



**UNIVERSIDADE FEDERAL DA BAHIA
ESCOLA POLITÉCNICA E INSTITUTO DE MATEMÁTICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM MECATRÔNICA**

RONIVALDO PASSOS SAMPAIO

**SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE EMBARCADO
PARA VÔO AUTÔNOMO DE AVIÕES EM ESCALA**

Salvador
2006

RONIVALDO PASSOS SAMPAIO

**SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE EMBARCADO
PARA VÔO AUTÔNOMO DE AVIÕES EM ESCALA**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Mecatrônica, Escola Politécnica e Instituto de Matemática, Universidade Federal da Bahia - UFBA, como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre em Mecatrônica.

Orientador: Prof. Dr. Carlos Arthur Mattos Teixeira Cavalcante

Co-orientador: Prof. Dr. Leizer Schnitman

Salvador
2006

Ficha catalográfica elaborada pela Biblioteca Bernadete Sinay Neves,
Escola Politécnica da UFBA

S192s Sampaio, Ronivaldo Passos
Sistema de controle de atitude embarcado para vôo autônomo de aviões em
escala / Ronivaldo Passos Sampaio. – Salvador, 2006.

186 f. : il.

Orientador : Prof. Dr. Carlos Arthur Mattos Teixeira Cavalcante
Co-orientador : Prof Dr. Leizer Schnitman
Dissertação (mestrado) – Universidade Federal da Bahia, Escola Politécnica,
2006.

1. Aeronaves não tripuladas – Sistemas de controle de atitude 2. Piloto
automático (Aviões). 3. Lógica difusa. I. Cavalcante, Carlos Arthur Mattos
Teixeira. II. Schnitman, Leizer. III. Universidade Federal da Bahia. Escola
Politécnica. IV. Título.

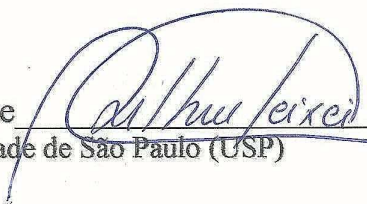
CDD 20.ed. 004.89

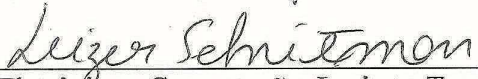
TERMO DE APROVAÇÃO

RONIVALDO PASSOS SAMPAIO

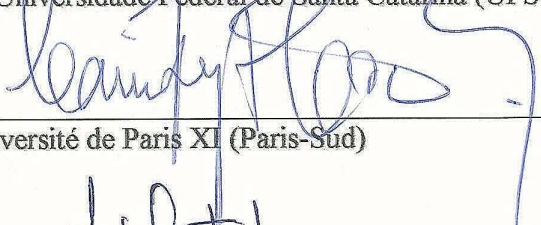
SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE EMBARCADO PARA VÔO AUTÔNOMO DE AVIÕES EM ESCALA

Dissertação aprovada como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre em Mecatrônica, Universidade Federal da Bahia, pela seguinte banca examinadora:

Carlos Arthur Mattos Teixeira Cavalcante 
Doutor em Engenharia de Produção, Universidade de São Paulo (USP)
Universidade Federal da Bahia

Leizer Schnitman 
Doutor em Engenharia Eletrônica e Computação, Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA)
Universidade Federal da Bahia

Augusto César Pinto Loureiro da Costa 
Doutor em Engenharia Elétrica, Universidade Federal de Santa Catarina (UFSC)
Universidade Federal da Bahia

Caiuby Alves da Costa 
Doutorado em Electronique, Université de Paris XI (Paris-Sud)
Universidade Federal da Bahia

Hilton Cleber Pietrobom 
Doutorado em Eng. Eletrônica e Computação, Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA)
Instituto Tecnológico de Aeronáutica

Salvador, 15 de dezembro de 2006

A

Minha amada mãe, Maria, por me trazer à vida.

Meu querido pai, Roque, por ter me ensinado a viver.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a Deus por ter concedido esta oportunidade.

Gostaria de expressar meu sincero agradecimento a todos que contribuíram de alguma forma para a realização deste trabalho. Em particular agradeço:

Ao meu orientador Prof. Dr. Carlos Arthur Mattos Teixeira Cavalcante que me ensinou lições que guardarei com carinho para a vida, por ter acreditado em mim todo esse tempo e pela paciência e palavras de ânimo com que sempre me recebeu.

Ao meu co-orientador Prof. Dr. Leizer Schnitman pela paciência, sabedoria, conhecimento, ajuda e orientação em todos os momentos deste trabalho.

Aos professores da graduação e da pós-graduação da UFBA que tiveram a paciência e a sabedoria de ensinar muito além do que está nos livros.

Aos meus grandes amigos e colegas, com quem tive o prazer de conviver durante estes momentos, por compartilharem os melhores anos de minha vida e por me ajudarem e apoiarem nos diversos momentos de dificuldade.

A todos os meus familiares, que me ajudaram e apoiaram em diversos momentos. Em particular agradeço:

Aos meus pais Maria São Pedro Passos Sampaio e Roque Almeida Sampaio pelo carinho, pelos bons conselhos e incentivos, por apoiarem todas as minhas decisões, pela compreensão e pela ajuda em diversos momentos que foram indispensáveis à conclusão deste trabalho.

Este trabalho teve o apoio financeiro da Escola Politécnica da UFBA, CAPES, FAPESB e UFBA.

RESUMO

O conceito de aeronave não tripulada tem acompanhado quase toda a história da aviação. Os primeiros projetos na área militar consistiam em bombas ou alvos não tripulados. Hoje estas aeronaves já contam com vários sistemas inteligentes, principalmente na área de reconhecimento e navegação. Nos últimos anos, os UAVs têm desempenhado um papel importante em muitas outras aplicações não militares. Com a miniaturização dos componentes eletrônicos e o incremento do poder de processamento dos computadores, tornou-se possível o desenvolvimento e utilização de UAVs de baixo custo em diversas áreas, onde anteriormente apenas aeronaves tripuladas eram empregadas.

Este trabalho visa o desenvolvimento de um sistema de controle para um UAV de baixo custo. O módulo principal do sistema desenvolvido é, basicamente, um sistema de controle que atua diretamente nas superfícies de controle da aeronave. Espera-se com este trabalho consolidar subsídios suficientes para o desenvolvimento físico de um UAV de pequeno porte e baixo custo, servindo como plataforma de estudo da área aeronáutica dentro da Universidade Federal da Bahia.

Inicialmente, foi objeto de estudo um modelo matemático da dinâmica de vôo de uma aeronave para o projeto do sistema de controle. Este modelo encontra-se implementado em Matlab/Simulink, através da ferramenta FDC. Também, foram estudadas as perturbações possíveis que podem afetar a dinâmica da aeronave, como vento e turbulência. Posteriormente, foi desenvolvido o projeto para a estrutura do sistema de controle. Com esta estrutura, desenvolvem-se controladores locais lineares para posteriormente serem colocados numa arquitetura de Seleção de Ganhos Ponderados, utilizando Lógica Fuzzy. Todos os controladores desenvolvidos são testados em simulações do comportamento da aeronave face ao controle no Matlab.

Palavras-chave: Aeronave, UAV, Sistema de Controle de Atitude, Controladores Locais Lineares, Seleção de Ganhos.

ABSTRACT

The concept of unmanned aerial vehicle has followed almost all the history of aviation. The first projects in the military area consisted of bombs or targets not manned. Today these aircraft already count on diverse intelligent systems, mainly in the area of recognition and navigation. In recent years, the UAVs have played an important role in diverse not military applications. With the miniaturization of the electronic components and the increment of the computers processing power, it was possible the development and use of low cost UAVs in a wide range area, where previously only manned aircraft were used.

This work aims at the development of a system of control for a low cost UAV. The main module of the developed system is, basically, a control system that acts directly in the aircraft surfaces of control. It is expected with this work to consolidate enough subsidies for the physical development of a small and low cost UAV, being served as platform of aeronautical area study inside of Federal University of Bahia.

Initially, a mathematical model of the aircraft dynamics of flight was study object for the control system project. This model is implemented in Matlab/Simulink, through toolbox FDC. Also, the possible disturbances that can affect the dynamics of the aircraft had been studied, as wind and turbulence. Later, the project for the structure of the control system was developed. With this structure, Local Linear Controllers has developed to be later placed in architecture of Weighed Gain Scheduling, using Fuzzy Logic. All the developed controllers are tested in simulation of the aircraft behavior face to the control in the Matlab.

Key words: Aircraft, UAV, Attitude Control System, Local Controllers, Gain Scheduling.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Predator com mísseis Hellfire, General Atomic.	26
Figura 2 - X-45 UCAV, Boeing, 2001.	27
Figura 3 - Aerosonde, Aerosonde Ltd.	28
Figura 4 - Helios, Aerovironment.	28
Figura 5 - Global Hawk, US Air Force.	29
Figura 6 - Wasp, AeroVironment.	29
Figura 7 - Aeronave do Projeto ARARA.	30
Figura 8 - Aeronave do Projeto AURORA.	32
Figura 9 - Principais componentes do avião.	37
Figura 10 - Localização dos Ailerons.	38
Figura 11 - Localização do leme.	38
Figura 12 - Localização dos profundores.	39
Figura 13 - Localização dos flaps.	39
Figura 14 - Trem de pouso.	40
Figura 15 - Eixos do avião.	41
Figura 16 - Forças que atuam em um avião.	42
Figura 17 - Força de sustentação.	42
Figura 18 - Trajetória de vôo e vento relativo.	43
Figura 19 - Ângulo de incidência.	43
Figura 20 - Exemplos de ângulos de ataque.	43
Figura 21 - Fases de um avião em vôo.	44
Figura 22 - Direção e sentido da força peso.	44
Figura 23 - Direção e sentido do arrasto.	44
Figura 24 - Direção e sentido da força de tração.	45
Figura 25 - Manobras: (a) Curva Nivelada, (b) Vôo Reto Descendente, (c) Vôo Reto Nivelado e (d) Vôo Reto Ascendente.	47
Figura 26 - Manobra Curva Ascendente.	48
Figura 27 - Manobra Curva Descendente.	48
Figura 28 - Manobra Glissagem.	48
Figura 29 - Estabilidade longitudinal.	50
Figura 30 - Estabilidade lateral.	51
Figura 31 - Estabilidade direcional.	51
Figura 32 - Sistema de referência fixo no avião.	52
Figura 33 - Conteúdo do <i>toolbox</i> FDC.	64
Figura 34 - Bloco <i>Complete System Beaver</i> .	64
Figura 35 - Bloco <i>Wind and turbulence</i> do FDC.	65
Figura 36 - Avião De Havilland DHC-2 Beaver.	66
Figura 37 - Sistemas de referência fixo na aeronave.	72
Figura 38 - Superfícies de controle de uma aeronave.	73
Figura 39 - Arquitetura do SCV.	74
Figura 40 - Arquitetura do Sistema de Controle de Vôo Completo.	76
Figura 41 - Tempo de Ação do SCV a um Evento.	77

Figura 42 - Circuito Integrado contendo um Acelerômetro.	80
Figura 43 - Giroscópio de rotação.	81
Figura 44 - Giroscópio Vertical.	82
Figura 45 - Tubo de Pitot.	83
Figura 46 - Sistema GPS.	83
Figura 47 - Sistema de Controle.	85
Figura 48 - Controle em Malha Aberta.	86
Figura 49 - Controle em Malha Fechada.	87
Figura 50 - Controle On-off.	88
Figura 51 - Resposta ao Controle Liga Desliga.	89
Figura 52 - Resposta à ação proporcional com diferentes valores de K_p .	90
Figura 53 - Estrutura do algoritmo de controle adaptativo por seleção de gahos.	95
Figura 54 - Funções de pertinência para a variável temperatura.	98
Figura 55 - Funções de pertinência para a variável estatura.	99
Figura 56 - Funções de pertinência triangulares.	115
Figura 57 - Sistema de Inferência Fuzzy.	116
Figura 58 - Arquitetura do SCV do Projeto UAV-UFBA.	118
Figura 59 - Arquitetura do <i>Hardware</i> embarcado na Aeronave.	120
Figura 60 - Arquitetura do Sistema Aeronave do UAV-UFBA.	121
Figura 61 - Arquitetura do Sistema Estação Base do UAV-UFBA.	121
Figura 62 - Arquitetura do Sistema Estação Base do UAV-UFBA.	122
Figura 63 - Arquitetura do SCV do Projeto ARARA.	123
Figura 64 - Arquitetura do SCV do Projeto AURORA.	124
Figura 65 - Sistema em malha fechada com realimentação negativa.	127
Figura 66 - Bloco Controladores e UAV-UFBA.	127
Figura 67 - Sistema de Controle de Atitude do UAV-UFBA.	129
Figura 68 - Componentes do Gerador de Referência.	131
Figura 69 - Componentes do módulo Seleção de Velocidade do Gerador de Referência.	132
Figura 70 - Componentes do módulo Seleção de Ângulo de Glissagem do Gerador de Referência.	132
Figura 71 - Componentes do módulo Seleção de Ângulo de Rolagem do Gerador de Referência.	133
Figura 72 - Componentes do módulo Seleção de Altitude do Gerador de Referência.	133
Figura 73 - Bloco Controladores do Sistema de Controle de Atitude.	134
Figura 74 - Definição gráfica do comportamento do sistema utilizando o NCD.	135
Figura 75 - Janela dos Parâmetros de Otimização do NCD.	136
Figura 76 - Sistema de Ajuste dos Ganhos do Controlador através do NCD.	136
Figura 77 - Janela de entrada de dados das características da resposta no NCD.	137
Figura 78 - Sistema de Controle de Velocidade.	138
Figura 79 - Resultado da variação da velocidade de 45 m/s para 48 m/s.	139
Figura 80 - Comportamento do profundor para a alteração de velocidade.	139
Figura 81 - Sistema de Controle de Altitude.	140
Figura 82 - Resultado da variação da altitude de 1.000 m para 1.010 m.	140
Figura 83 - Comportamento da rotação do motor para a alteração de altitude.	141
Figura 84 - Efeito da variação da altitude na velocidade.	142
Figura 85 - Efeito da variação da altitude no ângulo de arfagem.	142
Figura 86 - Sistema de controle de rolagem.	143
Figura 87 - Resultado da variação do ângulo de rolagem de 0 para 20 graus.	144
Figura 88 - Comportamento da deflexão dos ailerons para a alteração do ângulo de rolagem.	145

Figura 89 - Sistema de controle de glissagem.	145
Figura 90 - Resultado da variação do ângulo de glissagem de 0 para 10 graus.	146
Figura 91 - Comportamento da deflexão do leme para a alteração do ângulo de glissagem.	147
Figura 92 - Resultado da elevação da altitude de 10 metros.	148
Figura 93 - Funções (a) <i>on/off</i> , (b) rampa e (c) gaussiana.	152
Figura 94 - Curvas de atribuição de pesos na comutação entre três controladores.	154
Figura 95 - Superfícies de atuação dos controladores.	155
Figura 96 - Sistema Fuzzy para geração dos pesos de cada controlador.	156
Figura 97 - Funções de Pertinência da altitude.	156
Figura 98 - Funções de Pertinência da velocidade.	156
Figura 99 - Função de Pertinência de cada controlador PID.	157
Figura 100 - Curvas de atribuição de pesos dos controladores PIDs.	157
Figura 101 - Base de regras do Sistema Fuzzy.	158
Figura 102 - Sistema de Controle por Seleção de Ganhos.	159
Figura 103 - Bloco Saídas de PID para a Velocidade.	160
Figura 104 - Bloco Fusão de Saída PID.	161
Figura 105 - Mudança da velocidade de vôo de 35 a 55 m/s.	162
Figura 106 - Mudança da altitude de vôo de 1.000 para 5.000 m/s.	162
Figura 107 - Variação da Altitude para a manobra Vôo Reto Ascendente.	166
Figura 108 - Erro de Altitude para a manobra Vôo Reto Ascendente.	167
Figura 109 - Variação do Ângulo de Ataque para a manobra Vôo Reto Ascendente.	167
Figura 110 - Variação da Taxa de Subida para a manobra Vôo Reto Ascendente.	167
Figura 111 - Variação da Altitude para a manobra Vôo Reto Descendente.	168
Figura 112 - Erro de Altitude para a manobra Vôo Reto Descendente.	169
Figura 113 - Variação do Ângulo de Ataque para a manobra Vôo Reto Descendente.	169
Figura 114 - Variação da Taxa de Descida para a manobra Vôo Reto Descendente.	169
Figura 115 - Variação do Ângulo de Rolagem para a manobra Vôo em Curva Nivelado.	170
Figura 116 - Variação da Altitude para a manobra Vôo em Curva Nivelado.	171
Figura 117 - Variação do Ângulo de Glissagem para a manobra Vôo em Curva Nivelado.	171
Figura 118 - Distância percorrida na execução da manobra Vôo em Curva Nivelado.	172
Figura 119 - Variação do Ângulo de Rolagem para a manobra Vôo em Curva Ascendente.	173
Figura 120 - Variação da Altitude para a manobra Vôo em Curva Ascendente.	173
Figura 121 - Distância percorrida na execução da manobra Vôo em Curva Ascendente.	174
Figura 122 - Variação do Ângulo de Rolagem para a manobra Vôo em Curva Descendente.	175
Figura 123 - Variação da Altitude para a manobra Vôo em Curva Descendente.	175
Figura 124 - Variação da Taxa de Descida para a manobra Vôo em Curva Descendente.	175
Figura 125 - Trajetória em espiral realizada pela aeronave durante a manobra Vôo em Curva Descendente.	176
Figura 126 - Variação do Ângulo de Glissagem para a manobra Glissagem.	177
Figura 127 - Variação do Ângulo de Ataque para a manobra Glissagem.	177
Figura 128 - Distância percorrida na execução da manobra Glissagem.	178
Figura 129 - Variação da Altitude com Vento e Turbulência.	179
Figura 130 - Variação da Velocidade com Vento e Turbulência.	179
Figura 131 - Variação do Ângulo de Rolagem com Vento e Turbulência.	179
Figura 132 - Variação do Ângulo de Glissagem com Vento e Turbulência.	180

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Definição dos Coeficientes Inerciais.	59
Tabela 2 - Dados Gerais do avião Beaver.	66
Tabela 3 - Parâmetros de Sintonia.	92
Tabela 4 - Tabelas Verdade para cinco operações fundamentais de lógica.	109
Tabela 5 - Provas de Equivalência.	109
Tabela 6 - Equivalências mais importantes.	110
Tabela 7 - Validação das equivalências da Tabela 4.	110
Tabela 8- Filtros do Gerador de Referência.	130
Tabela 9 - Valores da limitação realizada pelo Gerador de Referência.	131
Tabela 10 - Parâmetros dos controladores de velocidade.	150
Tabela 11 - Parâmetros dos controladores de glissagem.	150
Tabela 12 - Parâmetros dos controladores de rolagem.	150
Tabela 13 – Parâmetros dos controladores de altitude.	151

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AFCS	Sistema Automático de Controle de Vôo
DGPS	GPS Diferencial
GPS	Sistema de Posicionamento Global
ILS	Sistema de Aterrisagem por Instrumentos
iMEMS	Sistemas Micro Eletro-mecânicos Integrados
MAV	Micro UAV
MEMS	Sistemas Micro Eletro-mecânicos
MIMO	Múltiplas Entradas Múltiplas Saídas
MUAV	Micro UAV
MV	Variável Manipulada
PID	Proporcional Integral Derivativo
PV	Variável de Processo
R/C	Rádio Controle
RPM	Rotações Por Minuto
SAS	Sistema de Melhoria de Estabilidade
SCA	Sistema de Controle de Atitude
SCV	Sistema de Controle de Vôo
SN	Sistema de Navegação
UAV	Aeronave Não Tripulada
UCAV	UAV de Combate

LISTA DE SÍMBOLOS

α	ângulo de ataque [rad]
β	ângulo de glissagem (<i>slideslip</i>) [rad]
θ	ângulo de Euler no eixo y [rad]
ρ	densidade do ar [Kg/m^3]
φ	ângulo de Euler no eixo x [rad]
μ	viscosidade dinâmica [kg/ms]
$\mu(x)$	função de pertinência de x
ψ	ângulo de Euler no eixo z [rad]
CA	centro aerodinâmico
CG	centro de gravidade
$C_{l_a}, C_{m_a}, C_{n_a}$	coeficientes aerodinâmicos adimensionais de momento
$C_{X_a}, C_{Y_a}, C_{Z_a}$	coeficientes aerodinâmicos adimensionais de força
D	arrasto total aerodinâmico (<i>drag</i>) [N]
e(t)	função do sinal de erro
F_B	sistema de referência fixo no Beaver
F_E	sistema de referência fixo na Terra
F_V	sistema de referência fixo no veículo
F_x	componente da força ao longo do eixo $O_E X_B$ [N]
F_y	componente da força ao longo do eixo $O_E Y_B$ [N]
F_z	componente da força ao longo do eixo $O_E Z_B$ [N]
g	aceleração da gravidade [m/s^2]
H	altura [m]
I	vetor tensor de inércia
L	sustentação total aerodinâmica (<i>lift</i>) [N]
L_a	momento aerodinâmico ao longo do sistema de referência no avião [N]
M	momento [N]
M_a	momento aerodinâmico ao longo do sistema de referência no avião [N]
N_a	momento aerodinâmico ao longo do sistema de referência no avião [N]
K	constante
K_d	constante da ação proporcional
K_i	constante da ação integral
K_p	constante da ação derivativa
K_u	constante de ganho limite
m	massa do avião [kg]
n	rotação do motor [RPM]
OX	eixo longitudinal
OY	eixo transversal
OZ	eixo vertical
p	taxa angular de rolagem [rad s^{-1}]
p_s	pressão estática [N/m^2]
P_u	período de oscilação limite [t^{-1}]
p_z	pressão de admissão [”Hg]

q	taxa angular de arfagem [rad s^{-1}]
r	taxa angular de guinada [rad s^{-1}]
t	tempo [s]
T	temperatura do ar [K]
T_a	tempo de ação [s]
T_d	tempo de <i>download</i> [s]
T_i	tempo de integral[s]
T_p	tempo de processamento[s]
T_r	tempo de resposta[s]
T_u	tempo de <i>upload</i> [s]
u	componente da velocidade aerodinâmica ao longo do eixo X_B [m s^{-1}]
u_e	componente da velocidade relativo ao eixo x [m s^{-1}]
$u(t)$	função do sinal de controle
v	componente da velocidade aerodinâmica ao longo do eixo Y_B [m s^{-1}]
V	velocidade real do avião [m s^{-1}]
$V_{c.g.}$	velocidade real do avião no centro de gravidade [m s^{-1}]
v_e	componente da velocidade relativo ao eixo y [m s^{-1}]
w	componente da velocidade aerodinâmica ao longo do eixo Z_B [m s^{-1}]
w_e	componente da velocidade relativo ao eixo z [m s^{-1}]
X_a, Y_a, Z_a	forças aerodinâmicas ao longo do sistema de referência fixo no avião [N]
\dot{x}	derivada de x
\ddot{x}	derivada de \dot{x}
x_e	coordenada do avião no eixo x [m]
X_{gr}	força da gravidade ao longo do eixo x [N]
X_t	força atmosférica ao longo do eixo x [N]
X_w	força do vento ao longo do eixo x [N]
Y	total aerodinâmica força lateral [N]
y_e	coordenada do avião no eixo y [m]
Y_{gr}	força da gravidade ao longo do eixo y[N]
Y_t	força atmosférica ao longo do eixo y [N]
Y_w	força do vento ao longo do eixo y [N]
z_e	coordenada do avião no eixo z [m]
Z_{gr}	força da gravidade ao longo do eixo z [N]
Z_t	força atmosférica ao longo do eixo z [N]
Z_w	força do vento ao longo do eixo z [N]

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	18
1.1	JUSTIFICATIVA.....	19
1.2	OBJETIVO.....	21
1.3	LIMITAÇÕES DO ESCOPO DE ESTUDO.....	21
1.4	ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO	22
2.	AERONAVES NÃO TRIPULADAS	24
2.1	PESQUISAS RELACIONADAS NO BRASIL.....	30
2.1.1	<i>Projeto ARARA</i>	30
2.1.2	<i>Projeto AURORA</i>	31
2.2	DESENVOLVIMENTO DE UAVS	32
3.	AVIÕES: COMPONENTES, PRINCÍPIOS E SIMULAÇÃO	35
3.1	AVIÕES.....	35
3.1.1	<i>Componentes do avião</i>	36
3.1.2	<i>Eixos do avião</i>	40
3.1.3	<i>Atuação das Forças</i>	41
3.1.4	<i>Manobras</i>	45
3.1.5	<i>Estabilidade</i>	48
3.2	SISTEMAS DE REFERÊNCIA.....	51
3.3	EQUAÇÕES DE MOVIMENTO DE UM CORPO RÍGIDO.....	54
3.3.1	<i>Equação geral da força</i>	55
3.3.2	<i>Equação geral do momento</i>	55
3.3.3	<i>Momento angular em torno do centro de gravidade</i>	56
3.3.4	<i>Equações gerais do movimento</i>	58
3.3.5	<i>Relações cinemáticas</i>	60
3.3.6	<i>Modelo dinâmico resultante</i>	61
3.4	TOOLBOX FDC	63
3.4.1	<i>O avião De Havilland DHC-2 Beaver</i>	65
4.	NAVEGAÇÃO E CONTROLE	68
4.1	SISTEMAS DE APOIO À NAVEGAÇÃO	69
4.2	SISTEMA DE NAVEGAÇÃO	69
4.3	SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE.....	69
4.4	SISTEMA DE CONTROLE DE VÔO PARA UAV	72
4.5	INSTRUMENTOS DE BORDO.....	78
4.6	SENSORES.....	79
4.6.1	<i>Acelerômetro</i>	79
4.6.2	<i>Giroscópio de Rotação</i>	80
4.6.3	<i>Giroscópio Vertical</i>	81
4.6.4	<i>Altímetro e Velocímetro</i>	82
4.6.5	<i>GPS</i>	83
5.	CONTROLE AUTOMÁTICO.....	85
5.1	SISTEMA EM MALHA ABERTA	86
5.2	CONTROLE EM MALHA FECHADA	86
5.3	AÇÕES BÁSICAS DE CONTROLE	88
5.3.1	<i>Liga-desliga (on-off)</i>	88
5.3.2	<i>Ação Proporcional</i>	89
5.3.3	<i>Ação Integral</i>	90

5.3.4	<i>Ação Derivativa</i>	91
5.4	CONTROLADOR PID	91
5.5	SINTONIA DE CONTROLADORES PID.....	92
5.6	DESEMPENHO DE CONTROLADORES	93
5.7	CONTROLADOR LINEAR ADAPTATIVO.....	94
5.7.1	<i>Adaptação Programada</i>	94
5.7.2	<i>Controle Adaptativo por Seleção de Ganhos</i>	94
6.	CONJUNTOS FUZZY	96
6.1	FUNDAMENTOS.....	96
6.2	VARIÁVEIS LINGÜÍSTICAS	98
6.3	FUNÇÕES DE PERTINÊNCIA	99
6.4	DEFINIÇÕES E OPERAÇÕES	100
6.5	PROPRIEDADES	102
6.6	RELAÇÕES FUZZY	103
6.7	COMPOSIÇÃO DE RELAÇÕES	104
6.8	PROPOSIÇÕES FUZZY	105
6.9	LÓGICA TRADICIONAL E FUZZY	108
6.9.1	<i>Lógica Tradicional e Inferência</i>	108
6.9.2	<i>Lógica Fuzzy</i>	111
6.10	SISTEMA DE INFERÊNCIA FUZZY	116
7.	SISTEMA DE CONTROLE DE VÔO DO UAV-UFBA	118
7.1	SISTEMA AERONAVE	119
7.2	SISTEMA ESTAÇÃO BASE	120
7.3	MÓDULOS DO SCV DO UAV-UFBA	121
7.4	O SCV DE PROJETOS SIMILARES.....	123
8.	PROJETO DO SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE	125
8.1	SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE.....	126
8.2	SINTONIA DOS CONTROLADORES	134
8.2.1	<i>Controle longitudinal</i>	138
8.2.2	<i>Controle Lateral</i>	143
8.3	CONTROLADORES LOCAIS LINEARES.....	147
8.3.1	<i>Seleção de Ganhos</i>	151
9.	RESULTADOS	164
9.1	SIMULAÇÃO	164
9.1.1	<i>Vôo Reto Ascendente</i>	165
9.1.2	<i>Vôo Reto Descendente</i>	168
9.1.3	<i>Vôo em Curva Nivelado</i>	169
9.1.4	<i>Vôo em Curva Ascendente</i>	172
9.1.5	<i>Vôo em Curva Descendente</i>	174
9.1.6	<i>Glissagem</i>	176
9.1.7	<i>Perturbações atmosféricas</i>	178
9.2	CONCLUSÃO	180
	REFERÊNCIAS	182

1. INTRODUÇÃO

A Mecatrônica é um dos ramos da engenharia em que são desenvolvidas as tecnologias que integram áreas de mecânica, eletrônica, computação e controle. Universidades e empresas que atuam em aeronáutica utilizam-se das inovações nas áreas da mecatrônica para aprimorar e criar novos produtos, com aplicações nas mais diversas áreas da ciência e da tecnologia.

