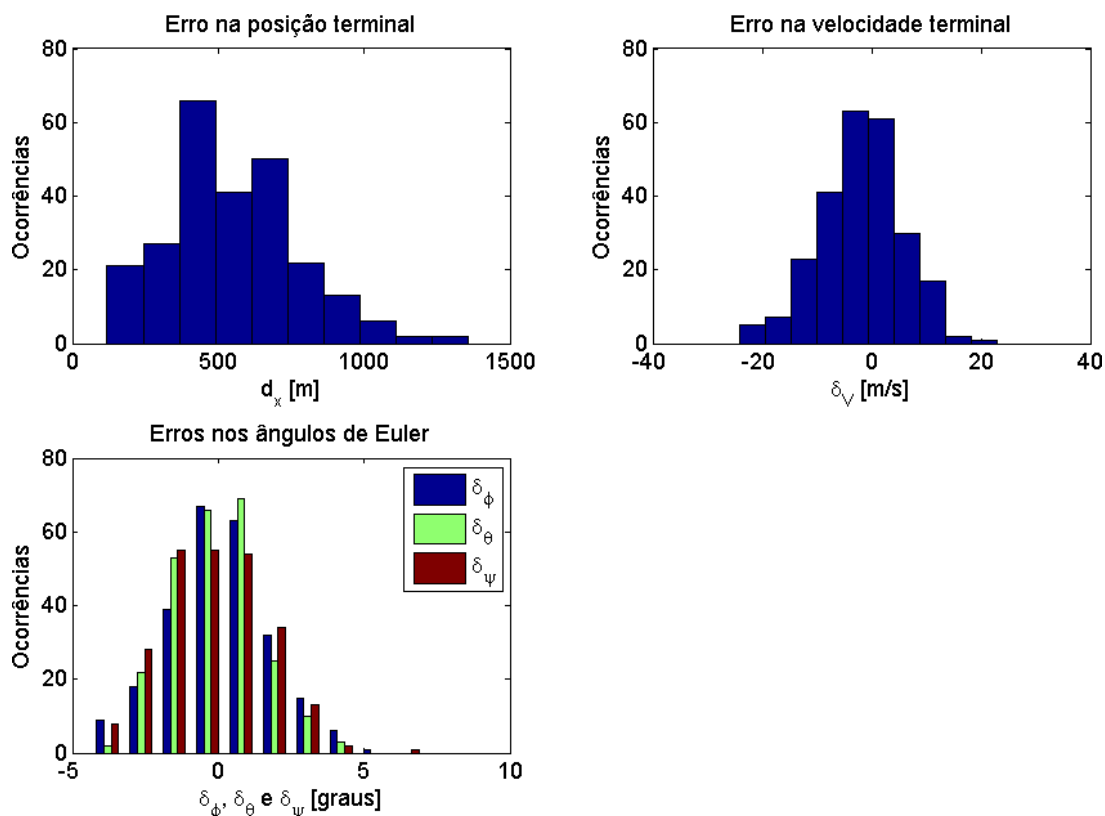


FIGURA 6.28 – Distribuição dos erros terminais para a configuração 3.

A figura 6.28 mostra que os erros terminais nas medidas de posição, velocidade e ângulos de Euler são os maiores dentre todas as configurações, pois não há auxílio de GPS e o SNI de menor acurácia é utilizado. Apesar disto, o uso da câmera como sensor terminal faz com que a acurácia seja inferior apenas à exibida pela configuração 4.

O erro circular provável em torno do alvo obtido para a configuração 3 é de 8,90 m, maior apenas que o exibido pela configuração 4, porém muito próximo do ECP exibido pela configuração 2. O desvio-padrão obtido para as distâncias de passagem é de 258,94 m, o maior dentre todas as configurações.

6.3.4 Configuração 4

As figuras 6.29, 6.30 e 6.31 mostram os resultados da simulação Monte Carlo para a configuração 4.

A figura 6.29 mostra que a acurácia da configuração 4 é a maior dentre todas as configurações, porém existe uma pequena quantidade de pontos de impacto afastados do alvo, mostrando que a dispersão para esta configuração é maior que a da configuração 2. Tais pontos de impacto afastados do alvo podem ocorrer quando há a presença de rajadas de vento nos instantes finais de voo. Como a câmera de vídeo é aeroestabilizada e alinhada com o vento relativo, na presença de vento a câmera não se mantém alinhada com a velocidade inercial do artefato. Isto gera sinais de erros em azimuth e elevação que causarão o alinhamento da velocidade aerodinâmica do artefato com a linha de visada e não da velocidade inercial com a linha de visada, o que faz com que o artefato não voe em linha reta na direção do alvo como deveria. Como as rajadas apresentam curta duração, tal efeito só causa distâncias de passagem maiores caso as rajadas ocorram nos instantes finais da trajetória de forma que não haja tempo suficiente para corrigir os desvios.