No ano de 2001, o Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal da Bahia (UFBA) iniciou o desenvolvimento do Projeto AERO-UFBA com o objetivo de promover o desenvolvimento de atividades voltadas para a engenharia aeronáutica. Motivando, orientando e coordenando equipes de alunos de graduação engajadas na competição SAE AeroDesign¹, o Projeto AERO-UFBA deu visibilidade às atividades aeronáuticas desenvolvidas na UFBA e contribuiu para a concretização do convênio UFBA-EMBRAER². As atividades desenvolvidas têm promovido o engajamento de estudantes de graduação e pós graduação em equipes de trabalho voltadas para a aplicação de conhecimentos, construção e teste de aeronaves experimentais em escala. O incentivo ao crescimento pessoal e profissional dos alunos, a pesquisa acadêmica e o trabalho em grupo contribui, desta forma, para o desenvolvimento da engenharia aeronáutica na Universidade Federal da Bahia.

¹ Competição realizada anualmente entre equipes de estudantes universitários de todo o Brasil, promovida e organizada pelo escritório brasileiro da Society of Automotive Engineers (SAE Brasil) e patrocinada pela EMBRAER e outras empresas. O objetivo mensurável da competição é o projeto, construção e teste (vôo) de aeronaves cargueiras em escala rádios controladas.

² Protocolo de intenção de ações conjuntas entre a UFBA e a EMBRAER firmado em 08 de novembro de 2002 e objetivando: a) a formação de engenheiros especializados em tecnologia aeronáutica, b) a disseminação de acervo bibliográfico e tecnológico da EMBRAER a ser utilizado nos cursos de graduação e Pós-graduação da UFBA; c) a capacitação especializada de professores da UFBA; e d) o desenvolvimento de Programa de Mestrado Profissionalizante em temática de interesse para o Programa de Especialização em Engenharia - PEE da EMBRAER.

Ampliando seu campo de atuação e integrando-se ao Programa de Pós-Graduação em Mecatrônica (PPGM), em 2004 foi iniciado o projeto integrado de pesquisa denominado UAV-UFBA. Este projeto tem como finalidade o desenvolvimento de uma aeronave não tripulada (UAV) que servirá de base para a geração de dissertações de mestrado em várias áreas de concentração, como mecânica, física, eletrônica, elétrica e computação, contemplando alunos de graduação e de mestrado, especialmente aqueles vinculados ao PPGM.

1.1 JUSTIFICATIVA

Atualmente, o desenvolvimento de UAVs tem crescido consideravelmente em consequência da miniaturização dos componentes eletrônicos e dos avanços observados nas pesquisas voltadas para sistemas computacionais cada vez mais robustos e confiáveis. Consequência disto é que os UAVs vêm desempenhando um papel importante em diversas aplicações, principalmente quando são usados como uma forma de preservar a vida humana do perigo e reduzir custos. Por exemplo, os UAVs são utilizados em operações militares para fotografias aéreas e coleta de dados que auxiliem no monitoramento ambiental.

Diversas universidades, em todo o mundo, mantêm pesquisas relacionadas a UAVs de pequeno e médio porte. A pesquisa desenvolvida nestas universidades permite gerar novos conhecimentos e tecnologias em diversas áreas relacionadas à aeronáutica, a exemplo dos sistemas computacionais para voo autônomo. Também consegue integrar alunos e pesquisadores durante a execução destes projetos, contribuindo para a disseminação do conhecimento.

A consolidação e ampliação dos laboratórios da Escola Politécnica da UFBA e a consolidação do Mestrado em Mecatrônica dão sustentação ao Projeto UAV-UFBA. A médio prazo, este projeto visa colocar a UFBA no mesmo patamar de várias universidades brasileiras com projetos de UAVs, além de contribuir com a geração de novas tecnologias e dissertações de mestrado.

O projeto UAV-UFBA está em fase de especificação. Inicialmente 14 etapas já foram levantadas:

1. Desenvolvimento de um algoritmo de controle da atitude de vôo de aeronaves em escala;
2. Desenvolvimento de um algoritmo para a navegação autônoma por pontos previamente selecionados de aeronaves em escala;
3. Seleção e/ou desenvolvimento de dispositivos mecatrônicos para o vôo autônomo de aeronaves em escala;
4. Testes de bancada dos dispositivos e instrumentos reais para o vôo autônomo aplicável aos algoritmos desenvolvidos;
5. Projeto de uma aeronave em escala que comporte a instrumentação e o sistema computacional embarcado para o vôo autônomo;
6. Construção de uma aeronave em escala segundo as especificações técnicas;
7. Integração da aeronave com o sistema de vôo autônomo;
8. Desenvolvimento de um sistema de transmissão de dados para monitoramento de dados enviados pela aeronave de forma on-line;
9. Desenvolvimento de um sistema de transmissão de vídeo para acompanhar em terra as imagens captadas pela aeronave;
10. Estudo do reconhecimento de imagens para módulo de visão computacional da aeronave;
11. Adição do módulo de visão computacional ao sistema computacional embarcado na aeronave;
12. Desenvolvimento de um módulo de inteligência artificial, para tomada de decisões durante o vôo;
13. Aprimoramento do sistema de vôo autônomo para suportar decolagens e aterrisagens;
14. Desenvolvimento de instrumentos/componentes de vôo específicos para UAVs que não são encontrados no mercado, de tecnologia proprietária ou são muito caros.

1.2 OBJETIVO

Dentre as etapas do projeto UAV-UFBA, esta dissertação propõe como objetivo principal o desenvolvimento de um algoritmo para o controle da atitude de voo de uma aeronave UAV em escala. Esta etapa requer o estudo da modelagem matemática de uma aeronave, o estudo de um ambiente de simulação e dos possíveis controladores a serem implementados para o controle da atitude. A partir deste estudo, será proposto e desenvolvido um algoritmo de controle de atitude, onde os testes serão realizados com base em índices de desempenho definidos. Por fim, a análise dos resultados obtidos fundamenta a conclusão e a orientação para os trabalhos futuros.

Também é objetivo desta dissertação avaliar estratégias de controle para o UAV-UFBA que permitam ao Sistema de Controle de Atitude um perfeito acoplamento ao Sistema de Navegação a ser desenvolvido posteriormente. Esta preocupação está centrada na possibilidade de expansão das atividades deste projeto em outros subsistemas do UAV-UFBA.

Esta dissertação objetiva ainda o agrupamento de conceitos relacionados às Aeronaves Não Tripuladas e os Sistemas de Controle de Voo, para servir de base para a consulta e o desenvolvimento de futuras tarefas relacionadas ao projeto UAV-UFBA.

Espera-se com este trabalho oferecer subsídios suficientes para o desenvolvimento físico de um UAV de pequeno porte e baixo custo, que servirá como plataforma de estudo de aplicações autônomas da área de aeronáutica dentro da Universidade Federal da Bahia.

1.3 LIMITAÇÕES DO ESCOPO DE ESTUDO

As seguintes limitações ao escopo de estudo foram aplicadas:

- Tipo de avião: o estudo é limitado aos aviões de asa fixa, sem decolagem vertical;
- Definição da condição de operação: um avião que voa tipicamente em uma altura de 1000 metros com velocidade de 45 m/s. Este ponto é definido como o ponto de partida para a atuação do sistema de controle de atitude. Portanto, é necessário que o avião seja remotamente pilotado do solo até este ponto e, novamente pilotado,

deste ponto até o solo, visto que não é foco desta dissertação o procedimento de decolagem e aterrissagem.

1.4 ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO

Esta dissertação encontra-se estruturada de forma que o primeiro capítulo fornece uma perspectiva geral do problema em estudo e uma noção do que é apresentado neste trabalho.

O segundo capítulo apresenta uma revisão da bibliografia com o objetivo de caracterizar uma aeronave não tripulada. As principais aeronaves do cenário mundial são apresentadas juntamente com suas aplicações. Informações sobre o suporte necessário ao desenvolvimento destas aeronaves também são descritas.

No terceiro capítulo, são apresentados os conceitos relacionados aos componentes de uma aeronave e a identificação do modelo matemático que descreve o seu comportamento. Também, são apresentados os conceitos de estabilidade e as manobras básicas que as aeronaves são capazes de realizar.

Apresenta-se no quarto capítulo uma visão detalhada sobre as questões relacionadas ao sistema de controle de vôo de uma aeronave, passando pelos sistemas de controle, navegação e trajetória. Além disso, são identificados e caracterizados os instrumentos necessários ao vôo autônomo de uma aeronave.

O quinto capítulo fornece uma base teórica para os principais temas necessários à implementação do algoritmo de controle. A filosofia do controle automático é apresentada de forma geral, passando pela teoria de controle clássico, as ações de controle básicas, o controlador PID, as formas de ajuste do controlador, o controle adaptativo e, por fim, a descrição do controlador com seleção de ganhos.

Para complementar a fundamentação teórica, os conceitos de conjuntos fuzzy, lógica fuzzy e mecanismos de inferência são apresentados no sexto capítulo. Também, é realizado um comparativo da lógica tradicional com a lógica fuzzy. Finalmente, são mostrados os conceitos relacionados com a construção do sistema de inferência fuzzy.

Ao longo do sétimo capítulo, o Sistema de Controle de Vôo do projeto UAV-UFBA é detalhado, com descrições de arquitetura, componentes e suas interações. São apresentados

também os principais projetos de UAV desenvolvidos no Brasil, com o foco na descrição de seus sistemas de controle.

O oitavo capítulo apresenta em detalhes o projeto do Sistema de Controle de Atitude. O ambiente de desenvolvimento e simulação é descrito, juntamente com a identificação e descrição de cada componente do Sistema de Controle de Atitude do UAV-UFBA. Além disso, são mostrados os procedimentos de sintonia dos controladores, os problemas e a solução encontrada para a melhoria significativa dos resultados. Por fim, a solução final é apresentada utilizando um controlador com seleção de ganhos ponderada a partir de lógica fuzzy.

Finalmente, no nono capítulo, são apresentados a simulação e os resultados obtidos com o sistema de controle de atitude proposto e desenvolvido nesta dissertação. Ao longo deste capítulo, os procedimentos realizados em simulação são ressaltados com o objetivo de validar as metodologias propostas e os métodos empregados. Para concluir, são abordadas as discussões e orientações para trabalhos futuros.

2. AERONAVES NÃO TRIPULADAS

A Mecatrônica é um ramo recente da engenharia, que procura incorporar aos sistemas mecânicos os avanços proporcionados pela microeletrônica e pela computação (WIKANDER; TRNGREN, 1998). Em um sistema mecatrônico, sensores eletro-eletrônicos coletam informações a respeito das condições ambientais ou de operação do sistema mecânico, as quais são usualmente processadas em alta velocidade em microprocessadores, gerando ações de controle que atuam sobre o sistema (ROSÁRIO, 2005).

Segundo Pazos (2002), dentre as áreas da Mecatrônica, a robótica é uma das áreas mais promissoras, principalmente pela possibilidade de automatização de tarefas que até então eram apenas executadas pelo homem. Pesquisas recentes objetivam o desenvolvimento de robôs capazes de realizar de forma independente ou controlada tarefas consideradas repetitivas, susceptíveis ao erro, degradantes e, principalmente, inóspitas para o homem, como, por exemplo, tarefas relacionadas a operações militares (GROOVER et al., 1989).

Inúmeros tipos de robôs têm sido desenvolvidos com várias configurações e objetivos diferentes. Suas aplicações podem ser vistas desde as linhas de montagem de automóveis, os mais comuns, até robôs aéreos usados em operações militares de combate não tripuladas (NEHMZOW, 2000). Sem dúvida, os chamados robôs aéreos são considerados uma importante classe da robótica.

A robótica aérea é foco de intensa pesquisa há vários anos. Inúmeros trabalhos são realizados atualmente utilizando veículos de asa fixa, asa rotativa, dirigíveis (*blimps*) ou de estrutura híbrida. A robótica aérea integra diversos ramos da engenharia, que vão desde o projeto de estruturas mecânicas até a visão computacional, passando pela modelagem dinâmica, controle automático e sistemas multi-agentes.

A crescente disponibilidade de recursos computacionais de alto desempenho e os avanços em tecnologias de transmissão de dados e posicionamento global via satélite têm baixado o custo de pesquisas e desenvolvimento em quase todas as áreas, principalmente na robótica aérea, permitindo o desenvolvimento de veículos cada vez mais confiáveis e versáteis (JANG; TOMLIN, 2002).

Um Veículo Aéreo Não Tripulado, também chamado UAV, do inglês *Unmanned Aerial Vehicle*, e às vezes abreviado VANT, é o termo usado para descrever todo e qualquer tipo de aeronave que não necessita de piloto a bordo para ser guiada. Este tipo de avião é controlado à distância, por meios eletrônicos e computacionais, sob a supervisão e controle humanos, ou sem a sua intervenção, por meio de sistemas computacionais autônomos.

Existem diversos outros termos que definem uma aeronave não tripulada, como UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), UAV (*Uninhabited Aerial Vehicle*), UAV (*Unoccupied Air Vehicle*), UMA (*Unmanned Aircraft*), UVS (*Unmanned Vehicle System*), SPV (*Self Piloted Vehicle*) e UTA (*Unmanned Tactical Aircraft*). RPV (*Remotely Piloted Vehicle*) designa aeronaves não tripuladas que são pilotadas remotamente, como, por exemplo, os aeromodelos rádio controlados (R/C) (BLYENBURGH, 1999).

Também há termos específicos de acordo com o tipo e a utilização da aeronave: RPH (*Remotely Piloted Helicopter*) para helicópteros, DAAV (*Dirigible Autonomous Aerial Vehicle*) para dirigíveis e AROD (*Airborne Remotely Operated Device*) para qualquer dispositivo aéreo remotamente operado. Para simplificar, o termo UAV compreende qualquer aeronave não tripulada com ou sem asa assistida por um operador terrestre ou aéreo (NERIS, 2001).

Os UAVs podem ser comparados aos olhos e às mãos dos humanos em explorações do desconhecido. Em geral, são uma espécie de robô que realiza trabalhos através de controle remoto ou autônomo. São usados ainda como forma de preservar a vida humana do perigo, além de permitir manipular o avião de maneira que talvez não seria possível em um avião tripulado. Por exemplo, UAVs podem suportar melhor a reação da gravidade (*Gs*) do que um avião pilotado, porque não há nenhum perigo de ultrapassar os limites de resistência do piloto. Podem voar em alturas elevadas sem necessidade de qualquer sistema para manutenção de vida humana. Podem voar em missões muito mais longas sem se preocupar com a fadiga do piloto. Podem também ser construídos sem a preocupação de colocar um *cockpit* para o

piloto, no sentido de propiciar uma boa visão externa ao avião. Por razões similares, UAVs podem ser produzidos com um custo menor do que os aviões convencionais (DIXON; WICKENS, 2003).

Os UAVs podem ser utilizados nas aplicações militares, onde são enviados e infiltram-se no espaço inimigo com o objetivo de recolher informações úteis. Embora os UAVs possuam capacidade de dirigibilidade e controle automático do voo similares às armas guiadas (como por exemplo os mísseis e bombas), a possibilidade de recuperação os fazem diferentes (LU, 2001).

A possibilidade dos UAVs realizarem missões de reconhecimento nos campos de batalha motivou um crescente interesse militar, onde estas aeronaves são denominadasUCAVs (*Uninhabited Combat Aerial Vehicles*). Depois de uma demonstração bem sucedida em um lançamento de míssil através de um UAV denominado Predator (Figura 1), acertando um tanque em terra no dia 21 de fevereiro de 2001 (BAKER, 2001), os UAVs evoluíram de um recurso não letal, utilizado apenas para reconhecimento, para uma arma de guerra mortal altamente precisa. Por conta do grande potencial, o desenvolvimento de aviões de combate, como o X-45 da empresa Boeing, (Figura 2), está crescendo progressivamente.



Figura 1 - Predator com mísseis Hellfire, General Atomic.

Após as aplicações bem sucedidas em forças armadas, UAVs atraíram também a atenção para aplicações civis. O controle da área de queimadas, monitoramento de pragas,

previsão de colheitas em grandes plantações, monitoramento de áreas de desastres, monitoramento de zonas de perigo onde os seres humanos não conseguem chegar, a observação do tempo e a pesquisa científica são alguns dos principais tópicos do uso de UAVs em aplicações civis (ELFES et al., 1998; SOUZA, 1999).



Figura 2 - X-45 UCAV, Boeing, 2001.

Os UAVs com alto poder de autonomia e resistência (*Long Endurance UAV*) têm atraído a atenção para a aplicação civil, como, por exemplo, o Aerosonde na observação meteorológica (Figura 3), Helios na pesquisa científica (Figura 4) e Global Hawk (Figura 5) para coleta de dados e imagens de grandes áreas geográficas. Este último foi originado de aplicações militares.

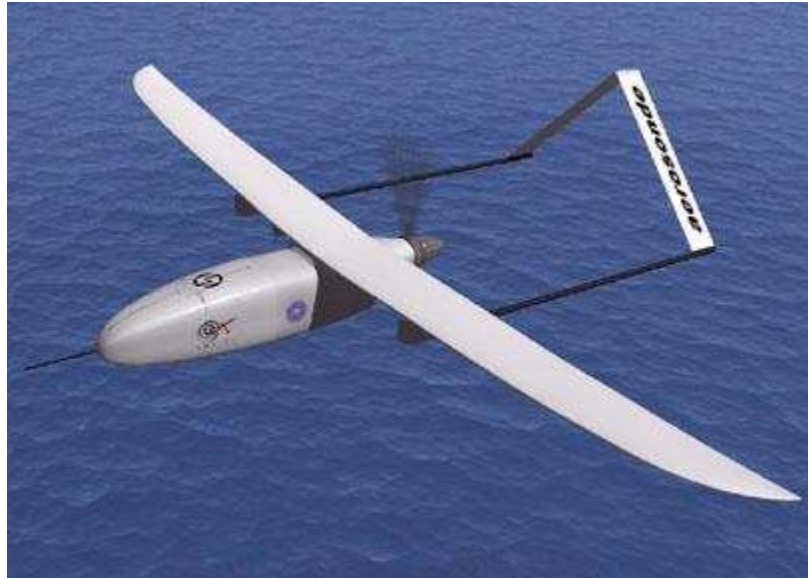


Figura 3 - Aerosonde, Aerosonde Ltd.



Figura 4 - Helios, Aerovironment.

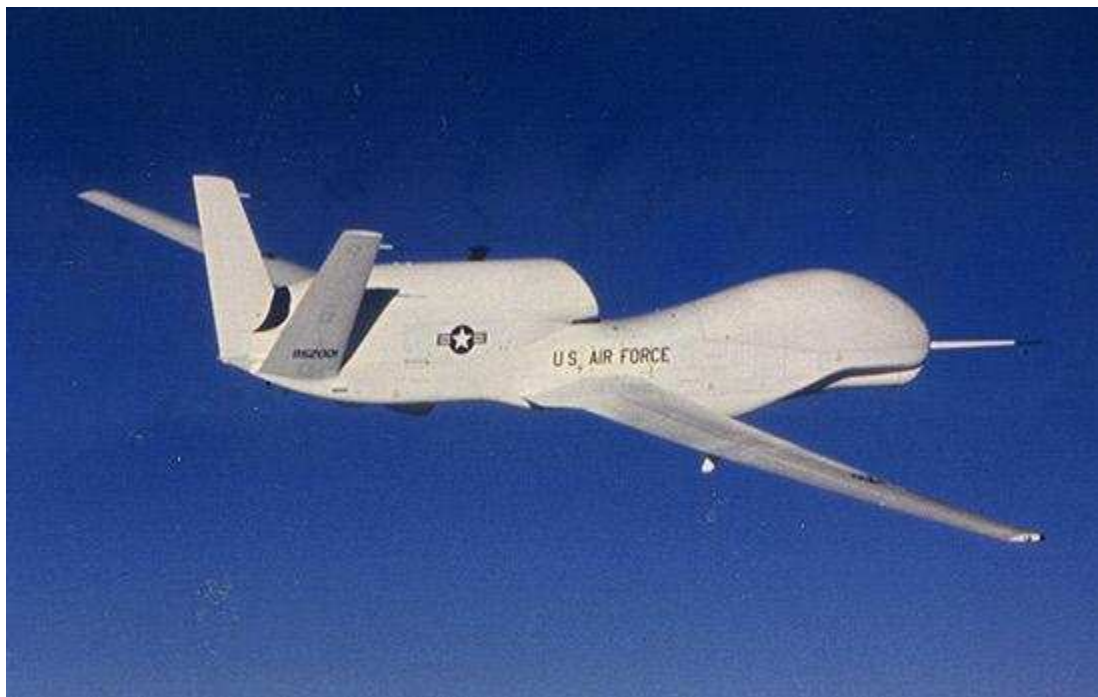


Figura 5 - Global Hawk, US Air Force.

UAVs avançados de tamanho reduzido (*Advanced Micro UAVs*) são outro foco de interesse e têm atraído muitas atividades de pesquisa, a exemplo do Wasp de apenas 33 centímetros e 180 gramas (Figura 6). O sucesso dos micro UAVs, também chamados de MAV (*Micro Air Vehicle*), só foi possível graças às importantes contribuições tecnológicas obtidas pelo desenvolvimento da tecnologia MEMS (*Micro Electro-Mechanical System*) (ARNING; SASSEN, 2004).



Figura 6 - Wasp, AeroVironment.

2.1 PESQUISAS RELACIONADAS NO BRASIL

O barateamento e miniaturização dos componentes necessários ao controle de voo de uma aeronave permitiram o desenvolvimento de UAVs de baixo custo. Por conta disto, muitas universidades em todo mundo iniciaram projetos de pesquisa relacionados a esta área. Além do UAV-UFBA, os dois principais projetos desenvolvidos no Brasil são: ARARA e AURORA

2.1.1 PROJETO ARARA

O projeto ARARA (Aeronaves de Reconhecimento Assistidas por Rádio e Autônomas), do Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação (ICMC) da Universidade de São Paulo (Campus: São Carlos/SP), visa a construção de um veículo aéreo não tripulado em escala reduzida (Figura 7) para a utilização no monitoramento agrícola e do meio-ambiente (NERIS, 2001). Tem como principal objetivo a substituição de aeronaves convencionais utilizadas na obtenção de imagens aéreas para o monitoramento de plantações e áreas sob controle ecológico (SANTOS, 2004).

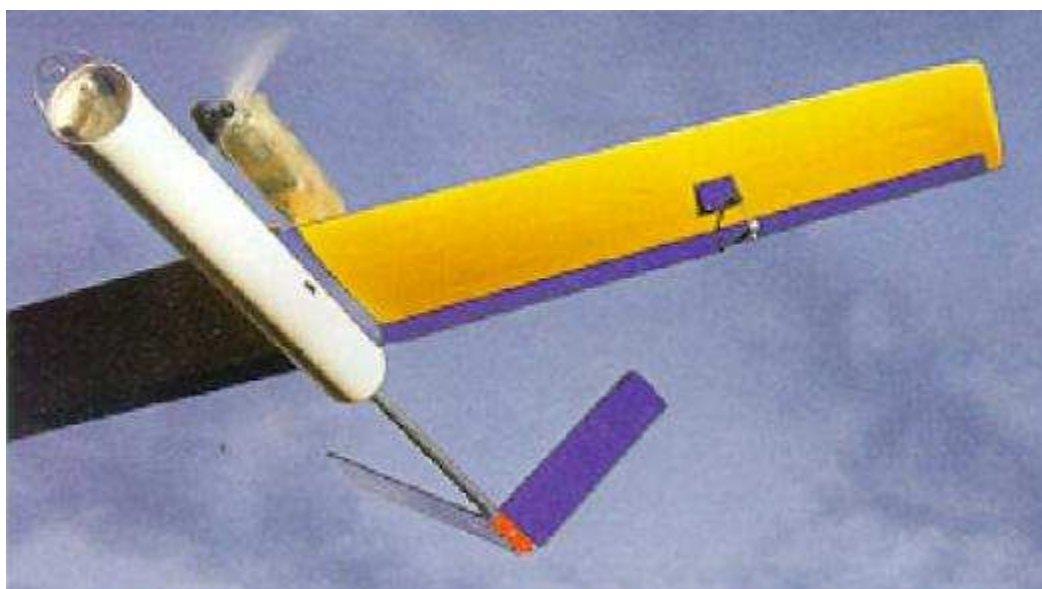


Figura 7 - Aeronave do Projeto ARARA.

O Projeto ARARA está dividido em quatro fases:

1. Fase I: É utilizada uma aeronave baseada em componentes convencionais utilizados em aeromodelos. O controle de voo é feito através de rádio controle (R/C), com operador no solo e limitado pelo seu alcance visual, num raio de 1 Km, com uma câmera fotográfica (digital ou convencional) adaptada e disparada por um comando via rádio;
2. Fase II: Envolve o projeto e a construção de um aeromodelo R/C com grande variedade de sensores para controle de voo: GPS, giroscópio, bússola, velocímetro, altímetro, horizonte artificial e instrumentos do motor que permitem o voo sem necessidade de acompanhamento visual da aeronave, embora ainda remotamente pilotada a partir do solo. Imagens de duas câmeras instaladas na aeronave são transmitidas para um computador em solo através de link de rádio e permitem a visualização da área onde se encontra a aeronave;
3. Fase III: Foram incluídos no aeromodelo R/C o Sistema de Navegação e o Sistema de Controle permitindo o voo autônomo e missões completamente automáticas. Nesta etapa, o usuário poderá programar a rota de voo da aeronave e as tarefas a serem cumpridas, como fotografar ou filmar uma área pré-definida. Essa tarefa será realizada com o módulo Planejador de Missão numa estação no solo, que permite controlar a rota e um conjunto de tarefas, podendo inserir marcos no mapa, traçar rotas ou gerar um novo plano de voo;
4. Fase IV: Ainda em desenvolvimento, estarão em operação todos os sistemas desenvolvidos acrescidos de um sistema de processamento de imagens a bordo da aeronave que poderá identificar objetos como linhas de transmissão, estradas e cursos de rios, permitindo a realização de missões de monitoramento totalmente autônomas.

2.1.2 PROJETO AURORA

O Projeto AURORA foi iniciado pelo Laboratório de Robótica e Visão/Fundação Centro Tecnológico para Informática, Campinas, em 1997, com o objetivo de desenvolver veículos robóticos aéreos para inspeção, pesquisa e monitoração ambiental, climatológica e de biodiversidade (Figura 8). No projeto AURORA visa-se o estabelecimento de dirigíveis não

tripulados com significativos graus de autonomia durante todas as fases de suas missões, incluindo a habilidade de planejar e executar sensoriamento e navegação, diagnosticar e recuperar-se de falhas, e adaptativamente replanejar missões baseando-se na avaliação, em tempo real, de informação sensorial e de restrições ambientais (MAETA, 2001).



Figura 8 - Aeronave do Projeto AURORA.

O Projeto AURORA consiste em várias fases, envolvendo o desenvolvimento de protótipos sucessivamente com maior capacidade de voo, ou seja, capazes de cobrir distâncias maiores e de transportar um número maior de instrumentos, e com graus de autonomia cada vez maiores através da automatização de diversas fases de voo (decolagem, pouso, voo seguindo trajetórias definidas ou marcos no solo). Tais protótipos evoluirão de veículos puramente teleoperados para veículos telemonitorados.

O protótipo da primeira fase, AURORA I, tem como finalidade demonstrar a viabilidade do projeto e realizar missões de baixa complexidade. Este protótipo possui um sistema de comunicação composto por links de rádio que transmitem dados e comandos entre o dirigível e a estação base. Inclui também links de vídeo para a transmissão das imagens capturadas pelas câmeras montadas no dirigível.

2.2 DESENVOLVIMENTO DE UAVS

Segundo Wong (1997), os principais avanços tecnológicos que permitiram o desenvolvimento de UAVs inteiramente autônomos foram:

- Disponibilidade de sensores de detecção de movimento compactos, leves e baratos. O uso destes sensores é essencial para o sistema de controle de voo (*Flight Control*

System), a exemplo dos sensores de posição, como os compatíveis com o sistema DGPS (*Differential Global Positioning Systems*);

- Possibilidade de colocar a bordo dos UAVs sistemas computacionais, responsáveis pelo voo autônomo, compactos, leves e baratos;
- Avanço dos projetos aeronáuticos e controle de sistemas.

Para o desenvolvimento de um UAV é importante levar em consideração alguns fatores quando da seleção e integração do hardware que o compõe (DITTRICH, 2002):

- O desempenho do sistema de navegação ajusta as potencialidades da aeronave em relação às manobras que podem ser executadas;
- O peso requer uma análise entre o que se pretende obter em possibilidade de carga extra e o que conterà de equipamentos a bordo;
- A interferência eletromagnética pode ser um sério problema quando os sistemas eletrônicos operam muito próximos a outros equipamentos, aos transmissores de rádio ou aos receptores;
- A energia fornecida à aeronave geralmente é originada de baterias e/ou geradores. O uso de baterias influencia no peso total e na autonomia de voo;
- A vibração produzida pelos motores de pistões do avião pode danificar os sistemas a bordo ou perturbar dados dos sensores;
- A flexibilidade é benéfica se as mudanças de configuração forem comuns ou requeridas. A flexibilidade está associada à facilidade de substituir componentes;
- A redundância permite que partes específicas do sistema falhem sem causar perigo para a aeronave como um todo. A depender do tamanho e do custo de um avião, isto pode ser mais ou menos importante;
- A manutenibilidade é um fator a ser levado em conta quando o acesso fácil ao hardware de voo é necessário. A funcionalidade do projeto do chassi afeta diretamente no esforço requerido para inspecionar ou substituir subcomponentes;

- O custo é um fator limitante para o desempenho final da aeronave, pois afeta na escolha de quais equipamentos estarão presentes.

Os UAVs variam consideravelmente em termos de seu tamanho e custo, das missões que executam e da maneira em que são empregados. Alguns são pequenos, voam em baixa altitude, têm pouca autonomia de vôo, enquanto outros são relativamente grandes e podem ser mantidos em vôo por muitas horas em alturas elevadas. Alguns requerem pistas de decolagem longas e outros podem decolar e pousar de forma vertical. UAVs diferem também em termos de dispositivos que transportam, como por exemplo câmeras de vídeo, radares, dispositivo infravermelho, lasers, sensores meteorológicos, sensores de agentes químicos ou radioativos ou até mesmo material bélico. Os dados adquiridos podem ser coletados dos UAVs através de *link* de rádio ou armazenados a bordo da aeronave para posterior recuperação.

Os UAVs podem ser classificados de acordo com sua complexidade, em três tipos (SOUZA, 1999):

- Tipo 1: os vôos são controlados com visada direta da aeronave utilizando rádios convencionais. São utilizados aeromodelos convencionais equipados com câmeras fotográficas ou de vídeo. Sistemas deste tipo possuem funcionalidade mínima, menor custo e maior facilidade de implementação;
- Tipo 2: são controlados sem visada direta da aeronave através de um computador que recebe imagens da aeronave em tempo real. A aeronave deve ser equipada com instrumentos de bordo para que seja possível pilotá-la remotamente e obter imagens áreas;
- Tipo 3: são sistemas autônomos com pequena ou nenhuma interferência do piloto. Os sistemas deste tipo são sistemas do Tipo 2 que possuem equipamentos e software adicionais para permitir o vôo autônomo.

3. AVIÕES: COMPONENTES, PRINCÍPIOS E SIMULAÇÃO

Desde o início da aviação, os simuladores de voo³ vêm sendo empregados no treinamento, aperfeiçoamento e manutenção das habilidades de pilotos e tripulações (SAMMUT et al., 1992). Além disso, também desempenham um papel muito importante na concepção e no projeto de novas aeronaves e na avaliação de novos sistemas aeronáuticos (BRIAN; FRANK, 2003).

O desenvolvimento dos simuladores exige o conhecimento de um modelo matemático que descreva o comportamento dinâmico do avião. Este conhecimento é geralmente definido através de um conjunto de equações diferenciais não-lineares (NEWMAN, 2001).

A identificação do modelo matemático que descreve o comportamento de um avião é base também para outros sistemas, como os sistemas de controle eletrônicos conhecidos como fly-by-wire⁴ (SCHMITT; MORRIS; JENNEY, 1998) e sistemas autônomos de controle de voo para aeronaves não tripuladas (DREW et al., 2005).

3.1 AVIÕES

Aeronaves são quaisquer máquinas capazes de sustentar o voo, e a grande maioria delas também é capaz de alçar voo por meios próprios (RAYMER, 1999).

³ Um simulador de voo é um aparelho complexo com sistemas hidráulicos para recriar os movimentos de uma aeronave durante o seu voo. É capaz de reproduzir tanto as sensações físicas (velocidade, aceleração, percepção de paisagens) quanto o comportamento dos equipamentos do avião que se pretende simular.

⁴ O fly-by-wire, ou sistema de controle por cabo elétrico, é um tipo de controle das superfícies móveis de um avião por computador. Isso permite que qualquer modificação da direção e do sentido de uma aeronave feita pelo piloto seja previamente filtrada por um sistema e só então repassada para as superfícies móveis (aileron, profundor, leme e outras).

Aeronaves mais leves do que o ar fazem uso de um gás menos denso do que o ar ao seu redor, como hélio ou ar aquecido, como modo de alçar e sustentar vôo. Tais aeronaves são chamadas de aeróstatos. Aeronaves mais pesadas do que o ar usam uma asa e/ou outras partes de sua estrutura como meio de sustentação. A grande maioria é capaz de alçar vôo por meios próprios. Tais aeronaves são chamadas de aeródinos (VIVIAN, 2004).

Um avião, ou aeroplano, é uma aeronave mais pesada que o ar. Então, um avião é uma aeronave com uma ou mais asas fixas, mesmo que elas possuam partes móveis e/ou dobradiças (BLATNER, 2003).

Aviões alçam e sustentam vôo através de reações aerodinâmicas que acontecem quando o ar passa em determinada velocidade pelas asas. Duas características comuns a todos os aviões são: a necessidade de um fluxo de ar pelas asas para a sustentação da aeronave e a necessidade de uma área plana e livre de obstáculos onde eles possam alcançar a velocidade necessária para decolar e alçar vôo, ou diminuí-la, no caso de uma operação de pouso (RAYMER, 1999).

3.1.1 COMPONENTES DO AVIÃO

Existe uma variedade de aviões, porém a maioria deles é geralmente constituída pelos mesmos componentes. Os principais componentes (Figura 9) que compõem um avião podem ser classificados em partes fixas e partes móveis. As partes fixas são asa, fuselagem, motor e estabilizadores. As partes móveis formam o trem de pouso e as superfícies de controle do avião, que são flaps, aileron, leme e profundor (NELSON, 1998; MUÑOZ, 2005).

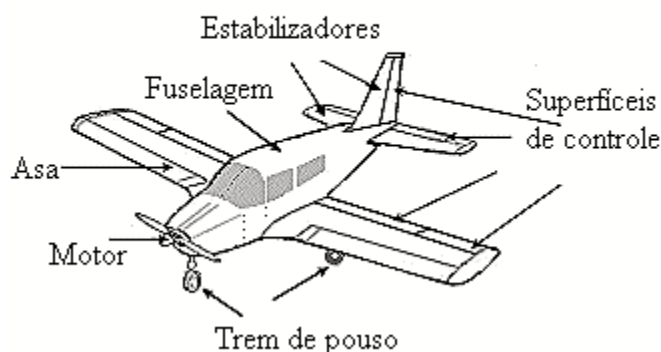


Figura 9 - Principais componentes do avião.

Partes Fixas

Asas: o que parece ser um par de asas é, na verdade, uma estrutura única rigidamente conectada com a fuselagem da aeronave. São os elementos primordiais de qualquer avião, pois são responsáveis pelas forças que tornam o voo possível. Os aviões podem ser classificados quanto ao número de asas, sendo monoplano quando possui apenas uma única asa ligada à fuselagem, opção adotada pela maioria dos aviões, biplanos quando possuem duas asas e triplanos quando possuem três asas. A asa é também onde geralmente se armazena o combustível necessário para a alimentação do sistema propulsor da aeronave.

Fuselagem: é o corpo principal da estrutura do avião, cuja função fundamental é a de comportar a tripulação, os passageiros e/ou a carga, além de servir de suporte principal aos demais componentes. As fuselagens que oferecem menor resistência aerodinâmica são as de seção circular, elíptica ou oval, e de maneira alargada e afilada. A parte traseira do seu corpo, como as asas, é também utilizada para estocar o combustível a ser gasto durante o voo.

Motor: também chamado de grupo moto propulsor, fornece o empuxo da aeronave tanto no solo quanto no ar. Este grupo pode ser constituído por um ou mais motores, que podem ser turbina a jato (motor a reação), turbo-hélice ou pistão. O motor pode estar localizado sob ou sobre as asas e/ou na parte traseira ou frontal da fuselagem.

Partes Móveis

Ailerons: estão situados na parte posterior da extremidade de cada asa (Figura 10). Atuam sempre ao mesmo tempo, mas em sentido inverso, alterando a sustentação nas pontas da asa para que o avião possa rolar em torno do seu eixo longitudinal (bancagem) .

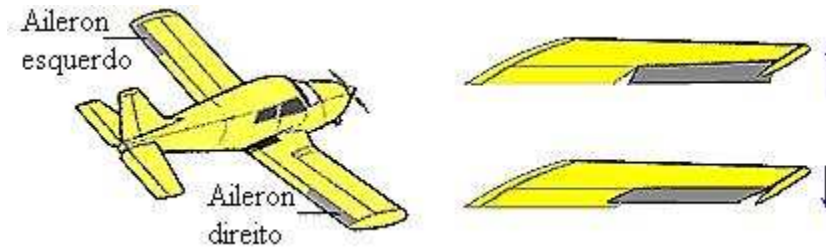


Figura 10 - Localização dos Ailerons.

Leme: é a superfície móvel montada na parte posterior da empenagem⁵ vertical da cauda do avião (Figura 11). O seu movimento provoca o movimento de guinada do avião sobre o seu eixo vertical.

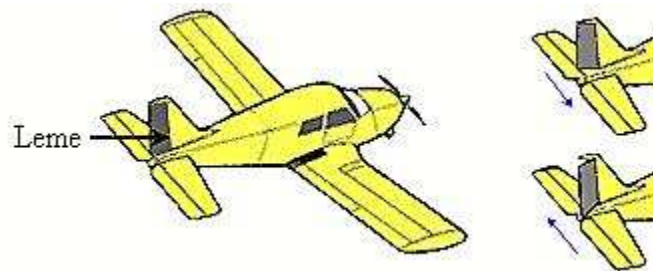


Figura 11 - Localização do leme.

Profundores: estão localizados na parte posterior da empenagem horizontal, em um aerofólio de perfil geralmente simétrico chamado estabilizador horizontal (Figura 12). A função dos profundores é de basicamente alterar a estabilidade da asa para que a aeronave possa rolar em torno do eixo lateral (subir e abaixar o nariz, ou cabrar e picar).

⁵ Cada uma das superfícies colocadas atrás das asas ou da cauda de um avião, para dar-lhe estabilidade.

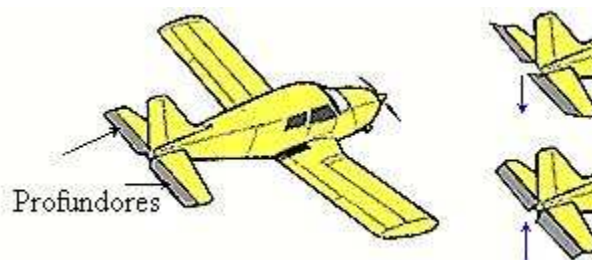


Figura 12 - Localização dos profundores.

Flaps: são dispositivos hipersustentadores, cuja função é a de aumentar a sustentação do avião quando este está voando em velocidades baixas, principalmente nas operações de pouso e decolagem. Situados na parte interna posterior das asas (Figura 13), alteram a curvatura do perfil da asa do avião modificando a sua sustentação (e também a resistência).

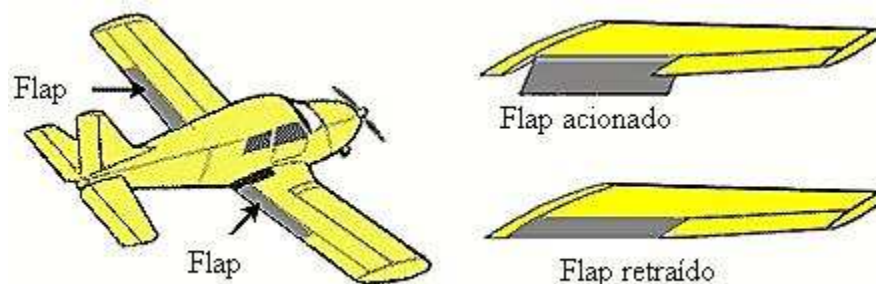


Figura 13 - Localização dos flaps.

Compensadores: são mecanismos com o objetivo de permitir que as superfícies de controle sejam mantidas numa posição fixada pelo piloto, liberando-o de uma atenção contínua a esta tarefa e evitando esforço físico contínuo. Também é usado para neutralizar a tendência de movimento da aeronave (como, por exemplo, na perda de um dos motores). Normalmente são pequenas aletas na parte mais interna dos ailerons e profundores..

Trem de pouso ou trem de aterrissagem: chama-se trem de pouso ao conjunto rodas, apoios, amortecedores e outros equipamentos que um avião utiliza para a decolagem e aterrissagem ou manobra sobre uma superfície (Figura 14). Além disso, também realizar outras funções: serve de apoio ao avião, e amortece o impacto da aterrissagem, direcionamento nas operações em superfície e freio quando o avião se encontra parado.

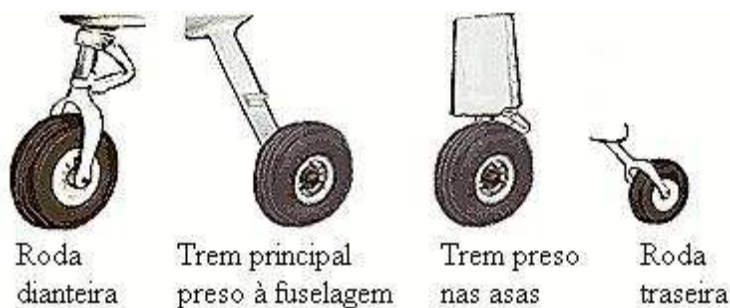


Figura 14 - Trem de pouso.

3.1.2 EIXOS DO AVIÃO

Os eixos do avião (Figura 15) são linhas imaginárias e ideais traçadas sobre o avião. A sua denominação e os movimentos que são efetuados em torno destes eixos são os seguintes (CORKE, 2002):

Eixo longitudinal. É o eixo imaginário que vai desde o nariz até a cauda do avião. O movimento em redor deste eixo (levantar uma asa e baixar a outra) é chamado inclinação lateral ou rolagem (*roll*).

Eixo lateral ou transversal. Eixo imaginário que vai desde uma extremidade a outra da asa. O movimento em redor de este eixo (nariz para cima ou nariz para baixo) chama-se arfagem (*pitch*).

Eixo vertical. Eixo imaginário que atravessa o centro de gravidade do avião de cima para baixo. O movimento ao redor deste eixo (nariz para a esquerda ou direita) é chamado guinada (*yaw*).

Em um sistema de coordenadas cartesianas o eixo longitudinal seria o eixo OX, o eixo transversal seria o eixo OY, e o eixo vertical seria o eixo OZ. A origem das coordenadas deste sistema de eixos é o centro de gravidade do avião (MUÑOZ, 2005).

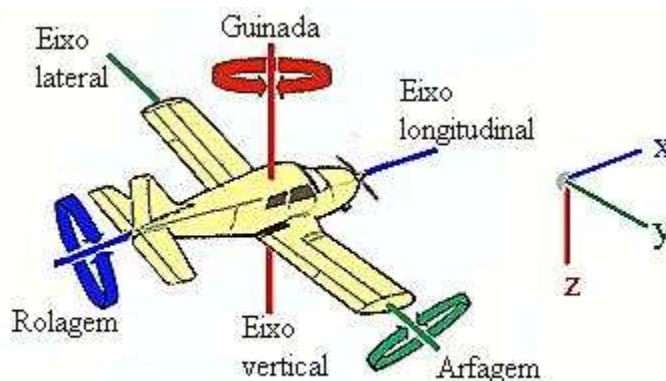


Figura 15 - Eixos do avião.

Através dos movimentos básicos de inclinação lateral, arfagem e guinada é possível levar o avião de um ponto a outro desejado. A execução destes movimentos depende da manipulação adequada das superfícies de controle do avião, como segue (MUÑOZ, 2005):

Arfagem é conseguida quando o piloto cabrar (para subir) ou picar (para descer) o comando primário do profundor. Este comando resultará em um movimento longitudinal do avião em relação ao seu eixo transversal.

Inclinação lateral é obtida a partir dos comandos do ailerons ou eventualmente também podem ser usados *spoilers* que reduzem a sustentação da asa que se pretende abaixar. Este comando fará com que o avião se incline lateralmente em relação ao eixo longitudinal.

Guinada é o movimento obtido sob o comando do leme de direção. Este comando resultará em um movimento unicamente em torno do eixo vertical do avião. Na maioria dos aviões, inclinação lateral e guinada atuam de forma conjunta.

3.1.3 ATUAÇÃO DAS FORÇAS

Sobre um avião em vôo atuam uma série de forças, a favor e contra o movimento. A tarefa primordial do piloto é exercer controle sobre estas forças com o objetivo de manter um vôo certo e eficaz (MUÑOZ, 2005).

De todas as forças que agem sobre um avião em vôo, as forças principais são quatro: sustentação, peso, tração e arrasto (Figura 16) . Estas quatro forças agem aos pares: a sustentação é oposta ao peso e a tração é oposta ao arrasto (RAYMER, 1999).



Figura 16 - Forças que atuam em um avião.

Sustentação

A sustentação (*lift*) é a força desenvolvida por um perfil aerodinâmico deslocando-se no ar e, em um avião, é exercida de baixo para cima, cuja direção é perpendicular ao vento relativo e ao eixo transversal do avião (Figura 17).

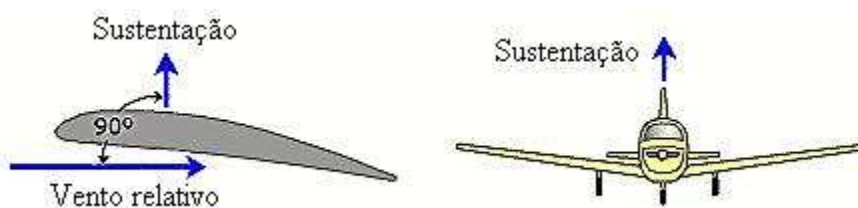


Figura 17 - Força de sustentação.

Durante o vôo, a força de sustentação é influenciada por alguns fatores. Os principais são:

Atitude do avião - este termo se refere à orientação ou a referência angular dos eixos longitudinais e transversais do avião no que diz respeito ao horizonte.

Trajetória de vôo - é a direção seguida pelo perfil aerodinâmico durante o seu deslocamento no ar, isto é, é a trajetória seguida pelas asas e, por conseguinte, pelo avião.

Vento relativo - é o fluxo de ar produzido pelo avião ao se deslocar. O vento relativo é paralelo e de direção oposta à trajetória de vôo. A sua velocidade é relativa ao avião e a massa de ar na qual este se move, como pode ser visto na Figura 18.

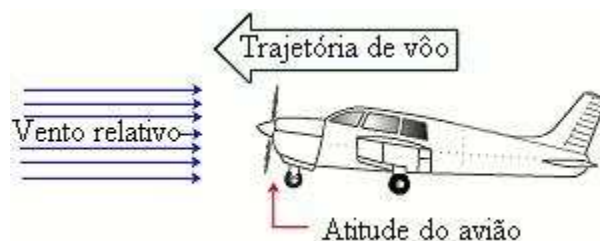


Figura 18 - Trajetória de vôo e vento relativo.

Ângulo de incidência - é o ângulo agudo formado pela corda da asa⁶ e o eixo longitudinal do avião (Figura 19). Este ângulo é fixo, porque responde a considerações de concepção e não é passível de alteração por parte do piloto.

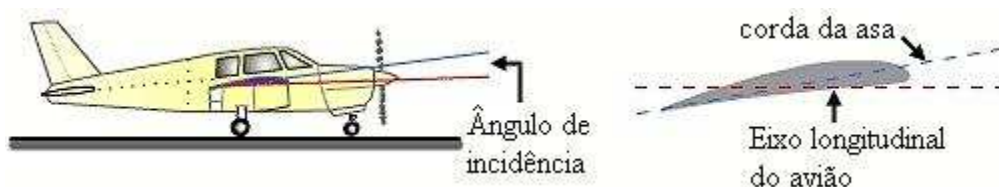


Figura 19 - Ângulo de incidência.

Ângulo de ataque - é o ângulo agudo formado pela corda da asa e pela direção do vento relativo (Figura 20). Este ângulo é variável, porque depende da direção do vento relativo e da posição das asas do avião. O ângulo de ataque é medido em relação ao vento relativo e não em relação à linha do horizonte.

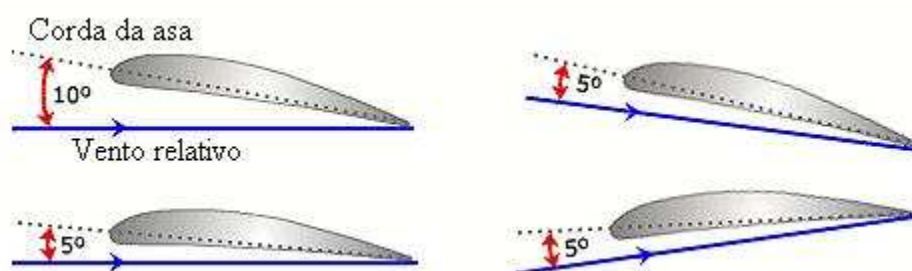


Figura 20 – Exemplos de ângulos de ataque.

Na Figura 21 são mostradas diferentes fases de um avião em vôo. Nesta figura, os dois aviões da esquerda têm a mesma atitude e diferentes trajetórias (e, naturalmente, direção de vento relativo e sustentação diferente). O ângulo de ataque do avião da parte superior é

⁶ Corda da asa é a distância entre a ponta do bordo de ataque (extremidade dianteira da asa) e a ponta do bordo de fuga (a extremidade traseira da asa).

moderado enquanto que o da parte inferior tem um maior valor. Por fim, os dois aviões da direita têm a mesma trajetória e atitudes e ângulos de ataque diferentes.



Figura 21 - Fases de um avião em voo.

Peso

O peso é a força de atração da gravidade sobre um corpo, sendo a sua direção perpendicular à superfície da terra (Figura 22), com sentido para baixo e intensidade proporcional à massa deste corpo. Esta força atrai o avião para a terra e precisa ser compensada pela força de sustentação para manter o avião no ar.



Figura 22 - Direção e sentido da força peso.

Arrasto

Arrasto (*drag*) é a força que se opõe ao movimento de um avião. O arrasto age de maneira paralela e na mesma direção que o vento relativo, ou seja, a resistência é paralela e de direção oposta à trajetória (Figura 23).



Figura 23 - Direção e sentido do arrasto.

Tração

Tração é a força produzida pelo motor do avião e é obtida acelerando uma massa de ar a uma velocidade maior que a do avião. A reação, de igual intensidade, porém de sentido oposto (3ª lei do movimento de Newton), desloca o avião para frente.

A força de tração é exercida na mesma direção à qual se encontra o eixo do sistema propulsor (Figura 24), que é geralmente paralelo ao eixo longitudinal do avião.

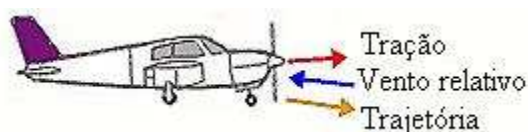


Figura 24 - Direção e sentido da força de tração.

3.1.4 MANOBRAS

Durante o vôo, desde a decolagem até a aterrissagem, certamente o piloto terá a necessidade de realizar algumas destas operações: (1) no que diz respeito à altura, ascender, descender ou manter uma altitude constante; (2) quanto à direção, virar à direita, esquerda, ou manter a direção de vôo e (3) quanto à velocidade, acelerar, retardar ou manter uma velocidade constante (SZUROVY; GOULIAN, 1994). Estas tarefas recebem o nome de manobras básicas, porque qualquer operação que o piloto efetue em vôo requer o emprego de algumas delas, e podem ser enumeradas como: Vôo Reto e Nivelado, Vôo Reto Ascendente, Vôo Reto Descendente, Vôo em Curva Nivelado, Vôo em Curva Ascendente, Vôo em Curva Descendente e Glissagem.

Vôo Reto e Nivelado

O avião está em vôo reto e nivelado quando mantém o avião no nível de vôo e na direção estabelecida. O vôo reto e nivelado requer duas operações: (a) manter uma altitude constante e (b) seguir uma trajetória retilínea.

O equilíbrio dos dois pares de forças opostas, empuxo/arrasto e sustentação/peso, permite que o avião voe com altura e velocidade constantes (Figura 25 (c)). Voar em uma trajetória retilínea é mais simples que conservar a altitude e a velocidade constantes. A tarefa

principal neste caso é colocar o avião na direção desejada e, mantendo a asa nivelada com o horizonte, encontrar a combinação do ângulo de ataque e empuxo que mantêm o avião em altitude constante e na velocidade desejada. Qualquer diferença de inclinação das asas irá provocar a inclinação da força de sustentação e a entrada do avião numa trajetória curvilínea.

Vôo Reto Ascendente

O vôo reto ascendente (*climb*) é uma manobra básica resultante de uma combinação adequada de potência e atitude que faz o avião ganhar altura e se manter na direção estabelecida.

Para manter um vôo ascendente é preciso mais potência que o vôo nivelado. Desta forma, o aumento da potência e a manutenção do ângulo de ataque fazem com que o avião eleve a sua altitude de vôo, conforme a Figura 25 (d).

Vôo Reto Descendente

Um avião está em vôo descendente quando vai perdendo altitude ao longo do tempo e segue uma mesma direção estabelecida, como pode ser visto na Figura 25 (b). Para estabelecer uma diminuição estável da altitude, mantendo uma velocidade constante, é necessário adequar a potência do motor e a atitude do avião, como no vôo ascendente.

O vôo descendente divide-se em perda de altitude assistida pelo motor e sem motor (este último é uma maneira de dizer, visto que o motor não é desligado, mas sim é mantido simplesmente na sua potência mínima). Os dois tipos podem variar de acordo com a taxa de diminuição da altitude e a distância requerida para cada situação.

Vôo em Curva Nivelado

A curva é uma manobra básica utilizada para alterar a direção de vôo do avião. Uma curva nivelada consiste em uma mudança de direção, mantendo o ângulo de rolagem fixo, sem derrapar nem deslizar, enquanto mantém-se a altitude de vôo (Figura 25 (a)).

Aerodinamicamente, a curva é a manobra básica mais complexa e implica na utilização coordenada de praticamente todas as superfícies de controle do avião: leme, profundor, aileron e o controle de potência do motor.

Vôo em Curva Ascendente

O vôo em curva ascendente pode ser considerado como a junção de duas manobras: o vôo reto ascendente e o vôo em curva nivelado. Nesta manobra, pretende-se obter uma mudança de direção, mantendo o ângulo de rolagem fixo, sem derrapar nem deslizar, e ao mesmo tempo elevar a altitude de vôo do avião com o passar do tempo, conforme a Figura 26.

Vôo em Curva Descendente

A manobra vôo em curva descendente é uma modificação da manobra vôo em curva ascendente. Entretanto, seu objetivo é diminuir, ao invés de elevar, a altitude de vôo do avião durante o vôo, enquanto mantém um ângulo de rolagem fixo, para realizar a curva (Figura 27).

Glissagem

Glissagem é a manobra executada quando o eixo longitudinal do avião aponta em uma direção diferente da sua trajetória. Seu objetivo é de contrapor a ação do vento lateral que faz com que a aeronave se desvie da sua rota previamente estabelecida. Para anular o efeito do vento, é aplicado no leme um ângulo de correção, que provoca um ângulo de deriva na proa da aeronave, ângulo β (*beta*), desta forma a aeronave desliza lateralmente em direção à sua rota de destino estabelecida, como pode ser visto na Figura 28.

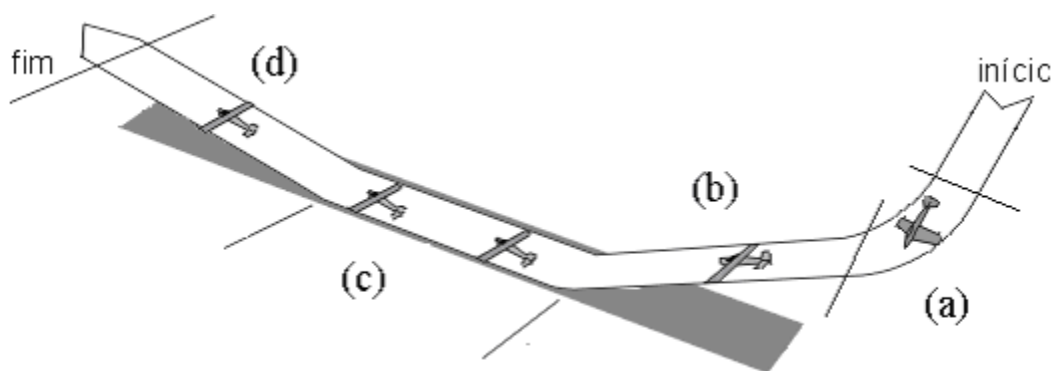


Figura 25 - Manobras: (a) Curva Nivelada, (b) Vôo Reto Descendente, (c) Vôo Reto Nivelado e (d) Vôo Reto Ascendente.