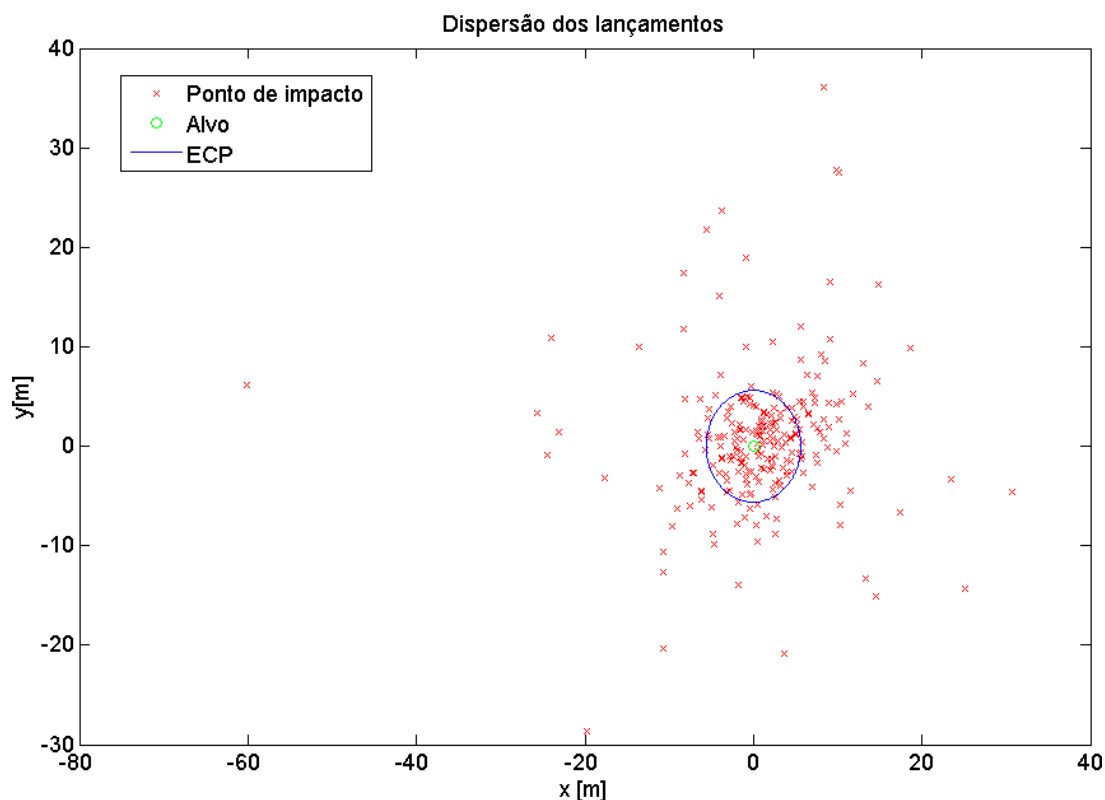


FIGURA 6.29 – Dispersão dos pontos de impacto para a configuração 4.

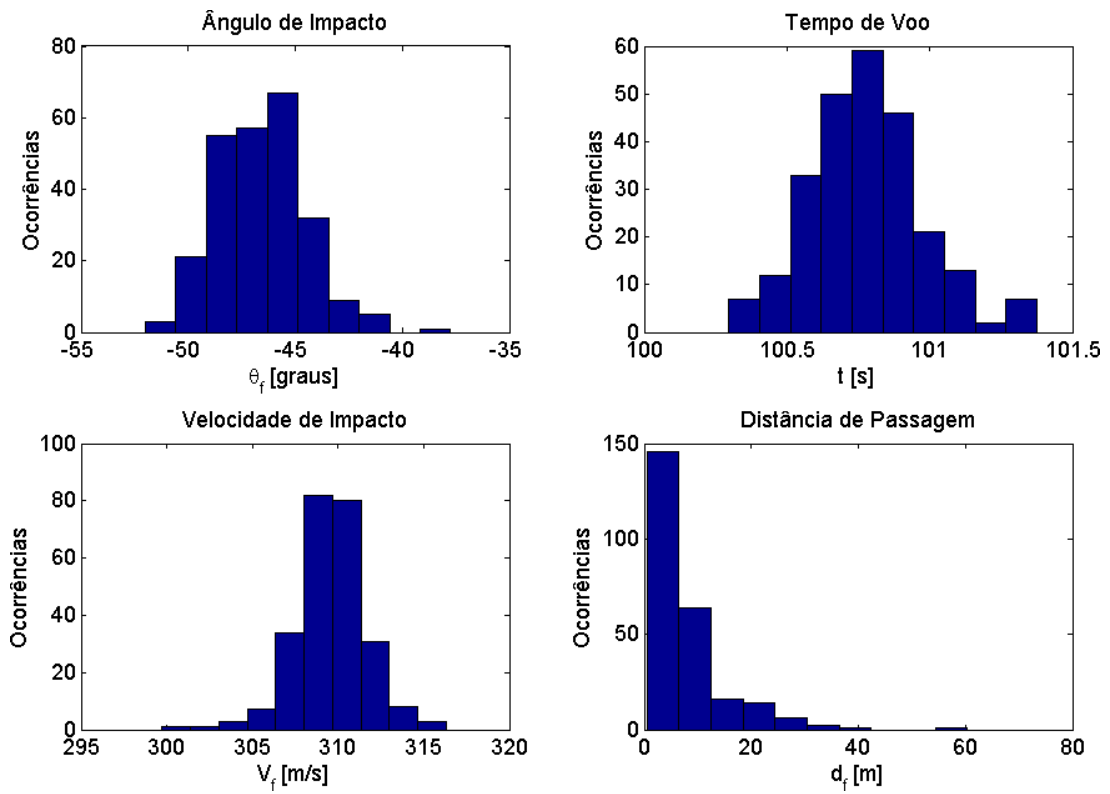


FIGURA 6.30 – Distribuição de valores terminais para a configuração 4.

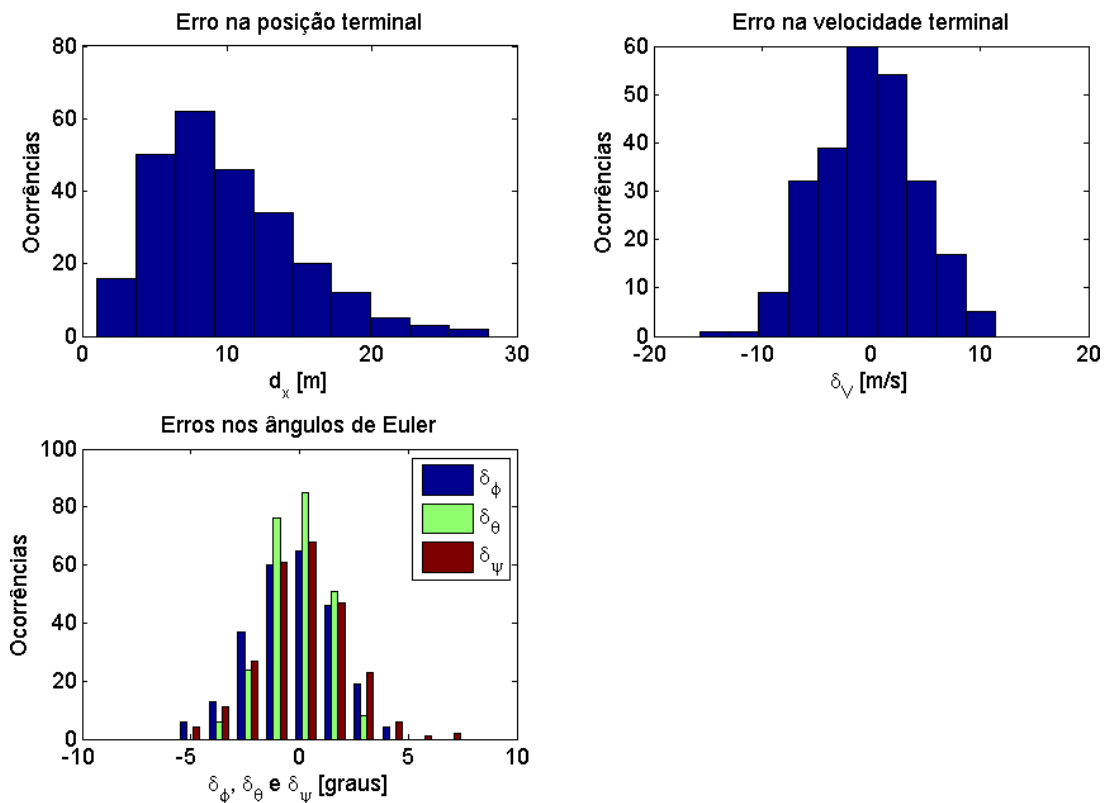


FIGURA 6.31 – Distribuição dos erros terminais para a configuração 4.