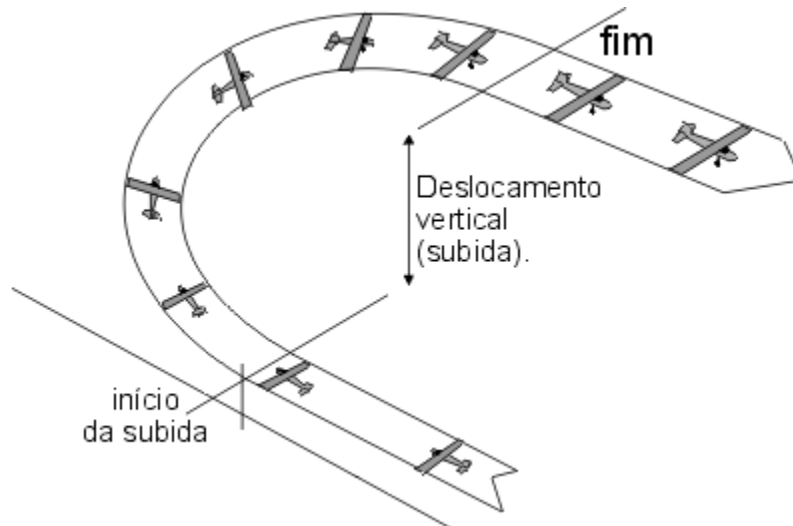


Figura 26 - Manobra Curva Ascendente.

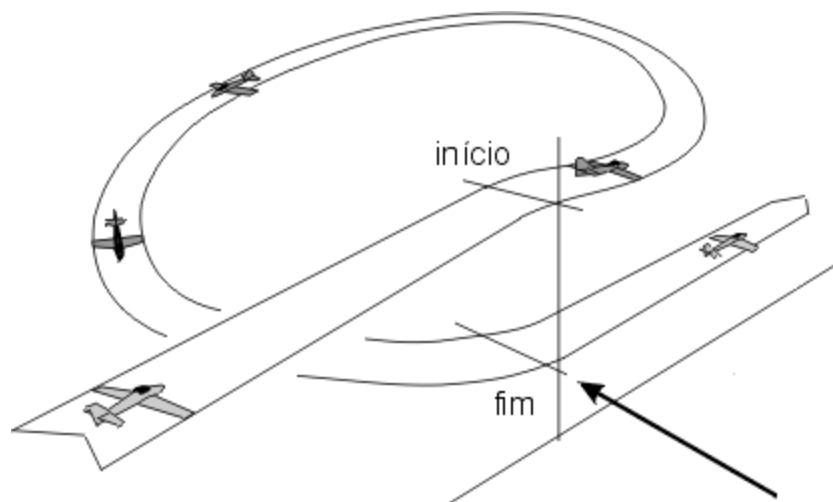


Figura 27 - Manobra Curva Descendente.

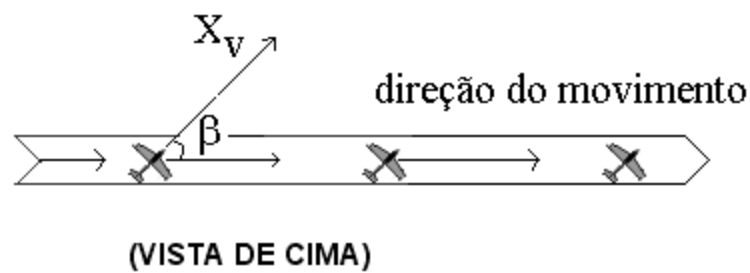


Figura 28 - Manobra Glissagem.

3.1.5 ESTABILIDADE

O avião está em equilíbrio quando as resultantes das forças e dos momentos que agem sobre ele forem nulas (RAYMER, 1999). De acordo com a 1ª Lei do Movimento de Newton, um corpo em repouso tende a permanecer em repouso e um corpo em movimento tende a

permanecer em movimento, a menos que seja aplicada uma força externa sobre este corpo (NEWMAN, 2001; MUÑOZ, 2005).

Em outras palavras, um avião quando não está acelerando ou desacelerando é dito em equilíbrio. Desta forma, um avião parado no solo está em equilíbrio, em vôo reto e nivelado à velocidade constante está em equilíbrio e em vôo ascendente ou descendente à velocidade constante também está em equilíbrio.

A estabilidade é a capacidade do avião em recuperar uma posição de equilíbrio após ter sofrido uma perturbação, como rajada de vento, turbulência e ação do piloto. A estabilidade pode ser classificada em positiva, neutra e negativa (RAYMER, 1999).

Estabilidade positiva significa que se um sistema for deslocado da sua posição de equilíbrio, produz forças que visam voltar à posição inicial. Estabilidade neutra é dada quando um sistema deslocado da sua posição de equilíbrio não produz nenhuma força e continua a ser equilibrado nesta nova posição. Estabilidade negativa é quando um sistema deslocado da sua posição de equilíbrio produz forças que tendem a deslocá-lo ainda mais.

A estabilidade também pode ser classificada em estática e dinâmica. A estabilidade estática é a tendência inicial do avião retornar ao seu estado de equilíbrio após um distúrbio. A estabilidade dinâmica está relacionada com o tempo gasto pelo avião para retornar a sua posição original.

Em um sistema multidimensional a estabilidade deve ser considerada separadamente para cada um dos seus eixos. Num avião, que é também um sistema multidimensional, as estabilidades estáticas e dinâmicas estão relacionadas aos três eixos de movimento: longitudinal, lateral e vertical (HARRIS, 2003).

Estabilidade longitudinal

A estabilidade longitudinal refere-se ao movimento do avião sobre o seu eixo transversal. Para ser estável longitudinalmente, o avião precisa ter uma tendência natural ou não para retornar a mesma atitude de arfagem após um distúrbio.

A Figura 29 ilustra o centro aerodinâmico⁷ (CA) em relação ao centro de gravidade⁸ (CG). Se o CG e o CA estão no mesmo plano, o avião tem estabilidade neutra, porque as duas forças têm o mesmo ponto de aplicação (Figura 29 (a)). Para o CG avançado em relação ao CA, o avião tender a picar (descer o nariz) (Figura 29 (b)). Finalmente, se o CG for atrasado no que diz respeito ao CA, o avião será instável e tende a cabrar (subir o nariz) (Figura 29 (c)). A maioria dos aviões tem o centro de gravidade avançado no que diz respeito ao centro aerodinâmico.



Figura 29 - Estabilidade longitudinal.

Estabilidade lateral

A estabilidade lateral refere-se ao movimento do avião sobre o seu eixo longitudinal. Um avião que tende a voltar à sua posição de asas niveladas posteriormente a uma rajada de vento é dito lateralmente estável.

A estabilidade lateral do avião (Figura 30) é alcançada principalmente pela concepção das asas formando um ângulo, chamado de ângulo diedro. Este ângulo é formado quando as extremidades das asas estão sobre um plano mais elevado que a parte ancorada à fuselagem. O efeito estabilizador desta concepção ocorre quando uma asa abaixa de repente por uma rajada de ar. A asa mais baixa irá se deparar com um fluxo de ar relativo a um ângulo de ataque maior, produzindo um aumento na força de sustentação, enquanto que a asa mais alta tem uma diminuição de sua sustentação gerando um momento de rolagem. Esse momento faz com que o avião retorne a sua posição original com as asas niveladas.

⁷ Chama-se centro aerodinâmico ou centro de pressão o ponto teórico da asa onde se considera aplicada toda a força de sustentação.

⁸ Centro de gravidade é o ponto onde se considera exercida toda a força de gravidade sobre o avião.

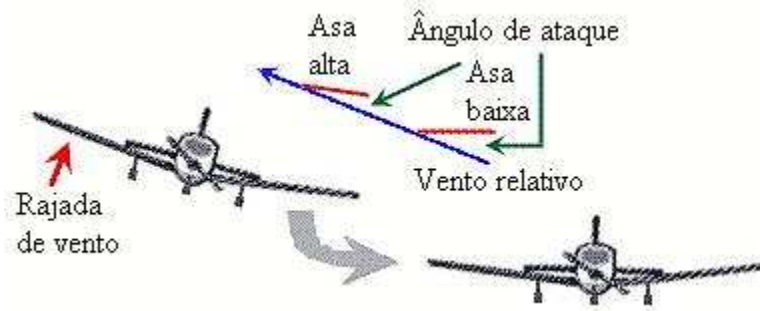


Figura 30 - Estabilidade lateral.

Estabilidade direcional

A estabilidade direcional refere-se ao movimento do avião sobre o seu eixo vertical. Se o eixo longitudinal do avião tende a seguir a trajetória de vôo, tanto em vôo reto ou em curvas, então o avião é dito direcionalmente estável.

O elemento que fornece da estabilidade direcional ao avião é o estabilizador vertical da cauda, que tem o mesmo funcionamento aerodinâmico que os outros estabilizadores. Se uma rajada de vento atingir o avião de lado, a força exercida pelo estabilizador vertical faz com que a cauda se desloque para o lado contrário e o avião recupera assim a sua trajetória, como pode ser visto na Figura 31.

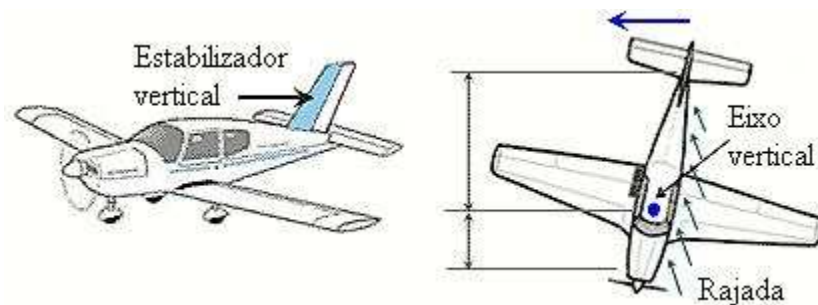


Figura 31 - Estabilidade direcional.

3.2 SISTEMAS DE REFERÊNCIA

A solução das equações de movimento de um corpo rígido envolve a obtenção e processamento de informações relacionadas à posição e ao movimento. Para que possam ser úteis, os dados da posição e do movimento devem ser relacionados a um sistema de referência previamente estabelecido.

Para muitos problemas relacionados ao movimento de um avião são utilizados três sistemas de referência: um sistema de referência fixo na Terra (F_E), um sistema de referência no veículo (F_V) e um sistema de referência fixo no avião (F_B) (NELSON, 1998).

O sistema de referência fixo na Terra possui o eixo $O_E Z_E$ apontando verticalmente para baixo na direção da aceleração da gravidade. Os eixos $O_E X_E Y_E$ formam o plano horizontal local, com o eixo $O_E X_E$ apontando para o Norte e o eixo $O_E Y_E$ apontando para o Leste. Sua origem O_E deve estar tão próxima do avião quanto possível.

O sistema de referência no veículo tem como origem o centro de gravidade do avião e possui o eixo $O_V Z_V$ coincidindo com a direção da aceleração da gravidade. O eixo $O_V X_V$ aponta para o Norte e o eixo $O_V Y_V$ para o Leste. Estes eixos estão sempre paralelos aos eixos do sistema de referência fixo na Terra, embora, a origem O_V se mova relativamente ao sistema de referência fixo na terra.

O sistema de referência fixo no avião tem como origem O_B o centro de gravidade da aeronave, como mostra a Figura 32.

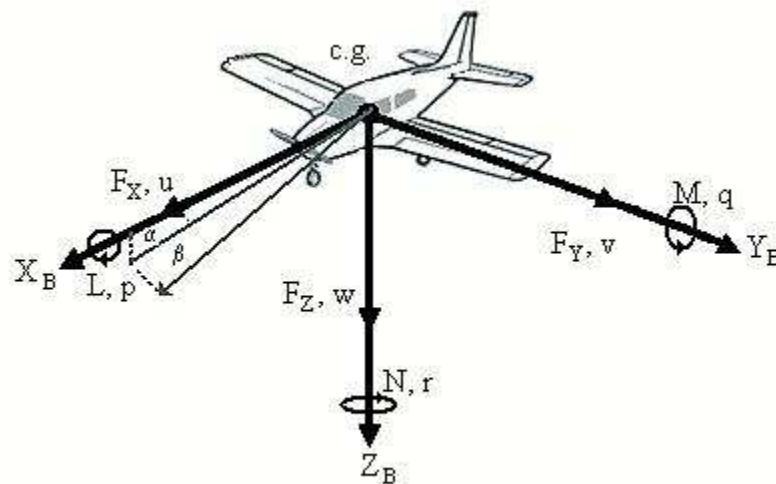


Figura 32 - Sistema de referência fixo no avião.

Os eixos $O_B X_B$ e $O_B Z_B$ pertencem ao plano de simetria, com $O_B Z_B$ direcionado para baixo. Os eixos $O_B X_B$, $O_B Y_B$ e $O_B Z_B$ correspondem respectivamente aos eixos

longitudinal, lateral e vertical do avião definidos na seção anterior.

As componentes das forças que agem no avião ao longo dos eixos $O_B X_B$, $O_B Y_B$ e $O_B Z_B$ são denotadas por F_X , F_Y e F_Z respectivamente. Os movimentos de translação são dados pelas componentes de velocidade u, v e w (velocidade para frente, velocidade lateral e velocidade vertical) ao longo desses eixos. A velocidade do avião é a soma vetorial dessas três componentes de velocidade. L, M e N são os momentos de rolagem, arfagem, e guinada respectivamente e p, q e r são as componentes da velocidade de rotação do avião na direção dos eixos $O_B X_B$, $O_B Y_B$ e $O_B Z_B$, chamadas velocidade de rolagem, velocidade de arfagem e velocidade de guinada, nesta mesma ordem (NELSON, 1998; RAUW, 1998).

O ângulo de ataque (α) e o ângulo de glissagem (*sideslip*)⁹ (β), também ilustrado na Figura 32, podem ser definidos em termos das componentes de velocidade u, v e w . As equações para α e β são dadas por (NELSON, 1998):

$$\tan \alpha = \frac{w}{u} \quad (3.1)$$

$$\sin \beta = \frac{v}{V_t} \quad (3.2)$$

onde;

$$V_t = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (3.3)$$

As equações para as velocidades de translação e de rotação são desenvolvidas a partir do sistema F_B . A posição do avião em relação à Terra é definida pelo sistema de referência F_B em relação à F_E . O sistema de referência F_V é utilizado na definição da atitude do avião definida pela orientação de F_B em relação à F_V .

A orientação de um sistema de referência qualquer em relação a outro sistema de referência pode ser dada por três ângulos, os quais definem rotações sucessivas sobre os eixos X, Y e Z . Estes ângulos são conhecidos como ângulos de Euler e são definidos como ψ - rolagem, θ - arfagem e ϕ - guinada (RAUW, 1998).

A transformação de variáveis entre sistemas de referência diferentes, como, por exemplo, transformar as componentes da velocidade do veículo de F_B para F_V , e

⁹ O ângulo de *sideslip* é o ângulo formado entre a direção na qual o nariz do avião está apontando e a direção na qual o avião se desloca.

realizada pelas matrizes de transformação (senos e cossenos) que especificam uma seqüência de rotação. A transformação do sistema de referência F_V para o sistema de referência F_B pode ser realizada pelas matrizes de transformação que expressam cada rotação (NELSON, 1998):

$$\psi = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$$\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

$$\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

A matriz de transformação total de F_V para F_B então se torna:

$$T_{V \rightarrow B} = \phi \cdot \theta \cdot \psi = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi - \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \sin \phi + \cos \psi \cos \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \cos \psi \sin \theta \sin \phi + \sin \psi \cos \phi & \sin \psi \sin \theta \cos \phi - \cos \psi \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

3.3 EQUAÇÕES DE MOVIMENTO DE UM CORPO RÍGIDO

De acordo com o princípio da inércia, se a resultante das forças atuantes em um corpo for nula, o corpo mantém, por inércia, a sua velocidade constante, ou seja, não sofre aceleração. Logo, a força consiste num agente físico capaz de produzir aceleração, alterando o estado de repouso ou de movimento dos corpos (RAUW, 1998).

Quando uma força resultante está presente numa partícula, esta adquire uma aceleração na mesma direção e sentido da força, segundo um referencial inercial. A relação, neste caso, entre a causa (força resultante) e o efeito (aceleração) constitui o objetivo principal da Segunda Lei de Newton.

3.3.1 EQUAÇÃO GERAL DA FORÇA

As equações de movimento de um corpo rígido são derivadas a partir da segunda lei de Newton que relaciona a força, a aceleração e a massa de um corpo. Considerando um ponto de massa δm que se move com velocidade V variando no tempo sob a influência de uma força F , sendo que tanto V quanto F são medidos em relação à referência OXYZ, tem-se (RAUW, 1998):

$$\delta F = \delta m \cdot \dot{V} \quad (3.8)$$

Aplicando a esta equação todos os pontos de massa de um corpo rígido e somando todas as suas contribuições obtém-se:

$$\sum \delta F = \sum \delta m \frac{dV}{dt} = \frac{d}{dt} \sum V \delta m \quad (3.9)$$

Sendo $V_{c.g.}$ a velocidade do centro de gravidade do corpo com componentes u, v e w ao longo dos eixos X_B, Y_B e Z_B , tem-se que a velocidade de cada ponto de massa será igual a soma de $V_{c.g.}$ com a velocidade do ponto de massa em relação ao centro de gravidade. Se a posição do ponto de massa em relação ao c.g. for denotada por r , então, a velocidade de δm é dada por:

$$V = V_{c.g.} + \dot{r} \quad (3.10)$$

então, obtém-se:

$$\sum V \delta m = \sum (V_{c.g.} + \dot{r}) \delta m = m V_{c.g.} + \frac{d}{dt} \sum r \delta m \quad (3.11)$$

onde m denota a massa total de um corpo rígido.

No centro de gravidade pode-se escrever:

$$\sum r \delta m = 0 \quad (3.12)$$

assim, a equação para a força total F atuando em um corpo rígido torna-se:

$$F = m \dot{V}_{c.g.} \quad (3.13)$$

3.3.2 EQUAÇÃO GERAL DO MOMENTO

O momento δM , medido sobre o centro de gravidade, é definido como a

derivada do momento angular do ponto de massa em relação ao *c.g.* (RAUW, 1998).

$$\delta M = \frac{d}{dt} (r \times V) \delta m = (\dot{r} \times V) \delta m + (r \times \dot{V}) \delta m \quad (3.14)$$

onde:

$$\dot{r} = V - V_{c.g.} \quad (3.15)$$

e

$$(r \times \dot{V}) \delta m = r \times \delta F = \delta M_{c.g.} \quad (3.16)$$

Nesta equação, $M_{c.g.}$ refere-se ao momento da força δF sobre o centro de gravidade. O momento angular de um ponto de massa em relação ao centro de gravidade é definido como:

$$\delta h = (r \times V) \delta m \quad (3.17)$$

Portanto, tem-se:

$$\delta M_{c.g.} = \delta \dot{h} - (V - V_{c.g.}) \times \delta m = \delta \dot{h} + V_{c.g.} \times V \delta m \quad (3.18)$$

As contribuições de todos os pontos de massa são então somados ao corpo rígido como um todo, obtendo-se:

$$\sum \delta M_{c.g.} = \frac{d}{dt} \sum \delta h + V_{c.g.} \times \sum V \delta m \quad (3.19)$$

A equação para o $M_{c.g.}$ sobre o centro de gravidade reduz-se a:

$$M_{c.g.} = \frac{dh}{dt} \quad (3.20)$$

onde o h corresponde ao momento angular resultante do corpo no centro da gravidade.

3.3.3 MOMENTO ANGULAR EM TORNO DO CENTRO DE GRAVIDADE

Considerando um corpo rígido com velocidade angular Ω , com componentes p, q e r sobre os eixos X, Y e Z de um sistema de referência, respectivamente, tem-se que:

$$\Omega = ip + jq + kr \quad (3.21)$$

onde i, j e k são os vetores unitários ao longo dos eixos X, Y e Z . O vetor de velocidade total do ponto de massa de um corpo rígido que translada e rotaciona torna-se:

$$V = V_{c.g.} + \Omega \times r \quad (3.22)$$

conseqüentemente, o momento angular h de um corpo rígido sobre o centro de gravidade pode ser escrito como:

$$\sum \delta h = \sum r \times (V_{c.g.} + \Omega \times r) \delta m = \sum r \times V_{c.g.} \delta m + \sum r \times (\Omega \times r) \delta m \quad (3.23)$$

O primeiro termo do lado direito da equação 3.23 é igual a zero:

$$\left(\sum r \delta m \right) \times V_{c.g.} = 0 \quad (3.24)$$

Assim, o segundo termo pode ser escrito como:

$$\sum r \times (\Omega \times r) \delta m = \sum \{ \Omega (r \cdot r) - r (\Omega \cdot r) \} \delta m \quad (3.25)$$

Substituindo o vetor posição $r = ix + jy + kz$ da equação 3.21 na equação 3.25 obtém-se:

$$h = \Omega \sum (x^2 + y^2 + z^2) \delta m - \sum r (px + qy + rz) \delta m \quad (3.26)$$

Os componentes de h ao longo dos eixos x, y e z são denotados como:

$$\begin{aligned} h_x &= p \sum (y^2 + z^2) \delta m - q \sum (xy \delta m) - r \sum xz \delta m \\ h_y &= -p \sum xy \delta m + q \sum (x^2 + z^2) \delta m - r \sum yz \delta m \\ h_z &= -p \sum xz \delta m - q \sum yz \delta m + r \sum (x^2 + y^2) \delta m \end{aligned} \quad (3.27)$$

Os somatórios presentes nestas equações são definidos como os momentos e produtos inerciais sobre os eixos x, y e z sendo representado como¹⁰ (RAUW, 1998):

$$\begin{aligned} i_{xx} &= \sum (y^2 + z^2) \delta m & j_{xy} &= \sum xy \delta m \\ i_{yy} &= \sum (x^2 + z^2) \delta m & j_{xz} &= \sum xz \delta m \\ i_{zz} &= \sum (x^2 + y^2) \delta m & j_{yz} &= \sum yz \delta m \end{aligned} \quad (3.28)$$

Utilizando estas definições estas equações podem ser escritas na forma vetorial como um produto do tensor de inércia I com o vetor de velocidade angular Ω (RAUW, 1998):

$$h = i \cdot \Omega \quad (3.29)$$

onde I é definido como:

¹⁰ Os somatórios têm que ser escritos como integrais, mas esse refinamento foi omitido para facilitar o entendimento.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & I_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (3.30)$$

3.3.4 EQUAÇÕES GERAIS DO MOVIMENTO

Quando um sistema de referência fixo no corpo é escolhido ($OXYZ = O_B X_B Y_B Z_B$), os produtos e momentos inerciais da equação 3.27 tornam-se constantes. Então, o sistema de referência rotaciona com velocidade angular Ω . Para um vetor de posição arbitrária r em relação a um sistema de referência fixo no corpo, pode-se escrever (RAUW, 1998):

$$\dot{r} = \frac{\partial r}{\partial t} + \Omega \times V_{c.g.} \quad (3.31)$$

Aplicando a equação 3.31 nas equações de força 3.13 e momento 3.20, obtém-se:

$$F = m \left(\frac{\partial V_{c.g.}}{\partial t} \right) + \Omega \times V_{c.g.} \quad (3.32)$$

e

$$M_{c.g.} = \frac{\partial h}{\partial t} + \Omega \times h = \frac{\partial(I \cdot \Omega)}{\partial t} + \Omega \times (I \cdot \Omega) \quad (3.33)$$

Estas duas equações vetoriais formam a base para o desenvolvimento do modelo dinâmico geral de um corpo rígido, pois são independentes do veículo e são válidas para qualquer corpo rígido. As acelerações lineares e angulares podem ser movidas para o lado esquerdo das equações 3.32 e 3.33, obtendo-se:

$$\frac{\partial V}{\partial t} = \frac{F}{m} - \Omega \times V_{c.g.} \quad (3.34)$$

e

$$\frac{\partial \Omega}{\partial t} = I^{-1} (M - \Omega \times I \cdot \Omega) \quad (3.35)$$

Onde $V_{c.g.} = [u \ v \ w]^T$ é o vetor de velocidade do centro de gravidade, $\Omega = [p \ q \ r]^T$ é o vetor de velocidade angular sobre o centro de gravidade, $F = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ é o vetor de força externa total e $M = [L \ M \ N]^T$ é o vetor de momento externo total. $I \cdot \Omega$ é

momento angular sobre o centro de gravidade onde I é o tensor de inércia definido na equação 3.30 (RAUW, 1998).

As equações 3.32 e 3.33 podem ser reescritas na forma escalar ao longo do sistema de eixos, obtendo-se:

$$\begin{aligned}\dot{u} &= \frac{F_x}{m} - qw + rv \\ \dot{v} &= \frac{F_y}{m} + pw - ru \\ \dot{w} &= \frac{F_z}{m} - pv + ru\end{aligned}\quad (3.36)$$

e:

$$\begin{aligned}\dot{p} &= P_{pp}p^2 + P_{pq}pq + P_{pr}pr + P_{qq}q^2 + P_{qr}qr + P_{rr}r^2 + P_lL + P_mM + P_nN \\ \dot{q} &= Q_{pp}p^2 + Q_{pq}pq + Q_{pr}pr + Q_{qq}q^2 + Q_{qr}qr + Q_{rr}r^2 + Q_lL + Q_mM + Q_nN \\ \dot{r} &= R_{pp}p^2 + R_{pq}pq + R_{pr}pr + R_{qq}q^2 + R_{qr}qr + R_{rr}r^2 + R_lL + R_mM + R_nN\end{aligned}\quad (3.37)$$

onde $P_{pp}, P_{pq}, \dots, R_n$ são coeficientes inerciais derivados das multiplicações matriciais envolvendo o tensor de inércia I . Estes coeficientes estão listados na Tabela 1 (RAUW, 1998). $V_{c.g.}, \Omega, F,$ e M são definidos da seguinte forma: $V_{c.g.} = i_u + j_v + k_w$, $\Omega = i_p + j_q + k_r$, $F = i_{F_x} + j_{F_y} + k_{F_z}$ e $M = i_L + j_M + k_N$.

Tabela 1 - Definição dos Coeficientes Inerciais.