A figura 6.30 mostra que há pouca variação nas condições terminais para a configuração 4, pois a presença do GPS permite seguir uma trajetória bem definida durante a fase de navegação. A figura 6.31 apresenta distribuições de erros terminais muito semelhantes às obtidas para a configuração 2, visto que a combinação de sensores é a mesma (SNI II e GPS).

O erro circular provável em torno do alvo obtido para a configuração 4 é de 5,61 m, o menor dentre todas as configurações. O desvio-padrão obtido para as distâncias de passagem é de 7,41 m, maior apenas que o exibido pela configuração 2.

6.3.5 Comparação dos Resultados

A tabela 6.1 exhibe uma comparação entre os resultados obtidos através das simulações Monte Carlo para cada configuração. O ECP pode ser entendido como uma medida da acurácia da configuração, enquanto o desvio-padrão das distâncias de passagem é uma medida da dispersão dos lançamentos. A tabela indica qual o SNI utilizado para cada configuração e se é utilizado GPS e/ou câmera de vídeo. O SNI I apresenta maior acurácia que o SNI II, conforme definido na seção 2.4.4.1.

TABELA 6.1 – Comparação de resultados das simulações Monte Carlo

	SNI	GPS	Câmera	ECP	Desvio-padrão
Configuração 1	I	não	não	102,05 m	55,14 m
Configuração 2	II	sim	não	9,07 m	4,47 m
Configuração 3	II	não	sim	8,90 m	258,94 m
Configuração 4	II	sim	sim	5,61 m	7,41 m

6.3.6 Análise das Imagens

As simulações Monte Carlo realizadas para as configurações 3 e 4 envolvem um grande número de análises de imagens realizadas através do método descrito no capítulo 5. Com a fase terminal durando cerca de 20 s para as condições de voo simuladas, analisando imagens a uma taxa de 20 quadros por segundo, cerca de 400 imagens são analisada a cada simulação. Para as 500 simulações com análise de imagens realizadas no total, cerca de 200.000 imagens são analisadas. Esta quantidade permite uma avaliação bastante conclusiva a respeito o desempenho do método de análise de imagens implementado.

A figura 6.32 apresenta gráficos pelo tempo, exibindo o número médio de feições encontradas na imagem, o número médio de correspondências encontradas e a porcentagem de vezes em que o alvo é retornado em cada instante. Os gráficos apresentados são médias entre os valores obtidos para todas as simulações, dado o tempo decorrido desde o início da fase terminal. O desvio-padrão de cada média é exibido em linhas pontilhadas, acima e abaixo da média. O tempo $t_{term} = 0$ é considerado o início da fase terminal de voo, quando iniciam as análises de imagens.

Nos gráficos do número médio de correspondências e do número médio de feições encontradas, nota-se que o desvio padrão obtido para as médias na configuração 4 é significativamente menor que o obtido para a configuração 3. Tal fato decorre da utilização do GPS, que permite manter trajetórias próximas umas das outras em todas as realizações simuladas para a configuração 4, e, conseqüentemente, obter imagens mais semelhantes durante as trajetórias, que geram aproximadamente o mesmo número de feições e de correspondências entre feições.

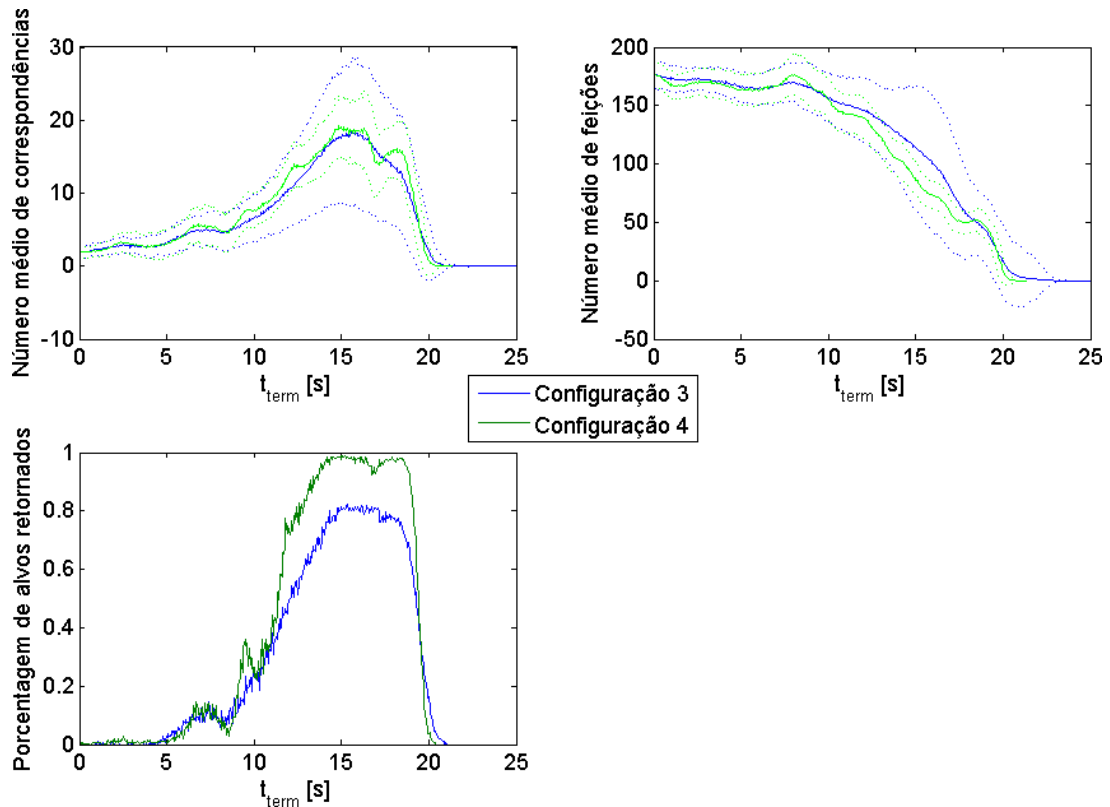


FIGURA 6.32 – Número médio de feições e correspondências encontradas e porcentagem de alvos retornados pelo tempo.