Símbolo	Definição
$ I $	$I_{xx}I_{yy}I_{zz} - 2J_{xy}J_{xz}J_{yz} - I_{xx}J_{yz}^2 - I_{yy}I_{xz}^2 - I_{zz}I_{xy}^2$
I_1	$I_{yy}I_{zz} - J_{yz}^2$
I_2	$J_{xy}I_{zz} + J_{yz}J_{xy}$
I_3	$J_{xy}J_{yz} + I_{yy}J_{xz}$
I_4	$I_{xx}I_{zz} - J_{xz}^2$
I_5	$I_{xx}I_{yz} + J_{xy}J_{xz}$
I_6	$I_{xx}I_{yy} - J_{xy}^2$

P_l	$I_1/ I $
P_m	$I_2/ I $
P_n	$I_3/ I I_3/ I $
P_{pp}	$-(J_{xz}I_2 - J_{xy}I_3)/ I $
P_{pq}	$(J_{xz}I_1 - J_{yz}I_2 - (I_{yy} - I_{xx})I_3)/ I $
P_{pr}	$-(J_{xy}I_1 + (I_{xx} - I_{zz})I_2 - J_{yz}I_3)/ I $
P_{qq}	$(J_{yz}I_1 - J_{xy}I_3)/ I $
P_{qr}	$-((I_{zz} - I_{yy})I_1 - J_{xy}I_2 + J_{xz}I_3)/ I $
P_{rr}	$-(J_{yz}I_1 - J_{xz}I_2)/ I $
Q_l	$I_2/ I $
Q_m	$I_4/ I $
Q_n	$I_5/ I $
Q_{pp}	$-(J_{xz}I_4 - J_{xy}I_5)/ I $
Q_{pq}	$(J_{xz}I_2 - J_{yz}I_4 - (I_{yy} - I_{xx})I_5)/ I $
Q_{pr}	$-(J_{xy}I_2 + (I_{xx} - I_{zz})I_4 - J_{yz}I_5)/ I $
Q_{qq}	$(J_{yz}I_2 - J_{xy}I_5)/ I $
Q_{qr}	$-((I_{zz} - I_{yy})I_2 - J_{xy}I_4 + J_{xz}I_5)/ I $
Q_{rr}	$-(J_{yz}I_2 - J_{xz}I_4)/ I $
R_l	$I_3/ I $
R_m	$I_5/ I $
R_n	$I_6/ I $
R_{pp}	$-(J_{xz}I_5 - J_{xy}I_6)/ I $
R_{pq}	$(J_{xz}I_3 - J_{yz}I_5 - (I_{yy} - I_{xx})I_6)/ I $
R_{pr}	$-(J_{xy}I_3 + (I_{xx} - I_{zz})I_5 - J_{yz}I_6)/ I $
R_{qq}	$(J_{yz}I_3 - J_{xy}I_6)/ I $
R_{qr}	$-((I_{zz} - I_{yy})I_3 - J_{xy}I_5 + J_{xz}I_6)/ I $
P_{rr}	$-(J_{yz}I_3 - J_{xz}I_5)/ I $

3.3.5 RELAÇÕES CINEMÁTICAS

Até agora foram vistas as equações diferenciais para força e momento. Entretanto, para resolver as equações do movimento também é necessário saber a altitude do avião em relação à terra e a atitude do avião, por conta de suas contribuições às forças e aos momentos. Além disso, é importante saber as coordenadas do avião em relação ao eixo de referência fixo na

Terra. A atitude do avião em relação a Terra é definida pelos ângulos de Euler ψ , θ e ϕ . As relações cinemáticas que determinam a derivada dos ângulos de Euler são dadas pelas seguintes equações (NELSON, 1998; RAUW, 1998):

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= \frac{q \sin \phi + r \cos \phi}{\cos \theta} \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\phi} &= p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta = p + \dot{\psi} \sin \theta\end{aligned}\quad (3.38)$$

A posição do avião em relação ao sistema de referência fixo na Terra é dada pelas coordenadas x_e , y_e e z_e , definidas pelas seguintes equações:

$$\begin{aligned}\dot{x}_e &= \{u_e \cos \theta + (v_e \sin \phi + w_e \cos \phi) \sin \theta\} \cos \Psi - (v_e \cos \phi - w_e \sin \phi) \sin \Psi \\ \dot{y}_e &= \{u_e \cos \theta + (v_e \sin \phi + w_e \cos \phi) \sin \theta\} \sin \Psi + (v_e \cos \phi - w_e \sin \phi) \cos \Psi \\ \dot{z}_e &= -u_e \sin \theta + (v_e \sin \phi + w_e \cos \phi) \cos \theta\end{aligned}\quad (3.39)$$

Estas equações são os resultados da seguinte transformação:

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_e \\ \dot{y}_e \\ \dot{z}_e \end{bmatrix} = T_{B \rightarrow E} \begin{bmatrix} u_e \\ v_e \\ w_e \end{bmatrix}\quad (3.40)$$

onde $T_{B \rightarrow E} = T_{B \rightarrow V} = T_{V \rightarrow B}^{-1}$ é a matriz de transformação de F_B para F_E , definida na seção 3.2. Frequentemente, a altitude do avião é utilizada no lugar da coordenada z_e . A relação entre a derivada de H e z_e é dada por:

$$\dot{H} = -\dot{z}_e\quad (3.41)$$

3.3.6 MODELO DINÂMICO RESULTANTE

As equações 3.36, 3.37, 3.38 e 3.39 correspondem a doze equações diferenciais escalares que compõem o modelo dinâmico de um avião: três equações de força, três equações de momento, e seis relações cinemáticas. Nas equações de força é mais conveniente utilizar a velocidade aerodinâmica, o ângulo de ataque e o ângulo de glissagem (*sideslip*) no lugar das componentes u , v , w ao longo do sistema de referência fixo no avião. Desde que estas variáveis possam ser descritas em termos de u , v e w e vice versa, ambos os conjuntos de variáveis podem ser utilizados na solução das equações de movimento, ou seja, estas variáveis podem ser utilizadas como as variáveis de estado para o modelo de um corpo rígido (RAUW, 1998).

As equações de força, momento e as relações cinemáticas podem ser combinadas em uma única equação vetorial não linear como:

$$\dot{x} = f(x, F_{tot}(t), M_{tot}(t)) \quad (3.42)$$

onde:

$$F_{tot} = (g_1 x(t), u(t), v(t), t) \quad (3.43)$$

$$M_{tot} = (g_2 x(t), u(t), v(t), t) \quad (3.44)$$

Este conjunto de equações é equivalente a uma equação de estado simples não linear como:

$$\dot{x} = f(x(t), u(t), v(t), t) \quad (3.45)$$

onde x é o vetor de estado, u e o vetor de entrada, e t o tempo. O vetor de estado x consiste de doze elementos: três velocidades lineares (u, v, w), três velocidades angulares (p, q, r), três ângulos de Euler (ψ, θ, ϕ), que definem a atitude do avião em relação a Terra, duas coordenadas (x_e, y_e) e a altitude (H), que definem a posição do avião em relação a Terra. Como citado anteriormente, é mais conveniente substituir as componentes de velocidade u, v e w pelo ângulo de ataque, pelo ângulo de glissagem (*sideslip*) e pela velocidade aerodinâmica V , desta forma o vetor de estado é dado por (RAUW, 1998):

$$x = [V \quad \alpha \quad \beta \quad p \quad q \quad r \quad \psi \quad \theta \quad \phi \quad x_e \quad y_e \quad H]^T \quad (3.46)$$

O passo seguinte no desenvolvimento de um modelo dinâmico é identificar as outras contribuições para os momentos e forças externas que agem em um corpo rígido. Essas contribuições são dependentes do tipo de veículo em consideração. As forças e momentos agindo em um avião são geralmente definidos em termos de coeficiente aerodinâmicos adimensionais. As forças de tração, sustentação, peso e arrasto, são decompostas nos três eixos do sistema de referência fixo no avião e escritas em função dos seus sistemas aerodinâmicos. Decompondo todas as forças e somando-as aos eixos do sistema de referência, tem-se (NELSON, 1998; RAUW, 1998):

$$F_x = C_x QS \quad (3.47)$$

$$F_y = C_y QS \quad (3.48)$$

$$F_z = C_z QS \quad (3.49)$$

De maneira similar, os momentos são decompostos e são somados em relação aos três eixos como:

$$L = C_l Q S l \quad (3.50)$$

$$M = C_m Q S l \quad (3.51)$$

$$N = C_n Q S l \quad (3.52)$$

onde Q é a pressão dinâmica, S é a área das asas e l é a envergadura das asas para os momentos de rolagem e guinada e a corda média (linha que une o bordo de ataque e o bordo de fuga de uma asa) para o momento de arfagem. Os coeficientes C_x, C_y, C_z, C_l, C_m e C_n primariamente são dependentes do número de Mach¹¹, do número de Reynolds¹², do ângulo de ataque e do ângulo de glissagem (Nelson, 1998).

3.4 TOOLBOX FDC

As equações diferenciais do modelo dinâmico de um avião listadas neste capítulo serviram de base para o ambiente de simulação denominado FDC (*Flight Dynamics and Control*), desenvolvido por Rauw (2003). O FDC é um ambiente gráfico que fornece modelos implementados no Matlab (MATLAB, 2003) e Simulink (SIMULINK, 2003) para a simulação de vôo, a análise da dinâmica do avião e o projeto de sistemas de controle do vôo.

O conteúdo do *toolbox* FDC pode ser visto na Figura 33. As principais bibliotecas de modelos do Simulink utilizadas neste trabalho são *Complete System Beaver* (modelo completo do avião Beaver) e *Wind and turbulence* (modelo de vento e turbulência).

O bloco *Complete System Beaver* é a parte mais importante do FDC, pois é onde se encontra a implementação do modelo não-linear do avião *De Havilland DHC-2 Beaver*. Pequenas alterações na implementação são necessárias para adaptar o modelo desenvolvido para outros tipos dos aviões.

¹¹ O número de Mach é o quociente entre a velocidade de vôo e a velocidade local do som.

¹² O número de Reynolds é a razão entre as forças inerciais e as forças viscosas de um fluido.

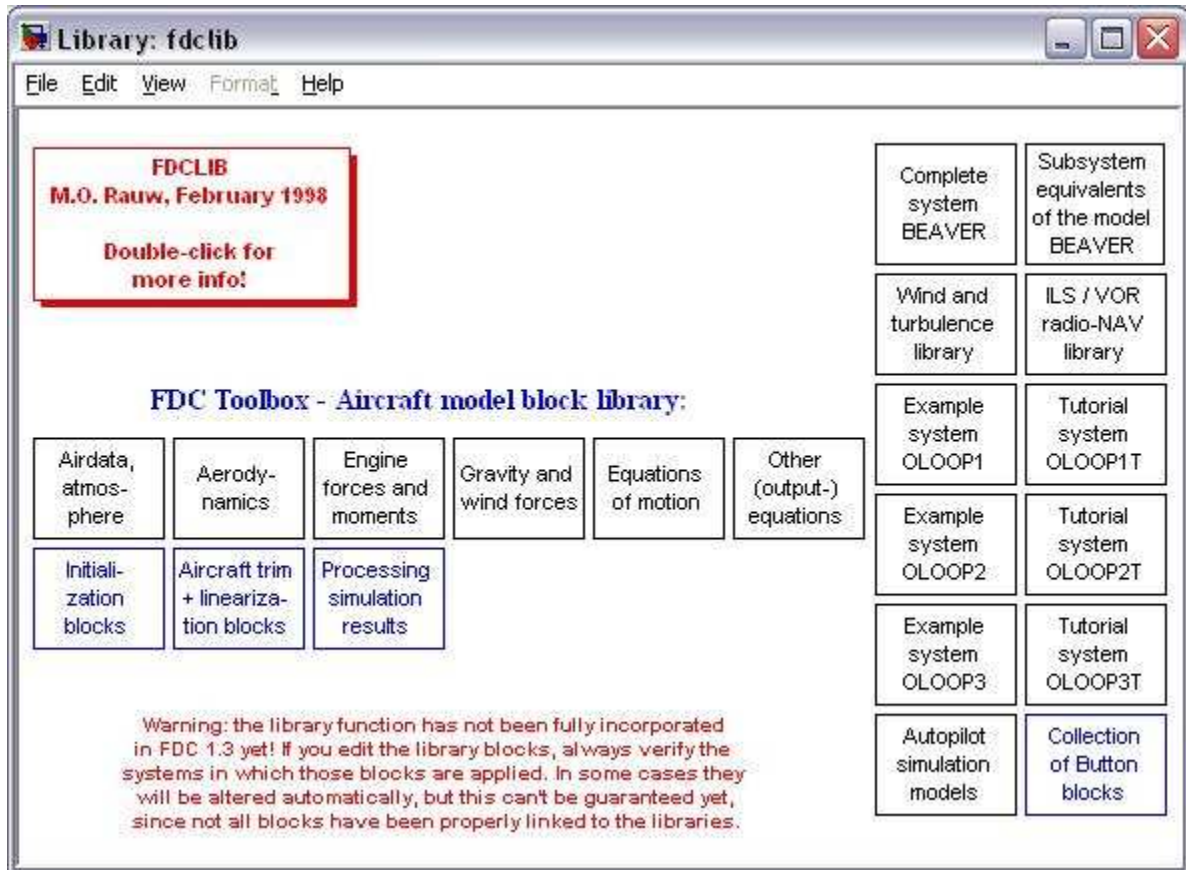


Figura 33 - Conteúdo do *toolbox* FDC.

A partir da Figura 34 é possível identificar as entradas (*in*) e saídas (*out*) do bloco *Complete System Beaver*, denominado pelo FDC de *Beaver model*.

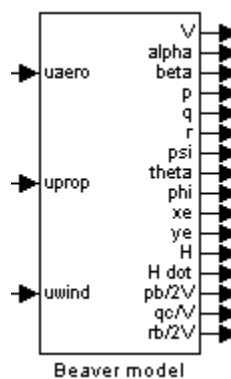


Figura 34 - Bloco *Complete System Beaver*.

Este bloco recebe como entrada os vetores $uaero$, $uprop$ e $uwind$ e tem como saída os valores V , $alpha$, $beta$, p , q , r , psi , $theta$, phi , xe , ye , H , $H \dot$, $pb/2V$, qc/V e $rb/2V$, onde V é a velocidade real do avião (m/s), $alpha$ é o ângulo de ataque (radianos), $beta$ é ângulo de *sideslip*, p é a taxa de rolagem (radianos/s), q é a taxa de arfagem (radianos/s), r é a taxa de

guinada (radianos/s), psi é o ângulo de guinada (radianos), $theta$ é o ângulo de arfagem (radianos), phi é o ângulo de rolagem (radianos), xe é a coordenada X em relação ao sistema de eixos fixos na terra (m), ye é a coordenada Y em relação ao sistema de eixos fixos na terra (m), H é a altitude em relação ao nível do mar (m), $H \dot$ é a taxa de variação da altitude, $pb/2V$ é a taxa adimensional de rolagem (b é a envergadura da asa), qc/V é a taxa adimensional de arfagem (c é a corda média) e $rb/2V$ é a taxa adimensional de guinada.

O vetor $uaero$ contém os valores em radianos da deflexão do profundor, ailerons, leme e flaps. O vetor $uprop$ contém os valores da rotação do motor (RPM) e a pressão de admissão. O vetor $uwind$ contém os valores da velocidade do vento somado a turbulência (m/s) e a aceleração (m/s^2) nos eixos XB, YB e ZB do avião.

O bloco *Wind and turbulence* do FDC pode ser visto na Figura 35. Este bloco tem como entradas V , psi , H e como saída o vetor $uwind$. Os valores das entradas são fornecidos pelo bloco *Beaver model* e este último recebe o vetor $uwind$ gerado pelo bloco *Wind and turbulence* como entrada, para o caso de simulação do comportamento da aeronave face às interferências atmosféricas do vento e turbulência.

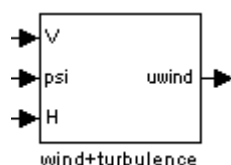


Figura 35 – Bloco *Wind and turbulence* do FDC.

3.4.1 O AVIÃO DE HAVILLAND DHC-2 BEAVER

Como foi dito anteriormente, o FDC foi criado com base no avião *De Havilland DHC-2 Beaver* (Figura 36). Este avião possui sete lugares e apenas um motor com 450 Hp de potência máxima.

O Beaver foi desenvolvido para ser um avião de característica de decolagem e pouso curtos (STOL, do inglês *Short Take Off and Landing*). Esta característica permite que o avião voe a velocidades baixas. A Tabela 2 traz mais informações sobre o Beaver.

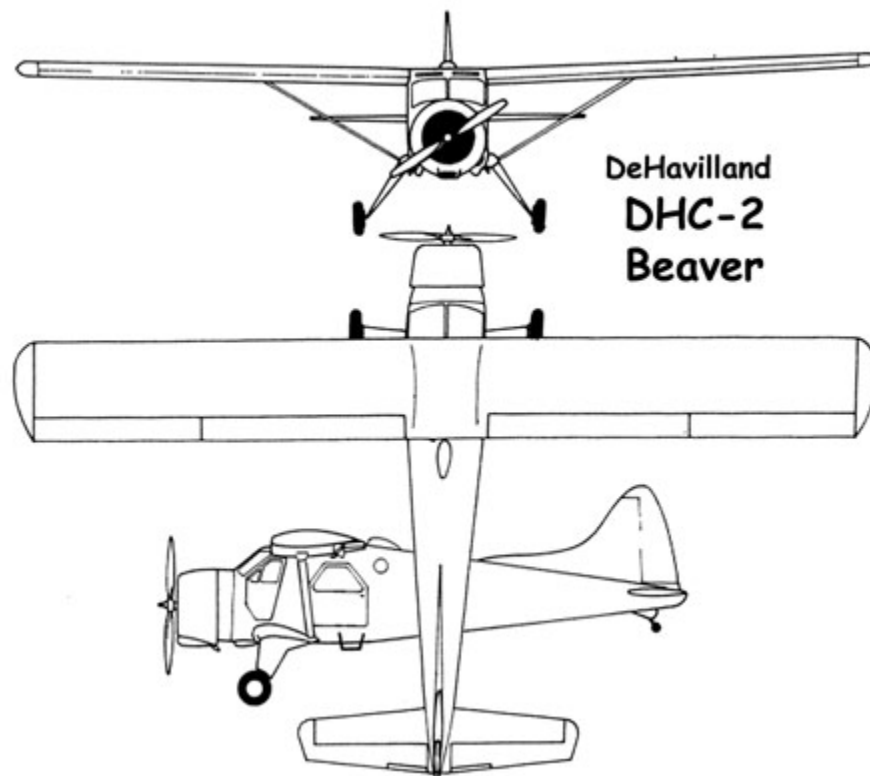


Figura 36 - Avião De Havilland DHC-2 Beaver.

Tabela 2 - Dados Gerais do avião Beaver.

Fabricante	De Haviland Aircraft of Canadá Ltd.
Número Serial	1244
Tipo	Monomotor, asa alta e sete lugares
Envergadura das asas	14,63 m
Área da asa	23,23 m ²
Corda média aerodinâmica (\bar{c})	1,5875 m
Asa	NACA 64 A 416
Comprimento	9,22 m
Peso máximo de decolagem	2315 kgf = 22800 N
Peso vazio	1520 kgf = 14970 N
Motor	Pratt and Whitney Wasp Jr. R-985
Potência Máxima	450 Hp a 2,400 rpm; $p_z = 26''$ Hg

Neste capítulo foram apresentados os eixos, as forças e os movimentos relacionados aos aviões. Foram apresentados também os sistemas de referência utilizados na definição das forças que atuam em um avião, a definição da atitude do avião e posição do avião em relação à Terra. As equações que definem o comportamento do avião e os ângulos de rolagem, guinada e arfagem também foram apresentadas.

As equações diferenciais do modelo dinâmico de um avião listadas neste capítulo serviram de base para o ambiente de simulação FDC.

Nos capítulos seguintes, serão vistos os conceitos relacionados à Navegação e Controle, Controladores PID e Lógica Fuzzy. Estes conceitos fundamentam o desenvolvimento do Sistema de Controle de Atitude do Projeto UAV-UFBA, detalhado no capítulo 8.

4. NAVEGAÇÃO E CONTROLE

A tarefa de pilotagem de uma aeronave pode ser dividida em duas funções: navegação e controle. A função de navegação determina o curso e a velocidade, enquanto que a função de controle aciona as superfícies de controle da aeronave para realizar manobras (NELSON, 1998; RAUW, 1998).

A navegação de uma aeronave envolve questões como qual a posição atual, qual a posição de destino e como chegar ao destino. Estas questões podem ser respondidas utilizando-se vários métodos de navegação (NERIS, 2001):

- Correção de Posição - Consiste em corrigir a posição de um veículo a partir de um ponto de referência. As técnicas utilizadas são: leituras de mapas, navegação celestial e distância e direção de pontos identificáveis;
- *Dead Reckoning* - Baseia-se na última posição conhecida do veículo, na hora que esta posição foi obtida e na média da velocidade e da direção para a determinação da nova posição;
- Navegação Inercial - Determina a velocidade a partir da aceleração. A aceleração é obtida por sensores internos e a velocidade é calculada através de um processo matemático de integração. Após a integração, é calculada a posição do veículo com base na sua posição inicial e sua velocidade;
- Rádio Navegação - Determina a posição de um veículo medindo o tempo de uma onda eletromagnética de um transmissor em solo até um receptor contido no veículo;

- GPS - É um sistema de rádio navegação baseado em satélites artificiais. O usuário conhece a posição de um conjunto de satélites em relação a uma referência inercial e sua posição em relação a este conjunto, podendo obter a sua posição.

4.1 SISTEMAS DE APOIO À NAVEGAÇÃO

Atualmente, existe uma grande variedade de sistemas que auxiliam o piloto na navegação, no gerenciamento de vôo e no aumento das características de estabilidade das aeronaves (BATORY et al., 1992). O piloto automático ou AFCS (*Automatic Flight Control System*) é um dispositivo capaz de controlar a aeronave sem intervenção do piloto em vôos padrões, sendo responsável por manter a atitude, a direção e velocidade em vôos que seguem uma determinada rota pré-estabelecida (DEGANI; HEYMANN, 2000).

O piloto automático combina as informações recebidas de um sistema de navegação com os dados provenientes dos sensores, para gerar manobras que levem a aeronave a um destino programado.

4.2 SISTEMA DE NAVEGAÇÃO

O sistema de navegação de uma aeronave tem como função principal obter a sua posição relativa a algum sistema de referência e calcular os comandos de direção (KAYTON, 1997). Uma aeronave precisa saber sua posição em relação ao ponto de partida e aos pontos de sua trajetória programada para alcançar seu destino. As principais informações necessárias para a navegação são: tempo, velocidade, distância entre pontos, latitude e longitude, direção do pólo magnético, direção e velocidade do vento, posições relativas de pontos conhecidos na superfície da Terra e pontos celestiais. A obtenção dessas informações é realizada por uma variedade de dispositivos de navegação, muitos dos quais dependem de uma referência externa (PALLET; COYLE, 1993).

4.3 SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE

A tarefa básica do sistema de controle de atitude, a cada instante, é manter a trajetória escolhida, minimizando o efeito das perturbações externas que o avião sofre. Além da função

de estabilização, permite também efetuar manobras automáticas sem intervenção do piloto, permite a manutenção de uma proa definida, manter uma altitude escolhida, manter uma razão de subida, efetuar uma curva coordenada e arremetidas.

Os sistemas de controle de atitude são compostos de elementos que executam funções:

- Indicação das referências - sensores;
- Detecção das variações ou desvios - girômetros ou acelerômetros;
- Elaboração das ordens de pilotagem - computador de pilotagem;
- Atuação sob os comandos de vôo - servos de pilotagem.

As funções do sistema de controle de atitude podem ser divididas nos seguintes tipos (KAYTON, 1997; NELSON, 1998):

- Aumento da Estabilidade - fornece a estabilidade apropriada para uma aeronave em vôo quando essa apresenta instabilidades propositais ou não. Controles automáticos podem ser utilizados para garantir uma certa qualidade de vôo, amortecendo as respostas dinâmicas nos movimentos da aeronave e facilitando a pilotagem e manobras;
- Manutenção de Atitude - controla a orientação da aeronave mantendo a sua atitude previamente selecionada. As informações necessárias a esta função podem ser fornecidas por uma plataforma inercial ou por giroscópios (um vertical e um direcional);
- Controle de Velocidade - mantém o vôo em uma velocidade constante e programada. Isto é realizado ajustando a potência do motor através de um sistema de controle de fluxo de combustível automático, freqüentemente referenciado como *auto-throttle*¹³;
- Controle de Rota - manobra a aeronave em resposta aos dados provenientes do sistema de navegação para alcançar a manter uma rota desejada. O controle de rota

¹³ O *auto-throttle* é um sistema que permite o piloto controlar a potência do motor da aeronave de forma automática.

deve gerar os comandos de manobra que são introduzidos como entradas de atitude e direção.

Todas as informações necessárias ao vôo chegam ao sistema de controle de atitude originadas dos sensores. As atitudes e as proas de referências são aquelas que o avião mantém no momento em que o piloto aciona o sistema. A partir das novas informações introduzidas no posto de comando, o computador elabora ordens de pilotagem para levar a aeronave à nova condição desejada.

Neste circuito, alguns passos acontecem até o sistema entrar em equilíbrio (RAUW, 1998):

- A referência inicial é aquela em que se encontra o avião;
- Através do posto de comando, o piloto elabora uma ordem de pilotagem. A aeronave é levada à nova posição e, se não houver interferência externa, assim permanece;
- Caso a aeronave desvie de sua posição em relação à posição desejada, por um motivo externo qualquer (vento, turbulência etc), um sensor detecta uma diferença entre o valor de referência antes estabelecido (posição desejada) e a nova condição de vôo da aeronave;
- É calculado o desvio entre o valor de referência e a posição atual e uma ordem de pilotagem é transmitida aos atuadores. A elaboração desta ordem supõe o conhecimento do comportamento do avião, que é formado por equações diferenciais que representam o sistema;
- Os atuadores ou servos de pilotagem têm o papel de executar, através dos comandos de vôo, a ordem elaborada. Eles atuam sobre os comandos de vôo de maneira a anular o desvio detectado. Estes atuadores podem ser do tipo elétrico ou hidráulico, conforme o tipo de avião.

O sistema de controle é responsável por levar o avião a um ponto de equilíbrio estável.

4.4 SISTEMA DE CONTROLE DE VÔO PARA UAV

Para um UAV realizar um vôo autônomo, é preciso um sistema que detenha conhecimento acerca de sua posição, atitude atual e consiga alterar estes dados em função do objetivo a ser seguido. Estes sistemas são chamados de Sistema de Controle de Vôo (SCV) e são comumente encontrados nos UAVs conhecidos atualmente (SAMPAIO et al., 2005).

Um Sistema de Controle de Vôo é um conjunto de sistemas computacionais, embarcados ou não na aeronave, que permite controlar subidas, descidas, nivelamentos, controle de cruzeiro, velocidade, altitude, aproximações por instrumento ou mesmo as aterrissagens e decolagens de uma aeronave.

O principal objetivo de um SCV de uma aeronave é determinar e controlar a atitude e posição durante a execução de uma missão. A atitude é a orientação de uma aeronave no espaço de acordo com um sistema de referência fixo na própria aeronave (Figura 37), enquanto que a posição pode ser definida em função de um sistema de referência fixo na Terra, a exemplo do proposto por Neris (2001). A partir destes dados e dos sistemas de referência, é possível identificar a localização, velocidade e direção do movimento da aeronave.

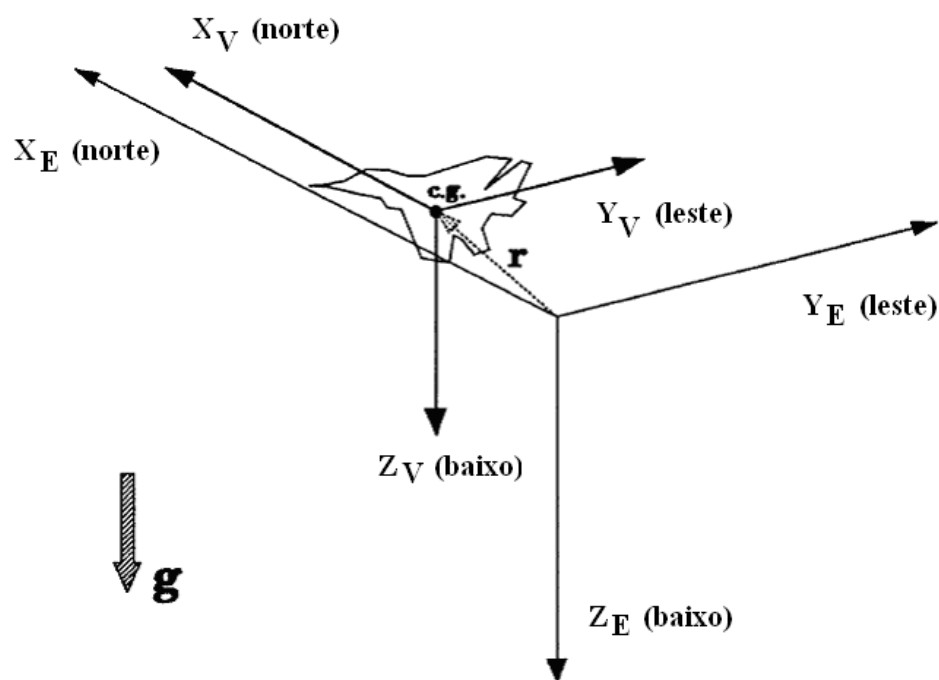


Figura 37 - Sistemas de referência fixo na aeronave.

Para que uma aeronave se desloque de um ponto atual a outro desejado, o sistema de controle de voo utiliza os dados da rota a ser seguida e também os dados provenientes de sensores da aeronave. O sistema constantemente verifica qual a posição atual através dos sensores da aeronave e os desvios na navegação até o próximo ponto da rota. Como fruto desta análise, elabora ordens de pilotagem para corrigir possíveis variações e atua nas superfícies de controle do avião buscando executar a manobra solicitada.

A Figura 38 mostra as principais superfícies de controle de uma aeronave:

- Ailerons: são superfícies móveis que controlam movimento sobre o eixo longitudinal, uma em cada extremidade de cada asa;
- Profundor: controla o movimento do avião sobre seu eixo lateral;
- Leme: controla o movimento do avião sobre seu eixo vertical;
- Motor: responsável pelo empuxo.

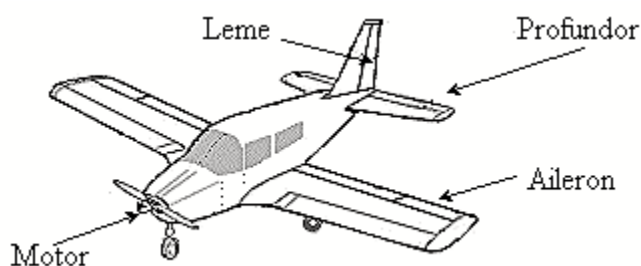


Figura 38 - Superfícies de controle de uma aeronave.

Os sensores embarcados e de importância fundamental para o SCV de uma aeronave são: GPS (*Global Position System*), indicador de velocidade aerodinâmica (*Airspeed Indicator* ou medidor de pressão estática e dinâmica), indicador de altitude (barômetro), indicador de atitude (giroscópio), indicador de rolagem/glissagem (giroscópio e acelerômetro).

As principais informações extraídas destes sensores são, respectivamente:

- Posição: latitude, longitude, altitude e velocidade em relação ao solo (*ground speed*);
- Velocidade aerodinâmica (*airspeed*);

- Altitude: altitude barométrica. Em geral medida em relação ao nível médio do mar (NMM). É importante notar que em aeronaves comerciais a indicação da real altitude em relação ao solo se dá com ajuste e compensação da pressão atmosférica local;
- Ângulo de arfagem e ângulo de ataque (ou incidência);
- Ângulo de rolagem e ângulo de glissagem.

O SCV pode ser dividido em módulos (Figura 39) com funções específicas, desta forma busca-se uma generalização do sistema em relação aos parâmetros e modelo da aeronave. Os módulos são o Planejador de Trajetória (*Guidance*), o Sistema de Navegação (*Navigation*) e o Sistema de Controle (*Control*) que são responsáveis pela interação com usuário, pela orientação e controle, respectivamente.

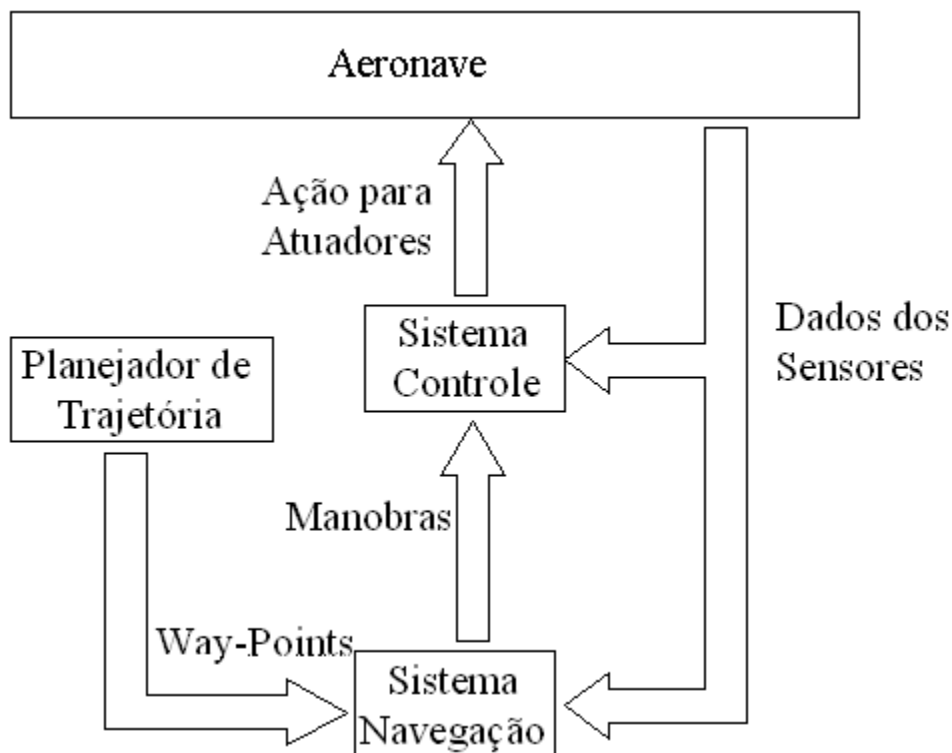


Figura 39 - Arquitetura do SCV.

O módulo *Planejador de Trajetória* é a interface do sistema com o usuário. Neste são informados todos os dados da missão. Através de um mapa, o usuário irá marcar os pontos (latitude, longitude e altura) por onde o avião deve seguir. Então, o *Planejador de Trajetória* desmembra a missão e envia para o *Sistema de Navegação* os pontos de rota (*waypoints*) para servir de guia para a navegação.

O módulo *Sistema de Navegação* é responsável por calcular a manobra necessária para que a aeronave siga a rota estabelecida e solicitar ao Sistema de Controle que as execute coerentemente com as características do avião. Assim, caso a aeronave sofra algum desvio em seu curso por perturbações externas, o Sistema de Navegação irá detectar este erro e propor as manobras necessárias para restabelecer a rota previamente definida.

O módulo *Sistema de Controle de Atitude* tem como objetivo atuar nas superfícies de controle da aeronave para executar as manobras solicitadas pelo Sistema de Navegação. A cada instante, é responsável por manter a atitude definida entre os pontos de rota e minimizar os efeitos das perturbações externas.

De uma forma geral, considera-se que os Sistemas de Controle de Vôo podem ser classificados em dois grupos:

- Totalmente embarcados: A aeronave é abastecida com todas as informações da missão, a partir deste instante todo o controle é realizado de dentro da aeronave, sem intervenção externa;
- Parcialmente embarcados: A aeronave não conhece todos os dados da missão e a cada instante novas solicitações são enviadas para a aeronave para que ela cumpra uma determinada missão. Neste caso, uma estação de terra é requerida.

Uma *Estação Base* pode ser utilizada para a comunicação com o SCV embarcado na aeronave com o objetivo de monitoramento em tempo real do seu comportamento (Figura 40). O monitoramento se dá através do envio, da aeronave para a estação em terra, de dados provenientes dos sensores embarcados e outros dispositivos, como câmera de vídeo, fotografias etc.

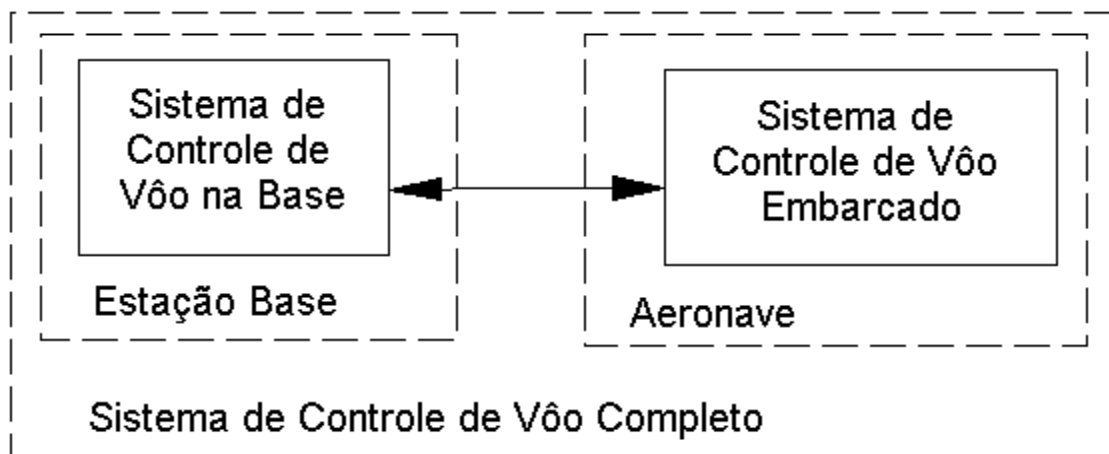


Figura 40 - Arquitetura do Sistema de Controle de Voo Completo.

Além do monitoramento, a *Estação Base* é empregado no controle da navegação da aeronave que utiliza SCV parcialmente embarcado. Neste caso, os dados dos sensores presentes da aeronave são enviados para a *Estação Base*, são processados e novas solicitações são enviadas para o SVC embarcado de acordo com o objetivo da missão.

O SCV embarcado na aeronave pode ser classificado de acordo com o seu nível de autonomia:

- Nenhuma: Todas as informações de como deverão se encontrar os atuadores da aeronave são provenientes de uma *Estação Base*.
- Baixa: Encontra-se embarcado o Sistema de Controle de Atitude, que recebe as manobras básicas enviadas da *Estação Base* para a aeronave.
- Média: Encontra-se embarcado o Sistema de Navegação e o Sistema de Controle. A aeronave recebe da *Estação Base* os pontos de rota em que deve passar.
- Alta: Encontra-se embarcado completamente o Sistema de Controle de Voo. Uma vez fornecidos os dados da missão, a aeronave é capaz de realizar todas as tarefas solicitadas sem qualquer intervenção externa.

O SCV embarcado vai se tornando cada vez mais complexo e menos dependente de uma *Estação Base* à medida que aumenta o seu nível de autonomia. No caso de pouca ou nenhuma autonomia, o SVC embarcado deve trocar constantemente informações com a *Estação Base*, responsável pelo controle da navegação. Assim, em virtude de um evento que altere as condições da aeronave a ação corretiva deve ser executada dentro de um limite de

tempo determinado, para que tenha o efeito desejado. Ou seja, se a ação precisa estar concluída no tempo T_a , então o intervalo de tempo entre a detecção do evento até a execução da ação corretiva deve ser menor ou igual a T_a (Figura 41). Desta forma, T_d (*download*) + T_p (processamento) + T_u (*upload*) + T_r (resposta) $\leq T_a$ (ação) (FASCIONI, 1996).

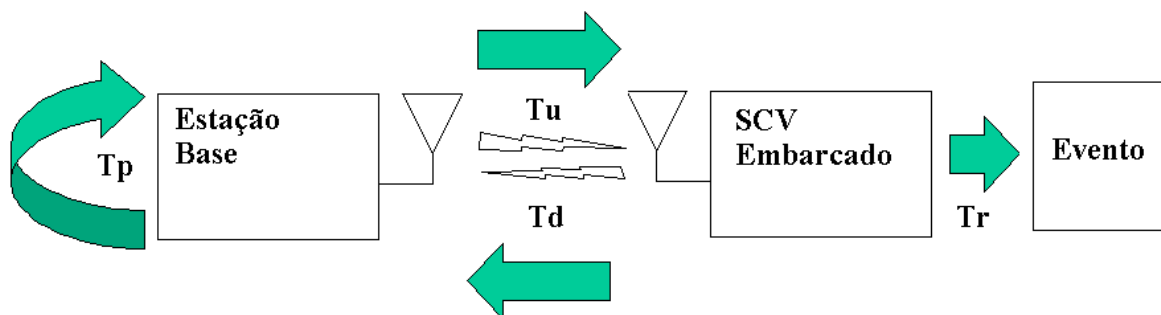


Figura 41 - Tempo de Ação do SCV a um Evento.

A troca de informações entre a estação base e o SCV embarcado pode ser dividida em categorias:

- Navegação: Os Sistemas Embarcados recebem informações de dados de missão, pontos de rota, manobras básicas ou mesmo posições de deflexão dos atuadores da aeronave, para o caso do controle de navegação ser proveniente da Estação Base;
- Telemetria: Dados provenientes dos sensores embarcados na aeronave, como latitude, longitude, altura, velocidade do vento, ângulo de ataque, ângulo de glissagem e RPM do motor são enviados para base em solo;
- Telecomandos: Posicionamento e acionamento de câmeras fotográficas e de vídeo, sensores infravermelhos etc;
- Monitoramento: Imagens de câmeras fotográficas, seqüências de vídeos, dados de sensores diversos, como umidade, temperatura ambiente etc.

O enlace de comunicação entre a *Estação Base* e a aeronave deve garantir a mínima banda necessária à troca de informações em tempo hábil. Quanto mais alto o nível de autonomia, menor é a banda necessária do canal de comunicação.

As categorias Navegação e Telemetria são vitais para o funcionamento adequado do Sistema de Controle de Vôo. Portanto, estas duas categorias de comunicação devem ser confiáveis, rápidos e não haver atrasos na entrega dos pacotes de dados. No entanto, a banda para Telecomandos e Monitoramento pode se utilizar uma comunicação menos exigente,

porém para o caso de tratamento de dados provenientes de câmeras fotográficas e de vídeo esta última categoria pode requerer uma maior largura de banda para a sua operação (TREVISANI, 2002).

O SCV pode ser classificado de acordo com o seu modo de operação:

- Pilotado (*Pilot-In-Control*): Um operador está no comando da aeronave, realizando um voo manual. Controla diretamente a deflexão dos atuadores da aeronave e pode ser comparado a um voo rádio controlado;
- Remotamente Pilotado: É um modo de operação semi-autônomo, onde o SCV está preocupado apenas com a função de estabilidade durante o voo. As funções de navegação são realizadas manualmente por um piloto;
- Autônomo: O SCV está realizando as funções de controle e navegação. Todo o controle da aeronave é de responsabilidade do SCV, que é realizada de forma automática.

Além do controle durante o voo, o SCV também pode realizar funções de decolagem e aterrissagem. A decolagem pode ser realizada manualmente por um piloto no modo Pilotado e logo em seguida o SCV toma o controle da aeronave. Um lançador também pode ser usado para colocar a aeronave em voo ou ainda o SCV pode comandar todo o processo de decolagem de uma forma completamente autônoma. Assim como a decolagem, a aterrissagem pode ser realizada de forma manual ou autônoma. Pára-quadras também são empregados para recuperar a aeronave no fim de sua missão.

4.5 INSTRUMENTOS DE BORDO

Para a realização de voo sem visada direta (tipos 2 e 3) são necessários diversos instrumentos de bordo, que podem ser divididos em duas categorias (PROCHASKA, 1996):

- Instrumentos que indicam as condições operacionais da aeronave: instrumentos do motor (rotação, temperatura do motor, temperatura dos gases de escape e pressão do óleo) e indicador de combustível;

- Instrumentos que indicam as características de vôo e a posição da aeronave no espaço: altímetro, horizonte artificial ou indicador de atitude, indicador de coordenação em curvas (indica o equilíbrio de forças na realização de curvas), bússola, indicador de velocidade do ar, bússola giroscópica (não é afetada por balanços ou inclinações da aeronave), variômetro (indica a razão de subida/descida fornecida em pés por minuto), GPS, ILS (*Instrument Landing System* - para o pouso em condições de tempo precárias e com pouca visibilidade) e *Transponder* (rádio de identificação da aeronave em radares).

4.6 SENSORES

Em um vôo autônomo há a necessidade de saber o estado atual da aeronave, porém não é preciso fazer uso de sensores para medir todo o estado da aeronave. Tenta-se através de um número mínimo de sensores obter toda a informação indispensável para o controle e estabilização da aeronave (MURPHY et al., 1997).

Na escolha dos sensores para o vôo autônomo deve-se considerar quais são as variáveis importantes e quais as fisicamente mensuráveis a bordo da aeronave. Existem vários fatores que influenciam esta escolha, os principais são o tipo de tecnologia, características físicas, qualidade e custo.

Dependendo do tipo da aeronave e de sua missão, os sensores são divididos em categorias: sensores da atitude e posição. Os principais sensores utilizados são: acelerômetro, giroscópio de rotação, giroscópio vertical, velocímetro, altímetro e GPS.

4.6.1 ACELERÔMETRO

Um acelerômetro é um dispositivo eletromecânico que mede forças de aceleração. Estas forças podem ser estáticas, como a força constante da gravidade, ou dinâmicas, causadas pelo movimento ou vibração do acelerômetro (DOEBELIN, 1989).

Medindo a quantidade de aceleração estática devido à gravidade, pode-se encontrar o ângulo em que um dispositivo está inclinado em relação à terra. Detectando a aceleração dinâmica de um corpo, é possível analisar a maneira como este corpo está se movendo.

Os acelerômetros são muito importantes no mundo dos sensores porque podem detectar uma grande variedade de movimentos. As suas principais aplicações estão voltadas para a medição de choques, vibrações, deslocamentos, velocidade, aceleração e até a inclinação de um corpo.

Os acelerômetros são construídos de diferentes maneiras. Alguns acelerômetros usam o efeito piezo-elétrico, quando contêm estruturas de cristal microscópicas que são modificadas por forças de aceleração, fazendo com que uma tensão seja gerada. Uma outra maneira fazê-lo é detectando mudanças na capacitância. Colocando-se duas microestruturas, lado a lado entre si, têm uma determinada capacitância entre eles. Se uma força de aceleração mover uma das estruturas, então a capacitância mudará. Para se obter um acelerômetro, basta adicionar alguns circuitos de conversão da capacitância em tensão. Há ainda mais métodos, incluindo o uso do efeito piezo-resistivo, bolhas de ar quente e luz (BICCHI, 1992).

Acelerômetros com a tecnologia iMEMS (*Integrated Micro-Electro-Mechanical Systems*) estão sendo largamente utilizados em aplicações comerciais, principalmente por conta do aumento de performance, tamanho reduzido e baixo custo. Atualmente, já se pode encontrar no mercado circuitos integrados com acelerômetro de 3 eixos (X, Y e Z) prontos para utilização sem a necessidade de desenvolvimento de circuitos adicionais, como pode ser visto na Figura 42.



Figura 42 - Circuito Integrado contendo um Acelerômetro.

4.6.2 GIROSCÓPIO DE ROTAÇÃO

Os giroscópios de rotação indicam a rotação de um corpo em relação a um referencial de inércia, permitindo, deste modo, medir as rotações P , Q e R . O princípio de funcionamento

dos giroscópios de rotação baseia-se na "Lei da Conservação do Momento Angular" (RADIX, 1978).

Uma massa, com inércia I , em rotação constante w_s , sujeito a uma rotação do eixo, w_p , perpendicular a w_s gera um binário T . Assim tem-se,

$$T = w_p \times w_s I \quad (4.1)$$

Este binário é absorvido por uma mola e constitui uma medida da rotação w_p . Os giroscópios de rotação consistem então num rotor em movimento sobre um quadro acoplado a um detector de ângulo, uma mola de restituição e um dispositivo de amortecimento, conforme a Figura 43.

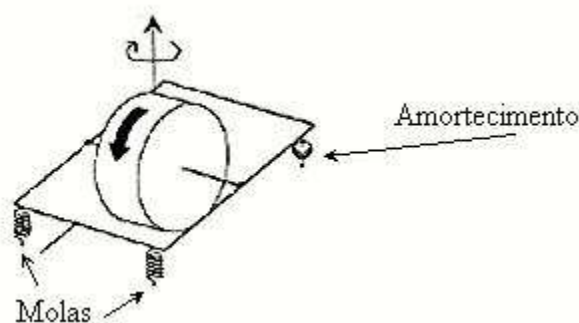


Figura 43 - Giroscópio de rotação.

4.6.3 GIROSCÓPIO VERTICAL

Ao contrário do giroscópio de rotação, o giroscópio vertical (Figura 44) tem o eixo de rotação livre. Assim, esse eixo aponta segundo uma direção constante (vertical). De fato, devido à rotação da terra e ao movimento sobre a superfície da terra este eixo não é exatamente constante em relação ao referencial Terra. A atualização da orientação do eixo faz-se com um mecanismo do tipo pêndulo (usualmente interruptores de mercúrio) de forma que o eixo aponte sempre segundo o vetor força da gravidade. Uma vez estabilizado o eixo segundo a vertical, podem medir-se os ângulos de *roll*, *pitch* e de *yaw*, diretamente através de potenciômetros (RADIX, 1978).

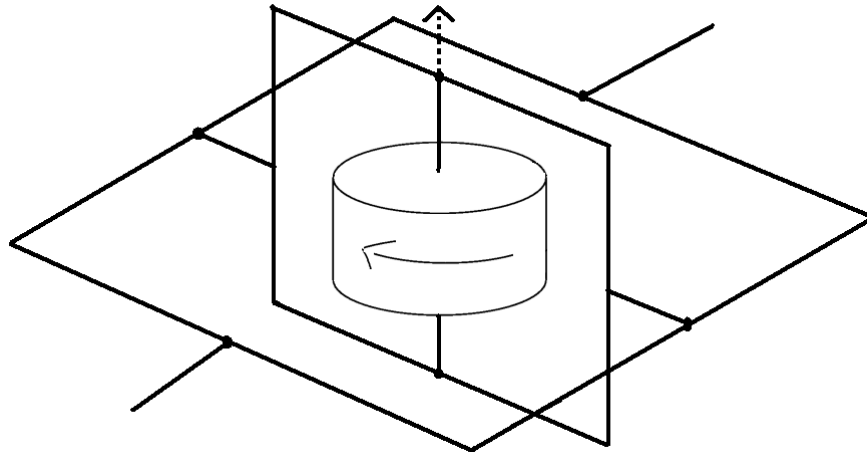


Figura 44 - Giroscópio Vertical.

4.6.4 ALTÍMETRO E VELOCÍMETRO

Um altímetro é um instrumento que indica a altitude acima ou abaixo de um determinado ponto. O altímetro mais comum é baseado na variação da pressão atmosférica com a altitude e é designado por altímetro barométrico (HENDERSON, 1993).

Os velocímetros usuais são tubos de Pitot, o seu funcionamento é baseado na lei de Bernoulli para medir a velocidade de um fluido. O tubo de Pitot (Figura 45) consiste em um tubo com uma abertura lateral e outra frontal, de modo a medir a pressão estática e a pressão total (pressão estática mais pressão dinâmica). A pressão dinâmica é dada por:

$$\Delta P = P_{\text{frontal}} - P_{\text{lateral}} = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (4.2)$$

Sabendo a diferença de pressões, é então possível calcular a velocidade do fluxo (U). A pressão dinâmica depende da densidade do ar ρ , que por sua vez é função da temperatura, da umidade e da altitude, pelo que a velocidade determinada é uma aproximação.

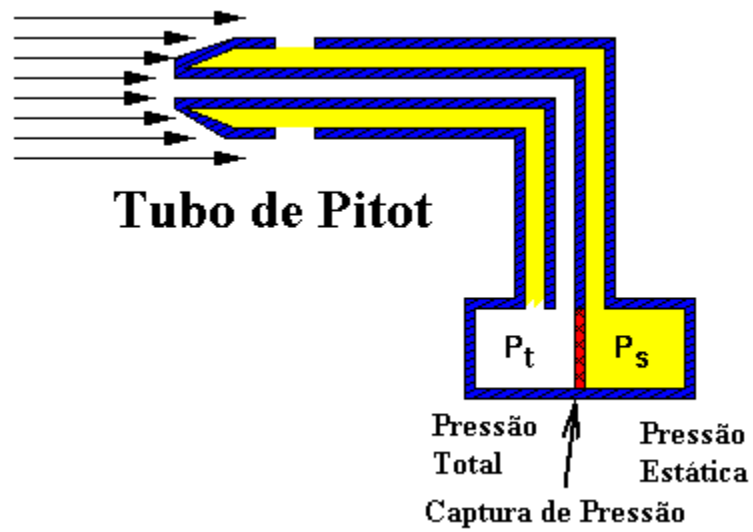


Figura 45 - Tubo de Pitot.

4.6.5 GPS

O Sistema de Posicionamento Global, conhecido por GPS (do acrônimo do inglês *Global Positioning System*), é um sistema de posicionamento por satélite (Figura 46). O GPS provê sinais de satélite codificados que permitem calcular a posição, velocidade e tempo. Quatro sinais de satélites são utilizados para calcular a posição (em 3 dimensões) e o *offset* temporal do relógio receptor (LETHAM, 1998).

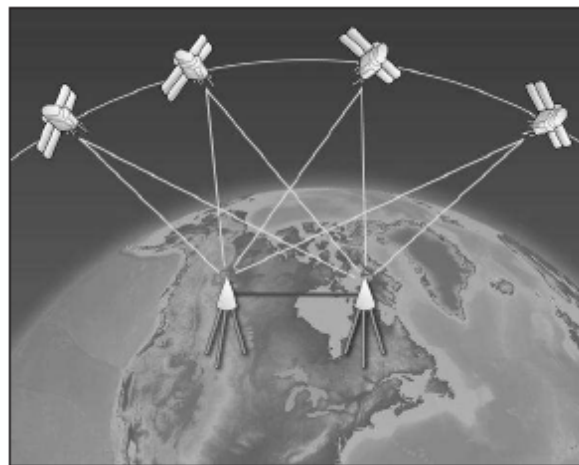


Figura 46 - Sistema GPS.

O *Space Segment* consiste em 24 satélites GPS que enviam sinais de rádio. Podem existir mais do que 24 satélites operacionais, dado que novos satélites são lançados para substituir outros mais antigos. A resolução de cada satélite é de aproximadamente 12 horas. Existem 6 planos orbitais com 4 satélites cada, igualmente espaçados de 60° e inclinados de cerca de 55° relativamente ao plano equatorial e a uma altitude de 20.200 Km. Em cada ponto da Terra são visíveis entre 5 a 8 satélites.

O Segmento de Controle consiste nas estações de rastreio localizadas em volta da Terra. Nestas estações são medidos os sinais provenientes dos satélites, os quais incorporados em modelos orbitais para cada satélite, permitem calcular a órbita precisa e as correções aos relógios de cada satélite.

A estação principal reenvia para cada satélite os dados referentes à sua órbita e relógio; os satélites posteriormente enviam, via rádio, subconjuntos de informação referentes à sua órbita para os receptores GPS. Os receptores de GPS e o conjunto de utilizadores constituem o *GPS User Segment*.

A obtenção da posição com exatidão é possível utilizando receptores em locais de referência que fornecem correções e informação de posição relativa para cada um dos receptores remotos.

5. CONTROLE AUTOMÁTICO

O objetivo deste capítulo é fornecer uma base teórica para os principais temas necessários à implementação do algoritmo de controle utilizado neste trabalho. A filosofia do controlador é apresentada de forma geral, passando pela teoria de controle até a definição do controlador com seleção de ganhos. Este tópico é, basicamente, uma seleção de trechos do livro Engenharia de Controle Moderno (OGATA, 1998).

Um sistema de controle é basicamente um sistema entrada(s)-saída(s) conforme ilustrado na Figura 47 (OGATA, 1998).

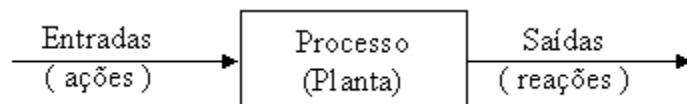


Figura 47 - Sistema de Controle.

O sistema a ser controlado é, em geral, chamado de processo ou planta. O processo é um sistema dinâmico, ou seja, seu comportamento pode ser descrito matematicamente por um conjunto de equações diferenciais. A entrada do processo é chamada de variável de controle ou variável manipulada (MV) e a saída do processo é chamada de variável controlada ou variável de processo (PV). A filosofia básica de um sistema de controle consiste em aplicar sinais adequados na entrada do processo com o intuito de fazer com que o sinal de saída satisfaça certas especificações e/ou apresente um comportamento particular. Um problema de controle consiste então em determinar os sinais adequados a serem aplicados a partir da saída desejada e do conhecimento do processo.

5.1 SISTEMA EM MALHA ABERTA

O controle em malha aberta (Figura 48) consiste em aplicar um sinal de controle pré-determinado, esperando-se que ao final de um determinado tempo a variável controlada atinja um determinado valor ou apresente um determinado comportamento. De acordo com Ogata (1998), nos sistemas de controle em malha aberta, o sinal de saída não afeta a ação de controle, ou seja, não se mede o sinal de saída nem tampouco este sinal é enviado para uma comparação com o sinal de referência. Assim, a cada sinal de referência na entrada corresponde uma condição de operação fixa.

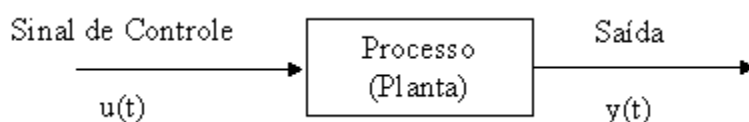


Figura 48 - Controle em Malha Aberta.

Neste tipo de sistema de controle não são utilizadas informações sobre evolução do processo para determinar o sinal de controle a ser aplicado em um determinado instante. Mais especificamente, o sinal de controle não é calculado a partir de uma medição do sinal de saída. Em resumo, a saída não tem nenhum efeito sobre a ação de controle.

As características básicas de um sistema de controle que opera em malha aberta são: imprecisão, nenhuma adaptação a variações externas (perturbações), dependência do julgamento e da estimativa externa (COUGHANOWR; KOPPEL, 1987). Por outro lado, este tipo de sistema é em geral simples e barato, pois não envolve equipamentos sofisticados para a medição e/ou determinação do sinal de controle. Na prática, não há controle.

5.2 CONTROLE EM MALHA FECHADA

No controle em malha fechada, informações sobre a saída do sistema são utilizadas para determinar o sinal de controle que deve ser aplicado ao processo em um instante específico. Isto é feito a partir de uma realimentação da saída para a entrada. Ainda, segundo Ogata (1998), nestes sistemas, o sinal atuante excita o controlador de modo a reduzir o erro e levar o valor da saída para o valor desejado. A grande vantagem dessa estratégia de controle

reside no fato de que a resposta do sistema se torna, de certa forma, insensível a perturbações externas e a variações internas de parâmetros do sistema.

Em geral, a fim de tornar o sistema mais preciso e buscar certa imunidade à perturbações externas, o sinal de saída é comparado com um sinal de referência (set-point) e o desvio (erro) entre estes dois sinais é utilizado para determinar o sinal de controle que deve efetivamente ser aplicado ao processo. Assim, o sinal de controle é determinado de forma a corrigir este desvio entre a saída e o sinal de referência. O dispositivo que utiliza o sinal de erro para determinar ou calcular o sinal de controle a ser aplicado à planta é chamado de controlador. O diagrama clássico de um sistema de controle em malha-fechada é mostrado na Figura 49.