No gráfico do número médio de correspondências percebe-se que os valores das médias são bastante próximos para as configurações 3 e 4. O desvio-padrão maior para a configuração 3 mostra que a maior variação possível na trajetória gera imagens que podem resultar em um número maior ou menor de correspondências encontradas.

O gráfico da porcentagem de alvos retornados indica o número de vezes em que o algoritmo RANSAC retorna a transformação que permite a obtenção da localização do alvo na imagem (conforme seção 5.3), que depende de um número mínimo de correspondências encontradas.

Percebe-se que a porcentagem de alvos retornados para a configuração 3 é menor que a da configuração 4, principalmente no intervalo de tempo onde a análise das imagens fornece os melhores resultados, entre os 10 s e 20 s da fase terminal. Isto é explicado pelo maior desvio-padrão, que ocasiona mais imagens com um menor número de correspondências

encontradas. O fato do maior desvio-padrão também ocasionar mais imagens com um maior número de correspondências encontradas não é relevante na comparação com a configuração 4, pois a grande maioria das imagens analisadas entre 10 s e 20 s para a configuração 4 apresenta um número de correspondências maior que o mínimo necessário e o alvo é retornado após o RANSAC em praticamente 100% dos casos. Ainda analisando os gráficos do número médio de feições e do número médio de correspondências nos instantes em que a análise é mais eficaz, percebe-se que entre 10% e 20% das feições encontradas geram correspondências com a imagem de referência.

A figura 6.33 mostra histogramas contendo valores de erros e tempos de processamento das fases de análise da imagem. Os valores exibidos nos histogramas correspondem apenas às análises de imagens nas quais o algoritmo RANSAC retorna a transformação que torna possível obter localização da alvo. Os valores de tempo de processamento são obtidos em um *desktop* com processador Pentium Dual Core E2180 de 2 GHz, com 2 Gb de memória RAM, rodando Windows XP.

No gráfico que mostra os erros em pixels da localização do alvo obtida, percebe-se que na grande maioria das análises que retornam a localização do alvo, o erro nesta localização é muito baixo, inferior a um pixel. Os casos em que o erro é maior correspondem aos raros casos de correspondências incorretas encontradas, que ainda passam pela análise estatística do RANSAC retornando uma posição incorreta para o alvo.

A análise dos tempos de processamento mostra que o tempo total de processamento de cada quadro é inferior a 350 ms nos piores casos, o que corresponde a cerca de 3 quadros analisados por segundo. Neste trabalho a análise da imagem é simulada a uma taxa de 20 quadros por segundo, o que seria impossível de ser realizado em tempo real com a configuração de *hardware* e *software* utilizada para realizar as simulações. No entanto,

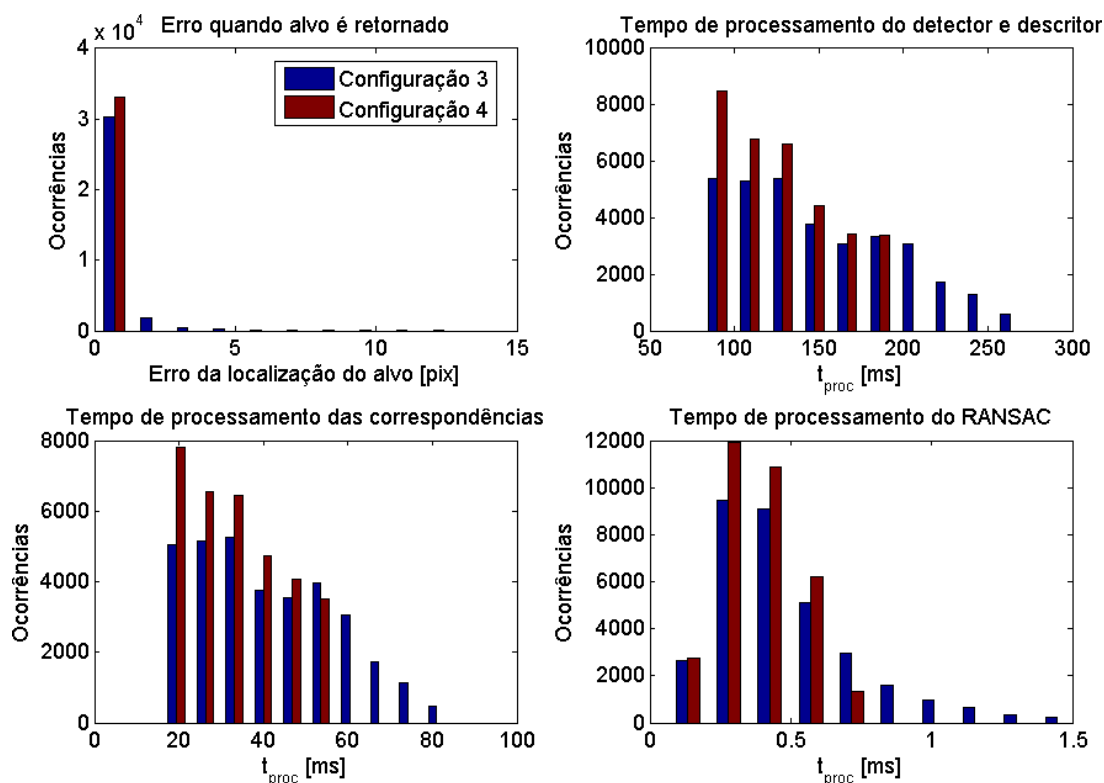


FIGURA 6.33 – Histogramas de erro e tempos de processamento para a análise da imagem.

Se et al. (2004) utiliza uma implementação em FPGA do método SIFT que diminui em até 10 vezes o tempo de processamento necessário para extrair as feições. Desta forma, verifica-se que é possível obter na prática a taxa de 20 quadros por segundo com o método proposto, implementado-o em *hardware*.

O tempo de processamento para encontrar as correspondências também pode ser reduzido diminuindo o número máximo de folhas percorridas na busca BBF utilizada e consequentemente aumentando a probabilidade de encontrar falsas correspondências (vide seção 5.2.2). Deve ser realizado um estudo mais aprofundado para verificar um valor razoável para o número máximo de folhas percorridas, pois o valor utilizado neste trabalho é arbitrário.

A grande eficiência mostrada no gráfico do tempo de processamento do algoritmo RANSAC mostra que o número de correspondências incorretas é baixíssimo, pois a trans-

formação é encontrada muito rapidamente dadas as correspondências. Isto sugere que o algoritmo pode ser mais exigido na presença de um número maior de falsas correspondências e, ainda assim, retornar os resultados corretos. Desta forma, pode ser possível diminuir as dimensões dos descritores SIFT, ou relaxar a busca BBF, ou ainda afrouxar o critério dos dois vizinhos mais próximos para obter mais correspondências e exigir mais do RANSAC para eliminar os *outliers* adicionais gerados por estas ações, visando aumentar a eficiência e/ou eficácia do método como um todo. Deve ser realizado um estudo mais aprofundado para buscar as modificações cabíveis que resultem em melhoras no método.

7 Conclusão

7.1 Conclusões Gerais

Este trabalho mostrou que a utilização de guiamento terminal visual em veículos aéreos autônomos é realizável e apresenta vantagens significativas em relação a métodos de guiamento tradicionais.

Como cada tipo de sensor tem suas vantagens e desvantagens, é conveniente utilizar combinações de diferentes sensores para obter uma acurácia maior. Este fato é demonstrado pelos resultados das simulações Monte Carlo da configuração 4 (seção 6.3.4), que envolve GPS, SNI, câmera de vídeo e gerou os melhores resultados em termos de acurácia entre todas as configurações. O ECP obtido para essa configuração foi 38,15% inferior ao obtido com a configuração 2 (seção 6.3.2), que envolve GPS e SNI e é bastante utilizada atualmente no mundo em aplicações como a estudada neste trabalho.

Verificou-se também que a utilização de sensores como o GPS e a câmera de vídeo pode eliminar a necessidade de um sistema de navegação inercial mais preciso, visto que os resultados da configuração 1 apresentaram o maior ECP dentre todas as configurações simuladas, mesmo com o SNI mais acurado.

A análise dos resultados das simulações de casos típicos (seção 6.1) mostrou que o modelo em seis graus de liberdade desenvolvido no capítulo 2 é coerente com a realidade, visto que os gráficos de trajetória obtidos são como o esperado. A comparação do alcance máximo com dados de lançamentos reais de artefatos semelhantes corrobora esta afirmação.

Os resultados das simulações Monte Carlo (seção 6.3) e das simulações para a obtenção do alcance máximo (seção 6.2) mostraram que o sistema de controle desenvolvido no capítulo 3 atingiu seus objetivos e é suficientemente robusto. Tal sistema foi simulado diversas vezes em todas as condições de lançamento possíveis na obtenção do alcance máximo e foi simulado 1.000 vezes com diversas condições de perturbações externas (vento e turbulência) e erros de sensores nas simulações Monte Carlo, sem que nenhum problema tenha sido percebido.

As principais limitações deste trabalho foram:

- O número de realizações das simulações Monte Carlo foi pequeno, dado o número de variáveis aleatórias amostradas. Isto se deve ao tempo disponível para realizar as simulações e o baixo poder computacional empregado. Um número maior de simulações de cada configuração deve ser realizado para que outras condições de lançamento e perturbações possam ser avaliadas e para que os resultados obtidos apresentem maior significado estatístico.
- As imagens utilizadas como referência no guiamento visual tem a mesma origem das imagens utilizadas para gerar o ambiente no simulador de voo, pois são imagens de satélite retiradas da mesma fonte. Tal fato pode facilitar a busca de correspondências e devem ser utilizadas imagens de origens diferentes para verificar o desempenho do

método desenvolvido neste caso. O método deve ser avaliado com a utilização de imagens de satélite como referência e com imagens aéreas obtidas em voos reais para simular o ambiente. Não foi possível realizar tal avaliação pela indisponibilidade de imagens aéreas satisfatórias.

- As imagens utilizadas para gerar o ambiente tridimensional no simulador de voo são ortogonais de satélite e a projeção perspectiva utilizada para gerar a imagem da câmera considera que todos os pontos da imagem ortogonal estão sobre o mesmo plano. Desta forma, qualquer tipo de elevação sobre o solo no ambiente tridimensional não aparece corretamente na imagem gerada pela câmera. A grandes distâncias do solo e quando a atitude da câmera é próxima da ortogonal tal efeito é desprezível, porém deve ser levado em conta nas demais condições. Para simular tal efeito é necessária a modelagem tridimensional do ambiente, o que é bastante complexo e trabalhoso. Foram realizados testes com um modelo tridimensional gratuito de uma cidade disponibilizado em [TrianGraphics GmbH \(2010\)](#), mas verificou-se que tal modelo não era fiel o suficiente para ser utilizado na aplicação proposta neste trabalho.

Foi possível verificar as principais causas dos erros terminais no sistema de guiamento visual desenvolvido, o que indica onde devem ser concentrados os esforços para melhorar tal sistema:

- Caso a fase de navegação seja muito imprecisa, é possível que a imagem captada pela câmera do artefato na fase terminal não esteja contida na imagem de referência, tornando impossível encontrar a posição do alvo e realimentar o sistema de controle. Esta é a causa das grandes distâncias de passagem obtidas para alguns casos na

configuração 3 (seção 6.3.3). Tais efeitos podem ser reduzidos utilizando-se uma imagem de referência cobrindo uma área maior em torno do alvo.

- Caso ocorram rajadas de vento nos instantes finais da trajetória, a direção da câmera não se mantém alinhada com a velocidade inercial do artefato. Desta forma os sinais de erro fazem com que a velocidade aerodinâmica se alinhe com a linha de visada (e não a velocidade inercial como deveria), o que faz com que o artefato não voe em linha reta na direção do alvo. Este fato é responsável pela dispersão da configuração 4 ser superior à dispersão da configuração 2, apesar do ECP ser menor. Uma forma de reduzir este efeito indesejável é utilizar também as medidas do GPS e/ou do SNI na fase terminal de voo, utilizando técnicas de fusão de sensores, já que tais medidas não são afetadas pelo vento. A fusão de sensores também pode reduzir o efeito indesejado de chaveamento entre zero e o valor real do erro nos instantes em que a análise da imagem ainda não chegou na condição de encontrar o valor do erro ininterruptamente.
- O guiamento visual apresenta um erro causado pelo tamanho real do pixel, que depende das resoluções das imagens da câmera e da imagem de referência. A resolução também influencia na saturação da análise da imagem, pois na medida que o artefato se aproxima do solo, a imagem da câmera passa a representar uma área menor da imagem de referência e haverá um número menor de feições para obter correspondências, dificultando a localização do alvo e cálculo dos sinais de erro. Para minimizar estes efeitos deve-se aumentar a resolução tanto da câmera embarcada quanto da imagem de referência, com a desvantagem de que o volume de dados a ser analisado crescerá e exigirá um maior poder computacional.