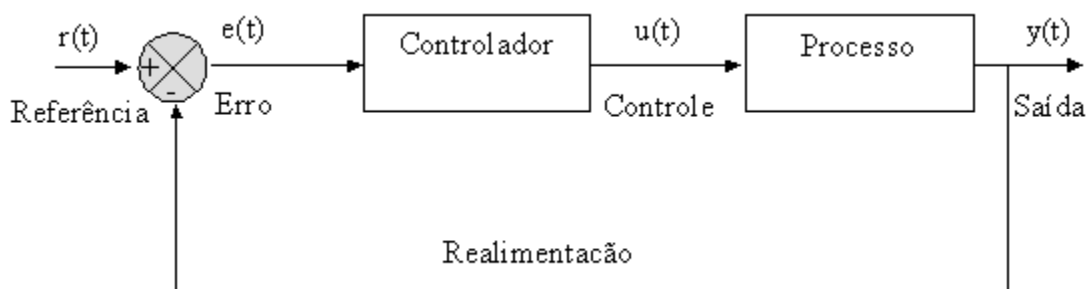


Figura 49 - Controle em Malha Fechada.

Quando o sistema em malha fechada não atende os requisitos de projeto em termos de desempenho, deve-se modificar a função de transferência através do uso de um controlador. Este controlador deve ter as propriedades adequadas para modificar as características do sistema, para que os requisitos de projeto sejam atingidos.

A utilização do controle em malha fechada, visa entre outros (OGATA , 1998):

- Aumentar a precisão do sistema;
- Rejeitar o efeito de perturbações externas e definir como o sistema responderá a tais perturbações;
- Melhorar a dinâmica do sistema e levá-lo a um ponto de equilíbrio estável;
- Diminuir a sensibilidade do sistema a variações dos parâmetros do processo, ou seja, tornar o sistema robusto.

5.3 AÇÕES BÁSICAS DE CONTROLE

O controlador clássico pode ser entendido como um dispositivo que realiza determinadas operações matemáticas sobre o sinal de erro $e(t)$ a fim de produzir um sinal $u(t)$ a ser aplicado a planta com o intuito de satisfazer um determinado objetivo (OGATA, 1998),.

Estas operações matemáticas constituem as ações de controle, que, na literatura clássica, podem ser divididas em 4 ações básicas:

1. Liga-desliga (on-off);
2. Ação proporcional;
3. Ação integral;
4. Ação derivativa.

5.3.1 LIGA-DESLIGA (ON-OFF)

Neste tipo de ação o controlador é modelado por um relê, conforme mostra a Figura 50.

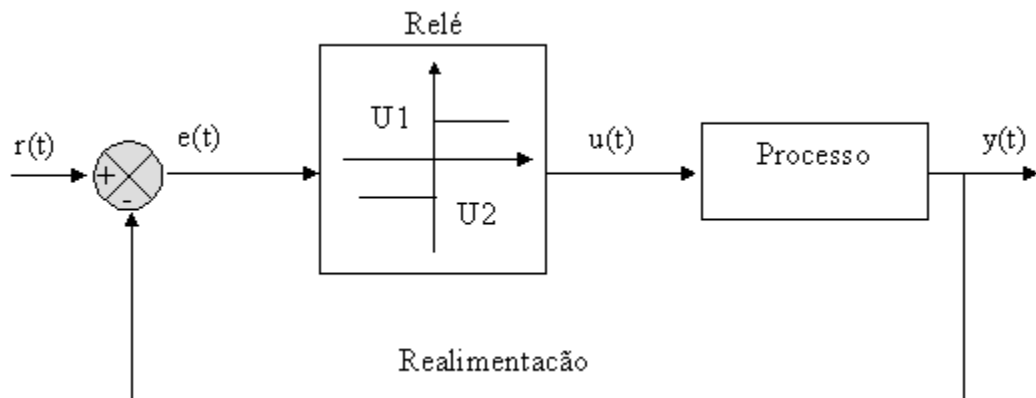


Figura 50 - Controle On-off.

O sinal de controle $u(t)$ pode assumir apenas dois valores (U_1 e U_2), conforme o erro seja positivo ou negativo. O gráfico da Figura 51 mostra a curva de resposta em malha fechada e o respectivo sinal de controle para um sistema com controlador liga-desliga.

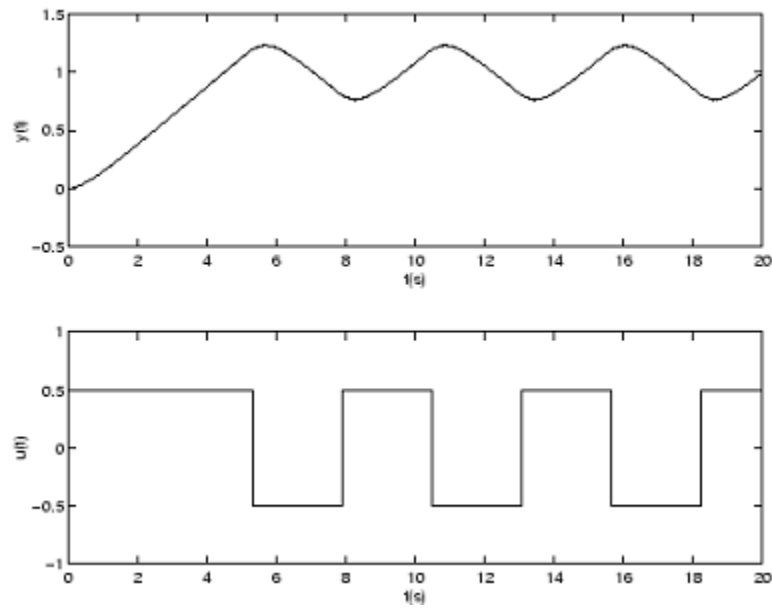


Figura 51 - Resposta ao Controle Liga Desliga.

5.3.2 AÇÃO PROPORCIONAL

Neste tipo de ação o sinal de controle aplicado à planta é proporcional à amplitude do valor do sinal de erro: $u(t) = K_p \cdot e(t)$, onde K_p é uma constante.

A Figura 52 mostra a resposta de um sistema considerando-se a aplicação de uma ação proporcional em um sistema de 2^a ordem.

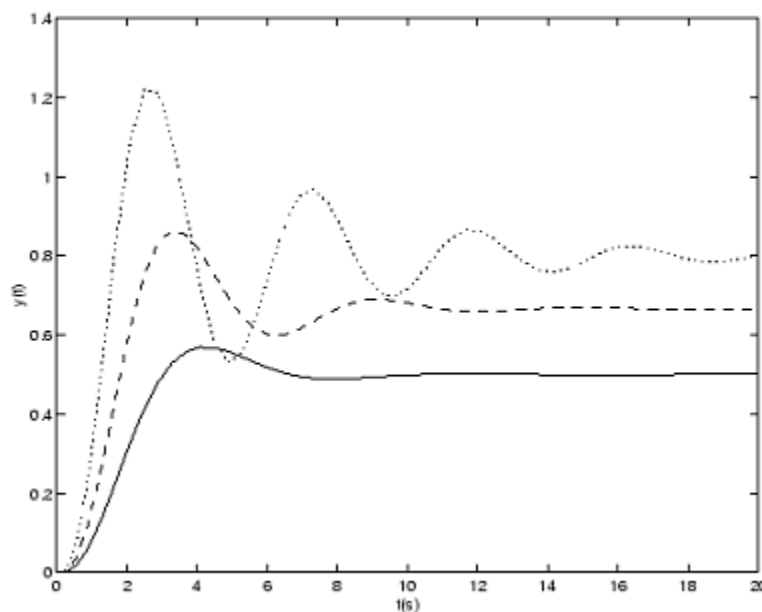


Figura 52 - Resposta à ação proporcional com diferentes valores de K_p .

5.3.3 AÇÃO INTEGRAL

A ação de controle integral consiste em aplicar um sinal de controle $u(t)$ proporcional à integral do sinal $e(t)$:

$$u(t) = \frac{1}{T_i} \int e(t) dt$$

onde T_i é chamado de tempo integral ou *reset-time*.

A ação integral tem assim uma função "armazenadora de energia". Se a partir de um determinado tempo t o erro é igual a zero, ou seja, $e(t) = 0$, o sinal o sinal de controle $u(t)$ será mantido em um valor constante proporcional a "energia armazenada" até o instante t .

A ação integral está então diretamente ligada à melhoria da precisão do sistema. Entretanto tende a piorar a estabilidade relativa do sistema em malha fechada ou mesmo torná-lo instável. Por este motivo, esta ação de controle em geral não é aplicada de maneira isolada.

5.3.4 AÇÃO DERIVATIVA

Esta ação corresponde a aplicação de um sinal de controle proporcional a derivada do sinal de erro:

$$u(t) = T_d \frac{d e(t)}{dt}$$

A derivada de uma função está relacionada intuitivamente com a tendência de variação desta função em um determinado instante de tempo. Assim, aplicar como controle um sinal proporcional à derivada do sinal de erro é equivalente a aplicar uma ação baseada na tendência de evolução do erro. A ação derivativa é então dita antecipatória ou preditiva e tende a fazer com que o sistema reaja mais rapidamente. Este fato faz com que a ação derivativa seja utilizada para a obtenção de respostas transitórias mais rápidas. No caso em que, em regime permanente, o sinal de erro é constante, a ação derivativa será igual a zero, ou seja, esta ação atua apenas durante a resposta transitória.

5.4 CONTROLADOR PID

Segundo Ogata (1998), a combinação das ações proporcional, integral e derivativa para gerar um só sinal de controle dá origem ao controlador proporcional-integral-derivativo ou simplesmente PID. O objetivo é aproveitar as características particulares de cada uma destas ações a fim de se obter uma melhora significativa do comportamento transitório e em regime permanente do sistema controlado. O sinal de controle gerado pelo controlador PID é assim genericamente dado como:

$$u(t) = K \left(e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(\tau) d\tau + T_d \frac{d e(t)}{dt} \right)$$

Desta forma, tem-se três parâmetros de sintonia no controlador: o ganho proporcional K (ação proporcional), o tempo integral T_i (ação integral) e o tempo derivativo T_d (ação derivativa).

5.5 SINTONIA DE CONTROLADORES PID

Os controladores possuem parâmetros ajustáveis que permitem alterar seu comportamento de modo a obter o melhor desempenho para uma dada aplicação. O ganho do controlador, por exemplo, está relacionado à agressividade do controlador: ganhos altos fazem com que o controlador atue com mudanças rápidas na saída, enquanto ganhos baixos fazem com que a saída se altere pouco, caracterizando um comportamento mais passivo.

Hoje, existem um conjunto de regras empíricas e matemáticas que permite sistematizar a busca de melhores desempenhos, sem comprometer a segurança do processo. Ziegler e Nichols foram os primeiros a sistematizar o processo de sintonia, com dois métodos extremamente simples e facilmente aplicáveis na indústria. Estes métodos devem ser utilizados como uma forma sistemática de obter uma primeira aproximação, em geral conservadora, a ser melhorada (COUGHANOWR; KOPPEL, 1987).

O método de sintonia em malha fechada consiste em deixar o sistema em controle proporcional, aumentando o ganho até obter uma oscilação de amplitude constante. Este ganho é denominado ganho limite (K_u), já que ganhos maiores levariam à instabilidade. O período de oscilação nesta situação é chamado de P_u .

Ziegler e Nichols propuseram que a Tabela 3 fosse utilizada para determinar os parâmetros de sintonia:

Tabela 3 - Parâmetros de Sintonia.

	K_p	K_i	K^d
controlador P	$K_u/2$		
controlador PI	$K_u/2,2$	$P_u/1,2$	
controlador PID	$K_u/1,7$	$P_u/2$	$P_u/8$

Atualmente, existem diversas ferramentas de software que permitem obter os dados em tempo real (por meio de um sistema de controle) durante transientes. A análise destes dados permite identificar o comportamento do processo e propor parâmetros para a sintonia de controladores.

5.6 DESEMPENHO DE CONTROLADORES

De acordo com Ogunnaike e Ray (1994), o desempenho de um controlador pode ser avaliado pela sua capacidade de manter a variável controlada próximo ao valor desejado (*setpoint*), mesmo em presença de perturbações externas. Em aplicações práticas, porém, pode ser desejável medir o desempenho de um controlador por meio de um índice que permita buscar melhoras de desempenho. Em geral, os índices consideram a resposta do controlador a uma perturbação em degrau. Alguns índices sugeridos na literatura são dados a seguir:

- Coeficiente de amortecimento: obtido ao comparar a resposta do controlador à de um sistema de segunda ordem;
- Sobreelevação (*overshoot*): o máximo desvio do *setpoint* observado logo após a perturbação;
- Velocidade de resposta: o tempo necessário para atingir o *setpoint* (não necessariamente se estabilizando no *setpoint*);
- Taxa de decaimento: a razão entre as amplitudes de duas oscilações sucessivas;
- Tempo de resposta: considerado como o tempo a partir do qual as oscilações se limitam a uma certa fração (geralmente 5%) da mudança de *setpoint*;
- Integral do erro: índice calculado por integração de uma função do erro ao longo do tempo. Os mais utilizados são: ISE (integral do quadrado do erro), IAE (integral do valor absoluto do erro) e ITAE (integral do produto entre tempo e valor absoluto do erro).

Cada critério tem suas vantagens e desvantagens e têm fornecido material para muitas discussões na literatura. Shinskey (1994) discute os méritos relativos de diversos índices de desempenho e situações em que eles não se aplicam.

5.7 CONTROLADOR LINEAR ADAPTATIVO

Quando se pretende controlar sistemas não-lineares¹⁴ utilizando os métodos do controle linear, como PID, em geral se consegue apenas um bom desempenho do controlador dentro de uma pequena gama de operação do sistema. Fora dela, o desempenho será ruim ou mesmo instável. Nestes casos, torna-se necessário considerar o sistema linearizado em torno de determinados pontos de funcionamento usando parâmetros de controle específicos para cada ponto e ajustar os parâmetros de forma automática (KANELLAKOPOULOS; KOKOTOVIC; MARINO, 1991).

Os controladores adaptativos são sistemas de controle que automaticamente ajustam seus parâmetros de modo a compensar mudanças no processo ou ambiente. Se o processo é razoavelmente bem conhecido, então é possível ajustar os parâmetros do controlador de uma forma sistemática (chamada de adaptação programada), à medida que as condições do processo mudam ou distúrbios entram no sistema (ASTRÖM, 1983).

5.7.1 ADAPTAÇÃO PROGRAMADA

Se um processo opera dentro de uma faixa de condições, melhorias no controle podem ser obtidas utilizando-se diferentes conjuntos de parâmetros para o controlador, para cada condição de operação (ASTRÖM; WITTENMARK, 1989). Alternativamente, uma relação pode ser desenvolvida entre os parâmetros do controlador e as variáveis do processo. A adaptação programada é limitada a aplicações onde a dinâmica do processo depende de medidas. O tipo mais comum de adaptação programada é a Seleção de Ganhos (*Gain Scheduling*), onde o ganho do controlador é ajustado de acordo com as variáveis do processo (HUNT; JOHANSEN, 1997).

5.7.2 CONTROLE ADAPTATIVO POR SELEÇÃO DE GANHOS

No Controle Adaptativo por Seleção de Ganhos existe um conhecimento a priori e uma fácil quantificação das variáveis responsáveis pelas mudanças nas características do

¹⁴ Um sistema não-linear, é um sistema não determinista, onde as implicações dos seus integrantes individualmente são aleatórias e não previsíveis.

processo. As mudanças requeridas para os parâmetros do controlador são pré-programadas. Este tipo de controle adaptativo é ilustrado na Figura 53 (HANG; LEE; HO, 1993).

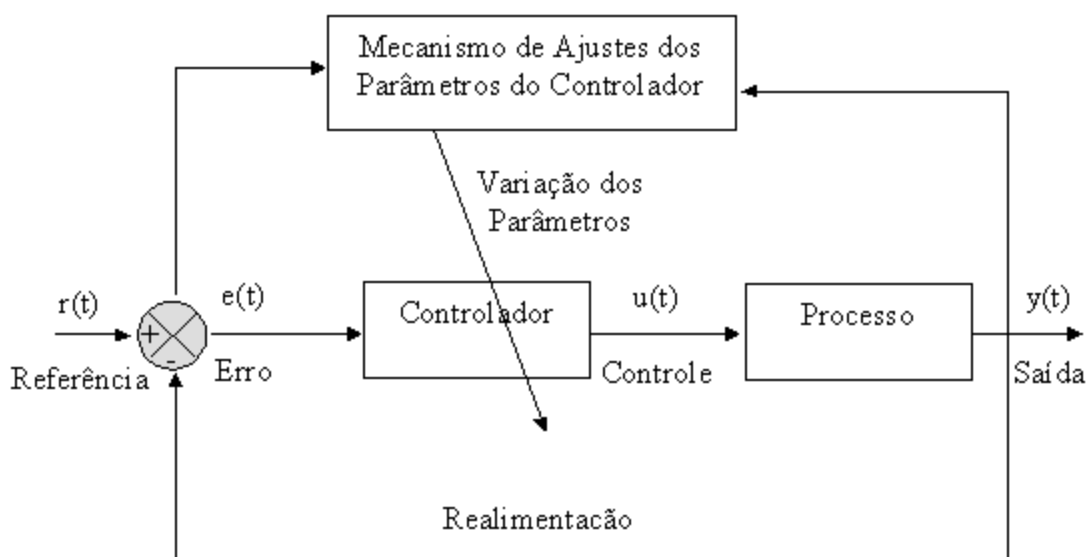


Figura 53 - Estrutura do algoritmo de controle adaptativo por seleção de ganhos.

A medida em que as variáveis de entrada e/ou saída do processo mudam significativamente, estas informações são enviadas ao controlador e seus parâmetros são ajustados de acordo com a programação. Na prática, o procedimento reduz-se a uma tabela de parâmetros de acordo com a faixa de operação (HUNT; JOHANSEN, 1997).

6. CONJUNTOS FUZZY

Seres humanos são capazes de lidar com processos bastante complexos, baseados em informações imprecisas ou aproximadas. A estratégia adotada pelos operadores humanos é também de natureza imprecisa e geralmente possível de ser expressa em termos lingüísticos. A Teoria de Conjuntos Fuzzy e os Conceitos de Lógica Fuzzy podem ser utilizados para traduzir em termos matemáticos a informação imprecisa expressa por um conjunto de regras lingüísticas. Se um operador humano for capaz de articular sua estratégia de ação como um conjunto de regras da forma *se ... então*, um algoritmo passível de ser implementado em computador pode ser construído. O resultado é um sistema de inferência baseado em regras, no qual a Teoria de Conjuntos Fuzzy e Lógica Fuzzy fornecem o ferramental matemático para se lidar com as tais regras lingüísticas (TANSCHKEIT, 2003).

A Teoria de Conjuntos Fuzzy foi concebida por Zadeh (1965) com o objetivo de fornecer um ferramental matemático para o tratamento de informações de caráter impreciso ou vago. A Lógica Fuzzy, baseada nessa teoria, foi inicialmente construída a partir dos conceitos já estabelecidos de lógica clássica; operadores foram definidos à semelhança dos tradicionalmente utilizados e outros foram introduzidos ao longo do tempo, muitas vezes por necessidades de caráter eminentemente prático.

6.1 FUNDAMENTOS

Segundo Tanscheit (2003), na teoria clássica dos conjuntos, o conceito de pertinência de um elemento a um conjunto fica bem definido. Dado um conjunto A em um universo X , os elementos deste universo simplesmente pertencem ou não pertencem àquele conjunto. Isto pode ser expresso pela função característica f_A :

$$f_A(x) = \begin{cases} 1, & \text{se e somente se } x \in A \\ 0, & \text{se e somente se } x \notin A \end{cases}$$

Zadeh (1965) propôs uma caracterização mais ampla, generalizando a função característica de modo que ela pudesse assumir um número infinito de valores no intervalo $[0,1]$. Um conjunto fuzzy A em um universo X é definido por uma função de pertinência $\mu_A(x): X \rightarrow [0,1]$, e representado por um conjunto de pares ordenados $A = \{\mu_A(x)/x\}$, $x \in X$ onde $\mu_A(x)$ indica o quanto x é compatível com o conjunto A . Um determinado elemento pode pertencer a mais de um conjunto fuzzy, com diferentes graus de pertinência.

O *conjunto suporte* de um conjunto fuzzy A é o conjunto de elementos no universo X para os quais $\mu_A(x) > 0$. Um conjunto fuzzy cujo suporte é um único ponto x' com $\mu_A(x')=1$. A é chamado de conjunto unitário fuzzy ou *singleton*. Assim, um conjunto fuzzy também pode ser visto como o mapeamento do conjunto suporte no intervalo $[0,1]$, o que implica em expressar o conjunto fuzzy por sua função de pertinência.

Conjuntos fuzzy podem ser definidos em universos contínuos ou discretos. Se o universo X for discreto e finito, o conjunto fuzzy A é normalmente representado:

- Por um vetor contendo os graus de pertinência no conjunto A dos elementos correspondentes de X ;
- Por meio da seguinte notação (que não deve ser confundida com a soma algébrica):

$$\sum_{i=1}^n \mu_A(x_i) / x_i$$

Se o universo X for contínuo, emprega-se muitas vezes a seguinte notação (onde o símbolo de integral deve ser interpretado da mesma forma que o da soma no caso de um universo discreto):

$$\int_x \mu_A(x) / x$$

6.2 VARIÁVEIS LINGÜÍSTICAS

Uma *variável lingüística* é uma variável cujos valores são nomes de conjuntos fuzzy. Por exemplo, a *temperatura* de um determinado processo pode ser uma variável lingüística assumindo valores *baixa*, *média*, e *alta*. Estes valores são descritos por intermédio de conjuntos nebulosos, representados por funções de pertinência, conforme mostrado na Figura 54, a seguir (TANSCHKEIT, 2003).

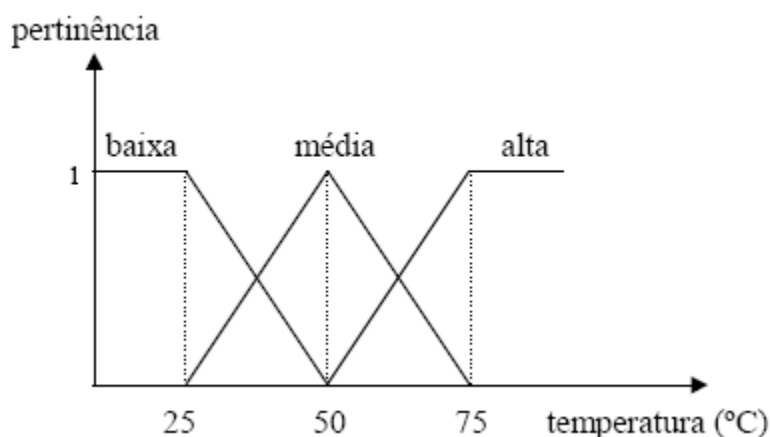


Figura 54 - Funções de pertinência para a variável temperatura.

Generalizando, os valores de uma variável lingüística podem ser sentenças em uma linguagem especificada, construídas a partir de *termos primários* (alto, baixo, pequeno, médio, grande, zero, por exemplo), de *conectivos lógicos* (negação *não*, conectivos *e* e *ou*), de modificadores (muito, pouco, levemente, extremamente) e de *delimitadores* (como parênteses).

A principal função das variáveis lingüísticas é fornecer uma maneira sistemática para uma caracterização aproximada de fenômenos complexos ou mal definidos. Em essência, a utilização do tipo de descrição lingüística empregada por seres humanos, e não de variáveis quantificadas, permite o tratamento de sistemas que são muito complexos para serem analisados através de termos matemáticos convencionais. Formalmente, uma variável lingüística é caracterizada por uma quintupla $(N, T(N), X, G, M)$, onde:

- N é o nome da variável;
- $T(N)$ é o conjunto de termos de N , ou seja, o conjunto de nomes dos valores lingüísticos de N ;

- X é o universo de discurso;
- G é a regra sintática para gerar os valores de N como uma composição de termos de T(N), conectivos lógicos, modificadores e delimitadores;
- M é a regra semântica, para associar a cada valor gerado por G um conjunto fuzzy em X.

6.3 FUNÇÕES DE PERTINÊNCIA

As funções de pertinência podem ter diferentes formas, dependendo do conceito que se deseja representar e do contexto em que serão utilizadas (TANSCHKEIT, 2003). Para exemplificar o quanto o contexto é relevante na definição de funções de pertinência e de sua distribuição ao longo de um dado universo, considere-se a variável lingüística *estatura* (de pessoas), constituída dos seguintes termos: $T(estatura) = \{baixa, média, alta\}$. A esses termos faz-se corresponder conjuntos fuzzy A, B e C, respectivamente, definidos por suas funções de pertinência. Uma possível escolha de funções de pertinência pode ser vista na Figura 55, a seguir:

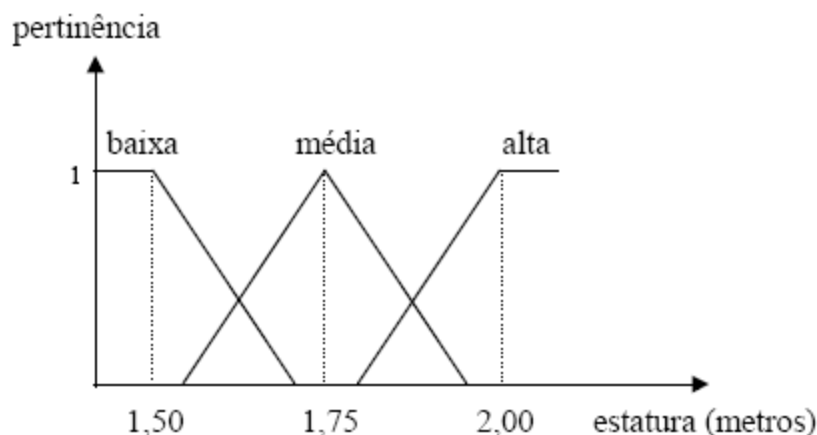


Figura 55 - Funções de pertinência para a variável estatura.

Funções de pertinência podem ser definidas a partir da experiência e da perspectiva do usuário, mas é comum fazer-se uso de funções de pertinência padrão, como, por exemplo, as de forma *triangular*, *trapezoidal* e *Gaussiana*. Em aplicações práticas as formas escolhidas inicialmente podem sofrer ajustes em função dos resultados observados.

Funções de pertinência contínuas podem ser definidas por intermédio de funções analíticas. Por exemplo, a seguinte função geral pode ser usada para definir as funções de pertinência associadas aos conjuntos fuzzy correspondentes aos termos pequeno, médio e grande:

$$\mu_A(x) = (1 + (a(x - c))^b)^{-1}$$

A forma de $\mu_A(x)$ pode ser modificada através da manipulação dos três parâmetros a , b e c .

Funções de pertinência descontínuas são compostas de segmentos contínuos lineares, resultando em formas triangulares ou trapezoidais. Funções de pertinência discretizadas consistem de conjuntos de valores discretos correspondendo a elementos discretos do universo.

6.4 DEFINIÇÕES E OPERAÇÕES

A exemplo do que ocorre com conjuntos ordinários, há uma série de definições e operações envolvendo conjuntos fuzzy (TANSCHKEIT, 2003).

Um conjunto fuzzy A em X é *vazio* se e somente se sua função de pertinência é igual a zero sobre todo X :

$$A = \emptyset \text{ se e somente se } \mu_A(x) = 0, \forall x \in X$$

O *complemento* A' de um conjunto fuzzy A é normalmente dado por:

$$\mu_{A'}(x) = 1 - \mu_A(x), \forall x \in X$$

Dois conjuntos fuzzy A e B em X são *iguais* se suas funções de pertinência forem iguais sobre todo X :

$$A = B \text{ se e somente se } \mu_A(x) = \mu_B(x), \forall x \in X$$

Um conjunto fuzzy A é um *subconjunto* de B se sua função de pertinência for menor ou igual à de B sobre todo X :

$$A \subset B \text{ se } \mu_A(x) \leq \mu_B(x), \forall x \in X$$

Recorde-se que, no caso de *conjuntos ordinários*, a interseção de dois conjuntos A e B em um universo X , denotada por $A \cap B$, contém todos os elementos pertencentes a A e a B . A união dos mesmos conjuntos, denotada por $A \cup B$, contém todos os elementos que pertencem a A ou a B . Fazendo-se uso dos operadores minimum (*min* ou \wedge) e maximum (*max* ou \vee), as funções características dos conjuntos resultantes (interseção e união) podem ser representadas da seguinte forma:

$$\begin{aligned} f_{A \cap B}(x) &= f_A(x) \wedge f_B(x), \forall x \in X \\ f_{A \cup B}(x) &= f_A(x) \vee f_B(x), \forall x \in X \end{aligned}$$

Embora a união e a interseção possam ser descritas também por meio de outros operadores, Zadeh (1998) estendeu a descrição acima (com os operadores *min* e *max*) para a representação de interseção e união fuzzy, de modo que:

$$\begin{aligned} \mu_{A \cap B}(x) &= \mu_A(x) \wedge \mu_B(x), \forall x \in X \\ \mu_{A \cup B}(x) &= \mu_A(x) \vee \mu_B(x), \forall x \in X \end{aligned}$$

A soma algébrica [$\mu_{A \cup B}(x) = \mu_A(x) + \mu_B(x) - \mu_A(x)\mu_B(x)$] também foi sugerida por Zadeh (1998) para a união fuzzy e o produto algébrico para a interseção fuzzy. Posteriormente, com o objetivo de generalização, foram definidos operadores de base axiomática, baseados nos conceitos de norma triangular (*norma-t*) e co-norma triangular (*conorma-t* ou *norma-s*).