7.2 Trabalhos Futuros

Apresentam-se as seguintes sugestões para trabalhos futuros:

- O modelo aerodinâmico utilizado neste trabalho é baseado numa geometria simplificada, obtido através de métodos semi-empíricos implementados por um *software* relativamente antigo e a simetria é invocada diversas vezes para facilitar a obtenção dos coeficientes, mesmo sabendo-se que, na prática, dificilmente os corpos serão perfeitamente simétricos. Sugere-se a realização de um refinamento do modelo aerodinâmico desenvolvido, com a utilização de métodos de dinâmica dos fluidos computacional, para que se obtenha um modelo mais fiel à realidade. Desta forma, será possível avaliar melhor o desempenho do artefato e inclusive sugerir alterações em sua geometria que permitam melhorar este desempenho.
- Neste trabalho considera-se a fase de navegação mantendo um determinado ângulo de ataque e a mudança para a fase terminal ocorre em uma condição arbitrária de distância horizontal ao alvo. Sugere-se realizar um estudo mais aprofundado sobre o planejamento da trajetória do artefato, de forma a otimizar as fases de voo e transições para cada lançamento. Tal estudo pode resultar em um maior alcance e maiores chances de atingir o alvo, visto que a fase terminal poderá iniciar em melhores condições.
- A lei de guiamento implementada neste trabalho é bastante simples e faz com que o artefato siga em linha reta na direção do alvo. É desejável que o ângulo de impacto deste tipo de artefato seja próximo de 90° , para otimizar os efeitos terminais. Tal ângulo de impacto também auxilia no sistema de guiamento visual, visto que minimiza os efeitos indesejáveis das transformações projetivas na imagem da câmera.

Desta forma, sugere-se aplicar leis de guiamento que permitam determinar trajetórias terminais diferentes de forma a se buscar o impacto em melhores atitudes, como a lei proposta por [Kim, Lee e Han \(1998\)](#).

- Neste trabalho considera-se apenas um alvo estático. Como o método SIFT obtém feições bastante distintivas, sugere-se também utilizá-lo no guiamento visual contra alvos móveis, como por exemplo contra carros de combate ou navios. Para tal aplicação a imagem de referência deve ser uma imagem do alvo desejado e o método SIFT é capaz de encontrar correspondências para as feições de tal imagem de referência mesmo sobre um ambiente de fundo. Para a simulação desta aplicação um modelo tridimensional do alvo deve ser utilizado, tornando possível simular seu movimento.

Referências Bibliográficas

- ABDEL-HAKIM, A. E.; FARAG, A. A. Csift: A sift descriptor with color invariant characteristics. In: **Proceedings of the 2006 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR 06)**. [S.l.: s.n.], 2006.
- AGARWAL, A.; JAWAHAR, C. V.; NARAYANAN, P. J. **A Survey of Planar Homography Estimation Techniques**. 2005.
- ALLAIRE, G. **Numerical Analysis and Optimization**. [S.l.]: Oxford University Press, 2007.
- ANDERSON, J. J. D. **Aircraft Performance and Design**. [S.l.]: McGraw-Hill, 1999.
- ANDERSON, J. J. D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 2nd. ed. [S.l.]: McGraw-Hill, 2001.
- AWRANGJEB, M.; LU, G. Efficient and effective transformed image identification. In: **IEEE International Workshop on Multimedia Signal Processing**. [S.l.: s.n.], 2008.
- BAY, H.; ESS, A.; TUYTELAARS, T.; GOOL, L. V. Surf: Speeded up robust features. **Computer Vision and Image Understanding (CVIU)**, v. 110, n. 3, p. 346–359, 2008.
- BEIS, J. S.; LOWE, D. G. Shape indexing using approximate nearest-neighbour search in high-dimensional spaces. In: **Proceedings of the 1997 Conference on Computer Vision and Pattern Recognition**. [S.l.: s.n.], 1997.
- BERGLUND, E. Guidance and control technology. In: **RTO SCI Lecture Series on Technologies for Future Precision Strike Missile Systems**. [S.l.: s.n.], 2001.
- BLAKE, W. B. **Missile Datcom User's Manual - 1997 Fortran 90 Revision**. [S.l.], 1998.
- BLAKELOCK, J. H. **Automatic Control of Aircraft and Missiles**. 2nd. ed. [S.l.]: Wiley-Interscience, 1991.
- BURNS, R. S. **Advanced Control Engineering**. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2001.
- CHIN, N.; FRAZIER, C.; HO, P.; LIU, Z.; SMITH, K. P. **The OpenGL Graphics System Utility Library (Version 1.3)**. [S.l.], 1998.
- CHIN, S. S. **Missile Configuration Design**. [S.l.]: McGraw-Hill, 1961.

- CHUM, O.; MATAS, J. Matching with prosac: Progressive sample consensus. In: **Proceedings of the 2005 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR-05)**. [S.l.: s.n.], 2005. v. 1.
- COELHO, F. A. A. **Modelagem, Controle e Simulação Hardware-in-the-Loop de um Míssil com Voo Rasante à Superfície do Mar**. Dissertação (Mestrado) — COPPE/UFRJ, 2007.
- CONTE, G.; HEMPEL, M.; RUDOL, P.; LUNDSTROM, D.; DURANTI, S.; WZOREK, M.; DOHERTY, P. High accuracy ground target geo-location using autonomous micro aerial vehicle platforms. In: **AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2008.
- CYGANEK, B.; SIEBERT, J. P. **An Introduction to 3D Computer Vision Techniques and Algorithms**. [S.l.]: John Wiley & Sons, Ltd, 2009.
- DOD - UNITED STATES DEPARTMENT OF DEFENSE. **MIL-F-8785C Flying Qualities of Piloted Airplanes**. [S.l.], 1980.
- DOD - UNITED STATES DEPARTMENT OF DEFENSE. **MIL-HDBK-1797 Flying Qualities of Piloted Aircraft**. [S.l.], 1997.
- ESTEVEES, C. H. M. S. **Guiamento Terminal de Artefatos Bélicos com Realimentação Visual**. Monografia (Trabalho de Conclusão de Curso de Extensão) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2008.
- ETKIN, B.; REID, L. D. **Dynamics of Flight: Stability and control**. 3rd. ed. [S.l.]: John Wiley and Sons, Inc., 1996.
- EVANS, C. **Open source SURF feature extraction library**. 2008. Disponível em: <<http://code.google.com/p/opensurf1/>>. Acesso em: 20 nov. 2009.
- FAIRFAX, M. **Another 3DS Loader/Viewer Class**. 2004. Disponível em: <http://www.flipcode.com/archives/Another_3DS_LoaderViewer_Class.shtml>. Acesso em: 09 fev. 2010.
- FAS. **BGM-109 Tomahawk**. may 2008. Disponível em: <<http://www.fas.org/man/dod-101/sys/smart/bgm-109.htm>>. Acesso em: 28 fev. 2010.
- FAS - Military Analysis Network: Guided bomb unit-16 (gbu-16) paveway ii. 2009. Disponível em: <<http://www.fas.org/man/dod-101/sys/smart/gbu-16.htm>>. Acesso em: 21 jul. 2009.
- FISCHLER, M. A.; BOLLES, R. C. Random sample consensus: A paradigm for model fitting with applications to image analysis and automated cartography. **Communications of the ACM**, v. 24, p. 381–395, June 1981.
- FLAT PYRAMID. **3D Model GBU-12 Laser Guided Bomb**. 2007. Disponível em: <http://www.flatpyramid.com/3d-3d_models-weapons-projectiles-bomb-gbu-12-laser-guided-bomb-p1702.html>. Acesso em: 09 fev. 2010.

- FLEEMAN, E. L. **Tactical Missile Design**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2001.
- FRANKLIN, G. F.; POWELL, J. D.; WORKMAN, M. L. **Digital Control of Dynamic Systems**. 3rd. ed. [S.l.]: Addison-Wesley, 1998.
- FRIEDMAN, J. H.; BENTLEY, J. L.; FINKEL, R. A. An algorithm for finding best matches in logarithmic expected time. **ACM Transactions on Mathematical Software (TOMS)**, v. 3, n. 3, September 1977.
- GOEBEL, G. **Cruise Missiles v2.0.4**. 2008. Disponível em: <http://www.vectorsite.net/twcruz.html>. Acesso em: 28 fev. 2010.
- GOEBEL, G. **Dumb Bombs and Smart Munitions v1.7.0**. 2008. Disponível em: <http://www.vectorsite.net/twbomb.html>. Acesso em: 28 fev. 2010.
- GPO - U.S. GOVERNMENT PRINTING OFFICE. **U.S. Standard Atmosphere**. Washington, D.C., 1976.
- GRABNER, M.; GRABNER, H.; BISCHOF, H. **Fast approximated SIFT**. 2006. 918-927 p.
- GREWAL, M. S.; WEILL, L. R.; ANDREWS, A. P. **Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration**. [S.l.]: John Wiley & Sons, Inc., 2001.
- HALLION, R. P. **Precision Guided Munitions and the New Era of Warfare**. 1995. Disponível em: <http://www.fas.org/man/dod-101/sys/smart/docs/paper53.htm>. Acesso em: 28 fev. 2010.
- HE, F.-F.; SUN, J.-Y.; GUO, W.-P.; SUN, L.-B. Forward-looking scene matching with rst invariant conformation based on fourier-mellin transform. In: **Proceedings of the 2007 International Conference on Wavelet Analysis and Pattern Recognition**. [S.l.: s.n.], 2007.
- HEMERLY, E. M.; SCHAD, V. R. Sistema de navegação de baixo custo baseado na fusão ins/gps usando filtro de kalman. In: **XV CBA 2004, Congresso Brasileiro de Automática**. [S.l.: s.n.], 2004.
- HESS, R. **SIFT Feature Detector Version 1.1.1-20090108**. August 2009. Disponível em: <http://web.engr.oregonstate.edu/~hess/>. Acesso em: 20 nov. 2009.
- HORN, B. K. P. **Robot vision**. Cambridge, MA, USA: MIT Press, 1986. ISBN 0-262-08159-8.
- HYUN, Y. M. Design of navigation system including landmarks image processing for approach and landing. In: **American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) - Infotech@Aerospace**. [S.l.: s.n.], 2005.
- INTEL CORPORATION. **Open Source Computer Vision Library Reference Manual**. [S.l.], 2001.

- KE, Y.; SUKTHANKAR, R. Pca-sift: A more distinctive representation for local image descriptors. In: **Proceedings of the 2004 IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition (CVPR 2004)**. [S.l.: s.n.], 2004. p. 506–513.
- KILGARD, M. J. **The OpenGL Utility Toolkit (GLUT) Programming Interface API (Version 3)**. [S.l.], 1996.
- KIM, B. S.; LEE, J. G.; HAN, H. S. Biased png law for impact with angular constraint. **IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems**, v. 34, n. 1, p. 277–288, jan 1998.
- KUO, B. C. **Sistemas de Control Automático**. Séptima edición. [S.l.]: Prentice Hall Hispanoamericana, 1996.
- LAGARIAS, J. C.; REEDS, J. A.; WRIGHT, M. H.; WRIGHT, P. E. Convergence properties of the nelder-mead simplex algorithm in low dimensions. **SIAM Journal of Optimization**, v. 9, p. 112–147, 1996.
- LAWRENCE, A. **Modern Inertial Technology**. 2nd. ed. [S.l.]: Springer Verlag New York, Inc., 1998.
- LI, X.; WANG, D.; WANG, Q. Design and realization of a hardware-in-the-loop simulation system for aerial guided bombs. In: **Systems and Control in Aerospace and Astronautics, 2008. ISSCAA 2008. 2nd International Symposium on**. [S.l.: s.n.], 2008. p. 1–5.
- LOWE, D. G. Distinctive image features from scale-invariant keypoints. **International Journal of Computer Vision**, 2004.
- MIKOLAJCZYK, K.; SCHMID, C. A performance evaluation of local descriptors. **IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence**, v. 27, n. 10, October 2005.
- OGATA, K. **Engenharia de Controle Moderno**. Quarta edição. [S.l.]: LTC - Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 1998.
- PALEM, G. **Recording DirectX and OpenGL Rendered Animations Contents**. 2004. Disponível em: <http://www.codeproject.com/KB/directx/SimulationRecording.aspx>. Acesso em: 09 fev. 2010.
- PHILLIPS, R.; BOGNER, A.; TETESKY, A.; CROOPNICK, S.; TAO, Y. C. Performance assessment of a gps/ins system for ballistic missile range safety technology. In: **AIAA Space 2001 Conference and Exposition**. [S.l.: s.n.], 2001.
- PROCTOR, A. A.; JOHNSON, E. N. Vision-only aircraft flight control methods and test results. In: **AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2004.
- SCHMAEDECKE, A. L. **Estudo dos Sistemas de Guiamento e Pilotagem para Bombas Guiadas com Sensores Inerciais e GPS**. 235 p. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2005.

SCHRAGE, D. P.; YEZZI, A. J.; MERSEREAU, R. M.; GANAPATHYX, B.; MISHRA, S. S. Automatic pixel geo-registration for aerial systems - an integrated approach. In: **AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2008.

SCHULZ, H. W.; VORSMANN, P. Towards vision-based autonomous landing for small uavs: Hardware and control algorithms. In: **AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit**. [S.l.: s.n.], 2007.

SE, S.; NG, H.-K.; JASIOBEDZKI, P.; MOYUNG, T.-J. Vision based modeling and localization for planetary exploration rovers. In: **55th International Astronautical Congress**. [S.l.: s.n.], 2004.

SEGAL, M.; AKELEY, K. **The OpenGL Graphics System: A Specification (Version 2.1)**. [S.l.], 2006.

SHAMMA, J. S.; CLOUTIER, J. R. A linear parameter varying approach to gain scheduled missile autopilot design. In: **11th American Control Conference**. [S.l.: s.n.], 1992. p. 1317–1321.

SIOURIS, G. M. **Missile Guidance and Control Systems**. [S.l.]: Springer-Verlag New York, Inc., 2004.

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L. **Aircraft Control and Simulation**. [S.l.]: Wiley-Interscience, 1992.

TRIANGRAPHICS GMBH. **Boston city model**. 2010. Disponível em: <http://www.triangraphics.de/index.php?1=Download&l=eng>. Acesso em: 10 fev. 2010.

WIKIPEDIA. **Kd-tree** — **Wikipedia, The Free Encyclopedia**. 2010. Disponível em: <http://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Kd-tree&oldid=343227540>. Acesso em: 17 fev. 2010.

WIKIPEDIA. **RANSAC** — **Wikipedia, The Free Encyclopedia**. 2010. Disponível em: <http://en.wikipedia.org/w/index.php?title=RANSAC&oldid=337802899>. Acesso em: 17 fev. 2010.

ZARCHAN, P. **Tactical and Strategic Missile Guidance**. 3rd. ed. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1997.

Apêndice A - Arquivo de Entrada do Missile DATCOM

Segue abaixo o arquivo de entrada do Missile DATCOM. As entradas de ângulo de ataque e derrapagem, número de Mach e deflexões nas superfícies são zeradas, pois são substituídas automaticamente pelo script a cada iteração durante a obtenção dos coeficientes.

```
CASEID MODELO MACHADO 2009
```

```
DIM M
```

```
DERIV RAD
```

```
$REFQ SREF=0.099,LREF=0.36,$
```

```
$FLTCON NALPHA=0.,ALPHA=0.,
```

```
NMACH=1.,MACH=0.,
```

```
ALT=0.,BETA=0.,$
```

```
$REFQ XCG=2.117,RHR=250.,$
```

```
$AXIBOD LNOSE=1.995,DNOSE=0.3556,LCENTR=0.958,DCENTR=0.3556,
```

```
TRUNC=.TRUE.,BNOSE=0.05,LAFT=0.744,DAFT=0.211,DEXIT=0.,TAFT=OGIVE,$
```

```
$FINSET1 XLE=0.690,0.901,NPANEL=4.,PHIF=45.,135.,225.,315.,
```

```
SWEEP=0.,0.,STA=1.,SSPAN=0.,0.210,CHORD=0.420,0.210,  
SECTYP=HEX,$  
$FINSET2      XLE=2.953,3.183,3.213,3.288,SWEEP=0.,NPANEL=4.,  
PHIF=45.,135.,225.,315.,STA=1.,SSPAN=0.,0.633,0.,0.205,  
CHORD=0.260,0.260,0.484,0.409,  
SECTYP=HEX,$  
$DEFLCT DELTA1=0.,0.,0.,0.,  
DELTA2=0.,0.,0.,0.,$  
DAMP  
SAVE  
NEXT CASE  
$TRIM  SET=1.,PANL1=.TRUE.,PANL2=.TRUE.,PANL3=.TRUE.,PANL4=.TRUE.,  
DELMIN=-15.,DELMAX=15.,$  
PRINT AERO TRIM  
SAVE  
NEXT CASE
```

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO DM	2. DATA 20 de abril de 2010	3. DOCUMENTO N° DCTA/ITA/DM-016/2010	4. N° DE PÁGINAS 213
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Modelagem, Controle e Simulação de Voo de um Sistema Aéreo Autônomo Não Propulsado com Guiamento Terminal Visual			
6. AUTOR(ES): Carlos Henrique Machado Silva Esteves			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Controle; Simulação; Visão Computacional			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Controle automático de voo; Simulação computadorizada; Visão por computadores; Guiamento (movimento); Reconhecimento de alvo; Rastreamento (posição); Processamento de imagens; Navegação autônoma; Engenharia eletrônica			
10. APRESENTAÇÃO: (X) Nacional () Internacional ITA, São José dos Campos. Curso de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Eletrônica e Computação. Área de Informática. Orientador: Prof. Dr. Elder Moreira Hemerly; Defesa em 19/04/2010. Publicada em 2010.			
11. RESUMO: Este trabalho considera um sistema aéreo autônomo não propulsado, lançado de aeronave, controlado por <i>canards</i> , utilizando guiamento terminal com realimentação visual, cujo objetivo é chegar a um determinado alvo em solo com o menor desvio possível. É desenvolvido o modelo não-linear com seis graus de liberdade do artefato. O sistema de controle é projetado em uma determinada condição de voo e os ganhos obtidos são extrapolados para todo o envelope utilizando técnicas de otimização numérica, dados os requisitos de desempenho desejados. É desenvolvido um simulador de voo baseado em imagens de satélite capaz de gerar imagens de uma câmera embarcada no artefato. É implementado um método de análise das imagens geradas pelo simulador, baseado no método SIFT, capaz de registrar as imagens oblíquas da câmera com imagens ortogonais de satélite de referência. O resultado da análise das imagens permite a obtenção dos erros em azimute e elevação, realimentando o sistema de controle e permitindo o guiamento preciso do artefato até o alvo. O sistema completo é simulado na presença de vento e turbulência com a utilização de quatro configurações de sensores, consistindo de combinações de sistemas de navegação inercial, sistema de posicionamento global por satélites e câmera de vídeo. O método de análise de imagens proposto e a acurácia das diferentes configurações de sensores são avaliados através de simulação Monte Carlo, quantificando as vantagens e desvantagens do guiamento visual.			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO () RESERVADO () CONFIDENCIAL () SECRETO			

Livros Grátis

(<http://www.livrosgratis.com.br>)

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)
[Baixar livros de Matemática](#)
[Baixar livros de Medicina](#)
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)
[Baixar livros de Meteorologia](#)
[Baixar Monografias e TCC](#)
[Baixar livros Multidisciplinar](#)
[Baixar livros de Música](#)
[Baixar livros de Psicologia](#)
[Baixar livros de Química](#)
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)
[Baixar livros de Serviço Social](#)
[Baixar livros de Sociologia](#)
[Baixar livros de Teologia](#)
[Baixar livros de Trabalho](#)
[Baixar livros de Turismo](#)