Uma *norma-t* é uma operação binária $*$: $[0,1] \times [0,1]$ tal que $\forall x, y, z, w \in [0,1]$, as seguintes propriedades são satisfeitas:

- Comutatividade: $x * y = y * x$;
- Associatividade: $(x * y) * z = x * (y * z)$;
- Monotonicidade: se $x \leq y$, $w \leq z$, então $x * w \leq y * z$;
- Condições de contorno: $x * 0 = 0$ e $x * 1 = x$.

Uma *co-norma-t*, ou *norma-s*, é uma operação binária \oplus : $[0,1] \times [0,1] \rightarrow [0,1]$, que satisfaz as seguintes propriedades:

- Comutatividade: $x \oplus y = y \oplus x$;
- Associatividade: $(x \oplus y) \oplus z = x \oplus (y \oplus z)$;
- Monotonicidade: se $x \leq y$, $w \leq z$, então $x \oplus w \leq y \oplus z$;
- Condições de contorno: $x \oplus 0 = x$ e $x \oplus 1 = 1$.

A bibliografia registra inúmeras normas-t e co-normas-t, mas, em aplicações - principalmente em engenharia -, têm sido utilizados preponderantemente os operadores *min* e *produto algébrico* para interseção e o operador *max* para a união (TANSCHEIT, 2003).

6.5 PROPRIEDADES

Utilizando-se os operadores *max* e *min* para a descrição da união e interseção fuzzy, respectivamente, é fácil verificar que as seguintes propriedades algébricas de conjuntos ordinários também valem para conjuntos fuzzy (TANSCHEIT, 2003):

- Involução: $(A')' = A$
- Idempotência:
$$\begin{cases} A \cap A = A \\ A \cup A = A \end{cases}$$
- Comutatividade:
$$\begin{cases} A \cap B = B \cap A \\ A \cup B = B \cup A \end{cases}$$
- Associatividade:
$$\begin{cases} (A \cap B) \cap C = A \cap (B \cap C) \\ (A \cup B) \cup C = A \cup (B \cup C) \end{cases}$$
- Distributividade:
$$\begin{cases} A \cap (B \cup C) = (A \cap B) \cup (A \cap C) \\ A \cup (B \cap C) = (A \cup B) \cap (A \cup C) \end{cases}$$
- Absorção:
$$\begin{cases} A \cap (A \cup B) = A \\ A \cup (A \cap B) = A \end{cases}$$
- Lei Transitiva: *se* $A \subset B$ e $B \subset C \Rightarrow A \subset C$

- Leis de De Morgan:
$$\begin{cases} (A \cap B)' = A' \cup B' \\ (A \cup B)' = A' \cap B' \end{cases}$$

Observando que as funções de pertinência dos conjuntos vazio (\emptyset) e universo (X) são definidas como sendo 0 e 1, respectivamente, verificam-se também as seguintes propriedades:

$$\begin{cases} A \cap \emptyset = \emptyset \\ A \cup \emptyset = A \end{cases} \quad \text{e} \quad \begin{cases} A \cap X = A \\ A \cup X = X \end{cases}$$

As propriedades de conjuntos clássicos $A \cap A' = \emptyset$ e $A \cup A' = X$ não se verificam para conjuntos fuzzy quando os operadores *max* e *min* são utilizados:

$$\begin{aligned} \mu_{A \cap A'}(x) &= \mu_A(x) \wedge (1 - \mu_A(x)) \neq 0 \Rightarrow A \cap A' \neq \emptyset \\ \mu_{A \cup A'}(x) &= \mu_A(x) \vee (1 - \mu_A(x)) \neq 1 \Rightarrow A \cup A' \neq X \end{aligned}$$

Observe-se que, em geral, normas-t e co-normas-t não satisfazem as duas leis acima; exceções são o produto limitado $\mu_A(x) * \mu_B(x) = \max[0, \mu_A(x) + \mu_B(x) - 1]$ e a soma limitada $\mu_A(x) \oplus \mu_B(x) = \min[1, \mu_A(x) + \mu_B(x)]$. A distributividade também não é satisfeita para a maioria das normas-t e co-normas-t; exceções são os operadores *min* e *max*.

6.6 RELAÇÕES FUZZY

No caso de conjuntos ordinários, uma relação exprime a presença ou a ausência de uma associação (ou interação) entre elementos de dois ou mais conjuntos (TANSCHEIT, 2003). Formalmente, dados dois universos X e Y , a relação R definida em $X \times Y$ é um subconjunto do produto cartesiano do dois universos, de tal forma que $R: X \times Y \rightarrow \{0,1\}$. Ou seja, se algum $x \in X$ e $y \in Y$ estiverem relacionados, $R(x, y) = 1$; caso contrário, $R(x, y) = 0$. Isto pode ser expresso pela seguinte função característica (ou função de pertinência bivalente):

$$f_R(x, y) = \begin{cases} 1, \text{ se e somente se } (x, y) \in R \\ 0, \text{ em caso contrário} \end{cases}$$

As relações podem ser expressas de forma analítica (para universos infinitos, por exemplo), ou de forma tabular, muito utilizada no caso de universos finitos (e discretos). Esta última forma recebe o nome de matriz relacional, cujos elementos são ou zero ou um.

Relações fuzzy generalizam o conceito de relações e representam o grau da associação entre elementos de dois ou mais conjuntos fuzzy. Exemplos de caráter lingüístico seriam: x é muito maior do que y , x está próximo de y . Formalmente, dados dois universos X e Y , a relação fuzzy R é um conjunto fuzzy em $X \times Y$, caracterizada por uma função de pertinência:

$$\mu_R(x, y) \in [0, 1], \text{ onde } x \in X \text{ e } y \in Y$$

A interseção e a união de relações fuzzy são definidas de forma similar às mesmas operações com conjuntos fuzzy. Considerando-se duas relações fuzzy R e S definidas em um mesmo espaço $X \times Y$, as funções de pertinência resultantes são:

$$\begin{aligned}\mu_{R \cap S}(x, y) &= \mu_R(x, y) * \mu_S(x, y) \\ \mu_{R \cup S}(x, y) &= \mu_R(x, y) \oplus \mu_S(x, y)\end{aligned}$$

6.7 COMPOSIÇÃO DE RELAÇÕES

A composição de relações representa um papel muito importante em sistemas de inferência fuzzy. Considerem-se primeiramente duas relações não-fuzzy $P(X, Y)$ e $Q(Y, Z)$ que têm um conjunto (Y) em comum. A composição dessas duas relações é definida como um subconjunto $R(X, Z)$ de $X \times Z$ tal que $(x, z) \in R$ se e somente se existe pelo menos um $y \in Y$ tal que $(x, y) \in P$ e $(y, z) \in Q$, e é denotada por $R(X, Z) = P(X, Y) \circ Q(Y, Z)$ (TANSCHKEIT, 2003).

A operação realizada para se obter $R(X, Z)$ pode ser representada por qualquer uma (embora não somente) das seguintes expressões:

- Composição max-min:

$$f_R(x, z) = f_{P \circ Q}(x, z) = \left\{ (x, z), \max_y \left[\min(f_P(x, y), f_Q(y, z)) \right] \right\}$$

- Composição max-produto:

$$f_R(x, z) = f_{P \circ Q}(x, z) = \left\{ (x, z), \max_y [(f_P(x, y) f_Q(y, z))] \right\}$$

Um maneira prática de realizar as operações acima consiste em se efetuar a "multiplicação" das matrizes relacionais, tomando o cuidado de substituir cada multiplicação pela operação min e cada adição pelo operador max. Se, ao invés de min, for empregado o produto, o resultado será o mesmo.

A composição de relações fuzzy é definida de maneira análoga à apresentada acima; a expressão para a função de pertinência resultante da composição de duas relações fuzzy com um conjunto fuzzy em comum é generalizada para:

$$\mu_R(x, z) = \mu_{P \circ Q}(x, z) = \sup [\mu_P(x, y) * \mu_Q(y, z)]$$

onde a norma-t (representada por *) é normalmente o min ou o produto, embora seja permitido usar outras normas-t. No caso de universos finitos, a operação sup¹⁵ é o maximum.

Considerando agora o caso especial em que a relação P é um conjunto fuzzy apenas, de forma, que, em vez de $\mu_P(x, y)$, tem-se $\mu_P(x)$. Isto é equivalente a se ter $X = Y$ e a composição torna-se somente uma função de z, denotada pela seguinte função de pertinência:

$$\mu_R(z) = \sup_x [\mu_P(x) * \mu_Q(x, z)]$$

Do ponto de vista operacional, tem-se a "multiplicação" de um vetor por uma matriz, observando-se as substituições adequadas de operadores, o resultado é um vetor. Este é um resultado fundamental para o desenvolvimento de um sistema de inferência fuzzy.

6.8 PROPOSIÇÕES FUZZY

Uma frase da forma Π é A, onde Π é o nome de uma variável lingüística e A é um conjunto fuzzy definido no universo de discurso X de Π , é chamada de proposição fuzzy. No caso mais geral de uma proposição fuzzy n-ária, a representação se dá através do produto cartesiano das variáveis lingüísticas e da utilização de relações fuzzy (TANSCHKEIT, 2003).

¹⁵ Simplificadamente, o supremum (sup) é o menor limite superior de um conjunto S e não necessariamente pertence a este conjunto; um limite superior que pertence ao conjunto é chamado de maximum (max). Se o conjunto tiver um maximum, obviamente terá um supremum.

Proposições fuzzy podem ser combinadas por meio de diferentes operadores, como, por exemplo, os conectivos lógicos *e* e *ou*, a negação *não* e o operador de implicação *se ... então*; as proposições fuzzy daí resultantes podem ser descritas em termos de relações fuzzy.

Em geral, o conectivo *e* é usado com variáveis em diferentes universos, enquanto que o conectivo *ou* conecta valores lingüísticos de uma mesma variável, os quais estão no mesmo universo. Quando o conectivo *ou* é empregado para conectar variáveis em uma sentença do tipo *se . . . então*, ele pode ser usado com duas variáveis diferentes.

A operação *não* é considerada como semanticamente sinônima da negação em linguagem natural:

$$A = \{\mu_A(x)/x\} \Rightarrow \text{não } A = \{(1 - \mu_A(x))/x\}$$

Considerem-se:

- Variáveis lingüísticas de nomes x e y , definidas nos universos X e Y , respectivamente;
- Conjuntos fuzzy A e B , definidos nos universos X e Y , respectivamente;
- Proposições fuzzy: x é A e y é B .

Conectando-se essas proposições através do conectivo *ou*, tem-se a proposição fuzzy (x é A) ou (y é B), que pode ser expressa por uma relação fuzzy $R_{A \text{ ou } B}$, cuja função de pertinência é dada por $\mu_R(x, y) = \mu_A(x) \oplus \mu_B(y)$. Caso as proposições sejam conectadas por *e*, a função de pertinência da relação $R_{A \text{ e } B}$ é dada por $\mu_R(x, y) = \mu_A(x) * \mu_B(y)$. Esclarecendo, o operador usado para representar o conectivo *ou* é normalmente uma conorma-t, enquanto que uma norma-t é utilizada na representação do conectivo *e*.

O operador *se ... então* é também conhecido como declaração condicional fuzzy e descreve a dependência do valor de uma variável lingüística em relação ao valor de outra. Em muitas aplicações essas declarações condicionais são simplesmente denominadas regras lingüísticas, constituindo-se em frases da forma *se x é A então y é B* . Uma frase deste tipo é normalmente denominada implicação e é representada por uma relação $R_{A \rightarrow B}$, expressa pela função de pertinência:

$$\mu_{A \rightarrow B}(x, y) = f_{\rightarrow}(\mu_A(x), \mu_B(y))$$

onde f_{\rightarrow} é o operador de implicação.

Quando uma declaração condicional apresenta mais do que uma variável antecedente (x é A), as diversas variáveis são geralmente combinadas por meio do conectivo e :

$$se (x_1 \text{ é } A_1) e (x_2 \text{ é } A_2) e \dots e (x_m \text{ é } A_m) \text{ então } (y \text{ é } B)$$

que pode ser representada por uma relação expressa pela seguinte função de pertinência:

$$\mu_R(x_1, x_2, \dots, x_m, y) = f_{\rightarrow}(f_e(\mu_{A_1}(x_1), \mu_{A_2}(x_2), \dots, \mu_{A_m}(x_m)), \mu_B(y))$$

onde f_e é o operador (geralmente min ou produto) que representa o conectivo e .

Várias declarações podem ser combinadas por meio do conectivo ou:

$$R^1: \text{ se } x \text{ é } A^1 \text{ então } y \text{ é } B^1 \text{ ou}$$

$$R^2: \text{ se } x \text{ é } A^2 \text{ então } y \text{ é } B^2 \text{ ou}$$

...

$$R^n: \text{ se } x \text{ é } A^n \text{ então } y \text{ é } B^n.$$

A função de pertinência do conjunto R^N de declarações é:

$$\begin{aligned} \mu_{R^N}(x, y) &= f_{ou}[\mu_{R^1}(x, y), \mu_{R^2}(x, y), \dots, \mu_{R^N}(x, y)] \\ &= f_{ou}[f_{\rightarrow}(\mu_{A^1}(x), \mu_{B^1}(y)), f_{\rightarrow}(\mu_{A^2}(x), \mu_{B^2}(y)), \dots, f_{\rightarrow}(\mu_{A^N}(x), \mu_{B^N}(y))] \end{aligned}$$

Observe-se a distinção feita nas notações para o caso de se ter mais de um antecedente e para a existência de várias frases do tipo *se ... então*. Na primeira situação, tem-se várias variáveis, cada uma delas com seus valores, e apenas um valor (B) para o conseqüente (y é B). Na segunda, a variável é a mesma em todos os antecedentes e os valores da variável do conseqüente são distintos.

6.9 LÓGICA TRADICIONAL E FUZZY

Conforme visto, regras são expressas através de implicações lógicas da forma *se ... então*, representando uma relação $R_{A \rightarrow B}$ entre um ou mais antecedentes e um ou mais consequentes. A função de pertinência associada a esta relação é definida por intermédio do operador de implicação f_{\rightarrow} , que deve ser escolhido apropriadamente. O conceito de implicação está relacionado a um ramo da matemática conhecido como lógica proposicional, que é isomórfica à teoria dos conjuntos, sendo que ambas são isomórficas à álgebra booleana (TANSCHKEIT, 2003).

Para estabelecer o conceito de implicação na lógica fuzzy, é feita a seguir uma pequena revisão de lógica proposicional, para em seguida se passar à Lógica Fuzzy propriamente dita.

6.9.1 LÓGICA TRADICIONAL E INFERÊNCIA

Na lógica tradicional lida-se com proposições, que podem ser verdadeiras ou falsas. As combinações de proposições (p e q , a seguir), para formar novas proposições, são efetuadas a partir de três operações básicas:

- Conjunção ($p \wedge q$): estabelece a verdade simultânea de 2 proposições p e q ;
- Disjunção ($p \vee q$): serve para estabelecer a verdade de uma ou de ambas as proposições;
- Implicação ($p \rightarrow q$): regra *se ... então*.

São também utilizadas:

- Negação ($\sim p$): para se dizer "é falso que ...";
- Equivalência ($p \leftrightarrow q$): significa que p e q são ambos verdadeiros ou falsos.

Na lógica proposicional, proposições não relacionadas entre si podem ser combinadas para formar uma implicação, e não se considera nenhuma relação de causalidade, tão presente no mundo real e em aplicações em engenharia. Para determinar quando a implicação é

verdadeira ou falsa, pode ser interessante formulá-la da seguintes forma: p é condição suficiente para q , i.e, se p for verdadeira, q também o será (basta a verdade de p para que q seja verdadeira). Com base nisto, verifica-se que, se a verdade de p se fizer seguir da de q , a implicação é verdadeira. Se p é verdadeira e q é falsa, i.e., p não é suficiente para q , a implicação é falsa. Quando a condição p não é satisfeita (p é falsa), não há uma maneira direta de se avaliar a implicação; assim, estipula-se que ela é verdadeira sempre que o antecedente for falso.

As relações entre proposições são normalmente mostradas através de uma tabela verdade; as tabelas verdade para conjunção, disjunção, implicação, equivalência e negação, que constituem axiomas fundamentais da lógica proposicional, estão mostradas na Tabela 4, onde V significa verdadeiro e F falso.

Tabela 4 - Tabelas Verdade para cinco operações fundamentais de lógica.

p	q	$p \wedge q$	$p \vee q$	$p \rightarrow q$	$p \leftrightarrow q$	$\sim p$
V	V	V	V	V	V	F
V	F	F	V	F	F	F
F	V	F	V	V	F	V
F	F	F	F	V	V	V

Uma tautologia é uma proposição sempre verdadeira, formada a partir da combinação de outras proposições. As tautologias de maior interesse no âmbito desta discussão são:

$$(p \rightarrow q) \leftrightarrow \sim [p \wedge (\sim q)]$$

$$(p \rightarrow q) \leftrightarrow [(\sim p) \vee q]$$

conforme demonstrado na Tabela 5.

Tabela 5 - Provas de Equivalência.

p	q	$p \rightarrow q$	$\sim q$	$p \wedge (\sim q)$	$\sim [p \wedge (\sim q)]$	$\sim p$	$(\sim p) \vee q$
V	V	V	F	F	V	F	V
V	F	F	V	V	F	F	F
F	V	V	F	F	V	V	V
F	F	V	V	F	V	V	V

Algumas das equivalências mais importantes entre lógica, teoria dos conjuntos e álgebra booleana podem ser vistas na Tabela 6:

Tabela 6 - Equivalências mais importantes.

Lógica	Teoria dos conjuntos	Álgebra Booleana
\wedge	\cap	\times
\vee	\cup	$+$
\sim	$'$	$'$
V		1
F		0
\leftrightarrow		$=$

Relembrando que, na teoria clássica de conjuntos, a função característica pode assumir apenas 2 valores (1 ou 0, indicando pertinência ou não, respectivamente), observando as equivalências acima entre lógica, teoria dos conjuntos e álgebra booleana, e utilizando as duas tautologias já mencionadas, podem ser obtidas as seguintes funções características para a implicação (denotadas por $f_{p \rightarrow q}(x, y)$):

$$(p \rightarrow q) \leftrightarrow \sim [p \wedge (\sim q)]: f_{p \rightarrow q}(x, y) = 1 - \min[f_p(x), 1 - f_q(y)]$$

$$(p \rightarrow q) \leftrightarrow [(\sim p) \vee q]: f_{p \rightarrow q}(x, y) = \max[1 - f_p(x), f_q(y)]$$

Isto é demonstrado na Tabela 7, construída com base na Tabela 5 fazendo-se os valores lógicos V e F corresponderem aos valores booleanos (1 e 0):

Tabela 7 - Validação das equivalências da Tabela 5.

$f_p(x)$	$f_q(y)$	$1 - f_p(x)$	$1 - f_q(y)$	$\max[1 - f_p(x), f_q(y)]$	$1 - \min[f_p(x), 1 - f_q(y)]$
1	1	0	0	1	1
1	0	0	1	0	0
0	1	1	0	1	1
0	0	1	1	1	1

Existem inúmeras outras funções características para implicação, não necessariamente fazendo uso dos operadores \max e \min aqui utilizados.

Na lógica proposicional há dois tipos importantes de mecanismos (ou regras) de inferência: *Modus Ponens* e *Modus Tollens*. O primeiro é de grande relevância para aplicações em engenharia e, portanto, é apresentado a seguir:

- Premissa 1: x é A ;

- Premissa 2: se (x é A) então (y é B);
- Conseqüência: y é B.

O *Modus Ponens* é associado à implicação A implica em B ($A \rightarrow B$); usando-se as proposições p e q , pode ser expresso como $(p \wedge (p \rightarrow q)) \rightarrow q$.

6.9.2 LÓGICA FUZZY

Os conceitos de lógica fuzzy nasceram inspirados na lógica tradicional, embora modificações tenham se tornado necessárias para adaptá-los aos requisitos de aplicações em engenharia (TANSCHKEIT, 2003).

A extensão da lógica tradicional para a lógica fuzzy foi efetuada através da simples substituição das funções características (ou funções de pertinência bivalentes) da primeira por funções de pertinência fuzzy, à semelhança da extensão de conjuntos ordinários para conjuntos fuzzy. Assim, a declaração condicional se x é A então y é B tem uma função de pertinência $\mu_{A \rightarrow B}(x, y)$ em que mede o grau de verdade da relação de implicação entre x e y. Exemplos de $\mu_{A \rightarrow B}(x, y)$, obtidos pela simples extensão de funções de pertinência bivalentes da lógica proposicional para a lógica fuzzy, são:

$$\begin{aligned}\mu_{A \rightarrow B}(x, y) &= 1 - \min[\mu_A(x), 1 - \mu_B(y)] \\ \mu_{A \rightarrow B}(x, y) &= \max[1 - \mu_A(x), \mu_B(y)]\end{aligned}$$

Quanto à inferência, o *modus ponens* é estendido para o *modus ponens* generalizado, descrito da seguinte forma:

- Premissa 1: x é A*
- Premissa 2: se x é A então y é B
- Conseqüência: y é B*

No *modus ponens* generalizado, o conjunto fuzzy A^* não é necessariamente o mesmo que A (antecedente da regra), assim como B^* não é necessariamente o mesmo que o conseqüente B. Na lógica clássica, uma regra será "disparada" somente se a *Premissa 1* for

exatamente o antecedente da regra, e o resultado será exatamente o conseqüente dessa regra. Na lógica fuzzy, uma regra será disparada se houver um grau de similaridade diferente de zero entre a *Premissa 1* e o antecedente da regra; o resultado será um conseqüente com grau de similaridade não nulo em relação ao conseqüente da regra.

Formalmente, a função de pertinência do conseqüente, $\mu_{B^*}(y)$, é obtida a partir do conceito de regra de inferência composicional $B^* = A^* \circ R$, na qual a conexão entre as duas proposições é representada explicitamente por uma relação R . O *modus ponens* generalizado (onde a relação fuzzy é representada de modo implícito pela regra *se ... então*) é um caso especial dessa regra, embora os dois nomes sejam freqüentemente empregados como "sinônimos".

A questão pode ser recolocada como: dada uma relação entre duas variáveis fuzzy, qual o conseqüente para um dado antecedente? Isto é equivalente a se considerar duas proposições fuzzy: uma simples, correspondendo a um fato, e outra correspondendo a uma regra fuzzy. O *modus ponens* generalizado pode ser visto, então, como uma composição fuzzy, onde a primeira relação é meramente um conjunto fuzzy. Utilizando a expressão já vista para a composição de um conjunto fuzzy com uma relação fuzzy (seção 6.7), tem-se:

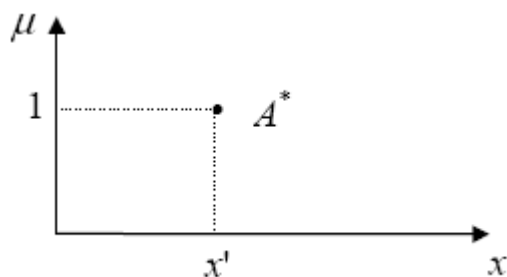
$$\mu_{B^*}(y) = \sup_{x \in A'} [\mu_{A'}(x) * \mu_R(x, y)]$$

Como R é uma relação de implicação, a expressão acima pode ser reescrita como:

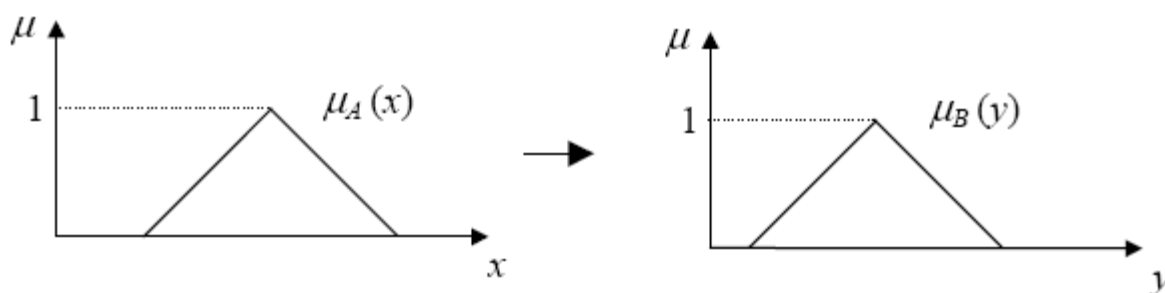
$$\mu_{B^*}(y) = \sup_{x \in A'} [\mu_{A'}(x) * \mu_{A \rightarrow B}(x, y)]$$

Considere-se, agora, a implicação $\mu_{A \rightarrow B}(x, y) = 1 - \min[\mu_A(x), 1 - \mu_B(y)]$ e conjuntos fuzzy A e B , representados por funções de pertinência triangulares, em universos contínuos. O conseqüente será dado pela função de pertinência $\mu_{B^*}(y) = 1 - \min[\mu_A(x'), 1 - \mu_B(y)]$. As operações acima podem ser representadas graficamente como:

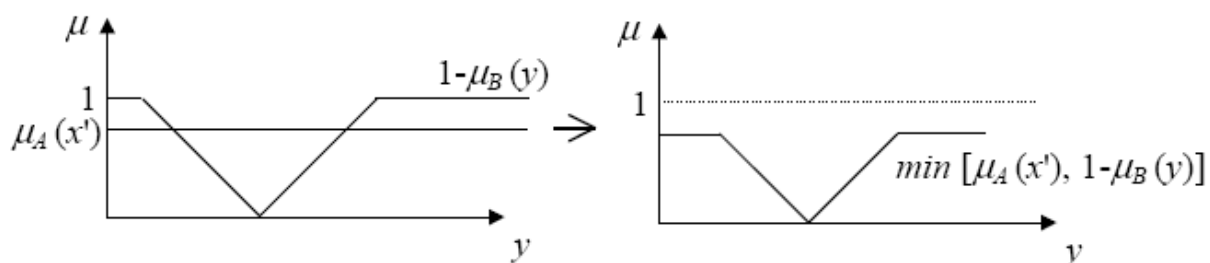
- Premissa 1 (informação ou entrada):



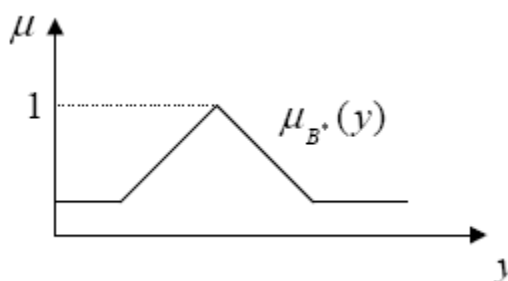
- Regra (implicação): se A então B



- Operações (passo a passo), observando que $\mu_A(x') < 1$:



- Resultado final (conseqüente ou saída):



Para a implicação considerada, observa-se que o resultado de uma regra específica, cujo conseqüente é associado a um conjunto fuzzy com *suporte finito*, é um conjunto fuzzy

com *suporte infinito*. Este comportamento, que é observado também para outras implicações, viola o *senso comum*, de importância em aplicações de engenharia.

Este exemplo pode ser repetido para outras implicações e o problema aqui apresentado persiste. Observa-se, portanto, que a utilização de implicações inspiradas na lógica tradicional pode levar a conclusões sem muito sentido quando o enfoque é de aplicações em engenharia, onde a noção de causa e efeito tem um papel relevante. Em virtude disto, a necessidade fez com que fossem definidas outras implicações, mesmo rompendo o vínculo com a lógica proposicional.

Os primeiros problemas de aplicação de lógica fuzzy situaram-se na área de Controle, quando foram definidas as implicações *min* e *produto*, que têm sido, desde então, as mais usadas em engenharia (MENDEL, 1995). A tabela verdade destas implicações, em lógica proposicional tradicional, mostra que a implicação é verdadeira somente quando ambos o antecedente e o conseqüente forem verdadeiros (como a tabela verdade de *e*). O uso da implicação *min* fornece como resultado:

$$\mu_{B'}(y) = \mu_A(x') \wedge \mu_B(y)$$

Considerando funções de pertinência triangulares, por exemplo, a função de pertinência $\mu_{B'}(y)$ terá uma forma trapezoidal, conforme pode ser visto na Figura 56, a seguir. O uso da implicação *produto*, fornece a função de pertinência $\mu_{B'}(y)$ também mostrada na figura. Com ambas as implicações, $\mu_{B'}(y)$ corresponde a um conjunto fuzzy associado exatamente com o conseqüente da regra e com *suporte finito*. Além disso, pode ser verificado que $\mu_{B'}(y)$ para todo $x \neq x'$, o que é muito mais condizente com aplicações em engenharia.

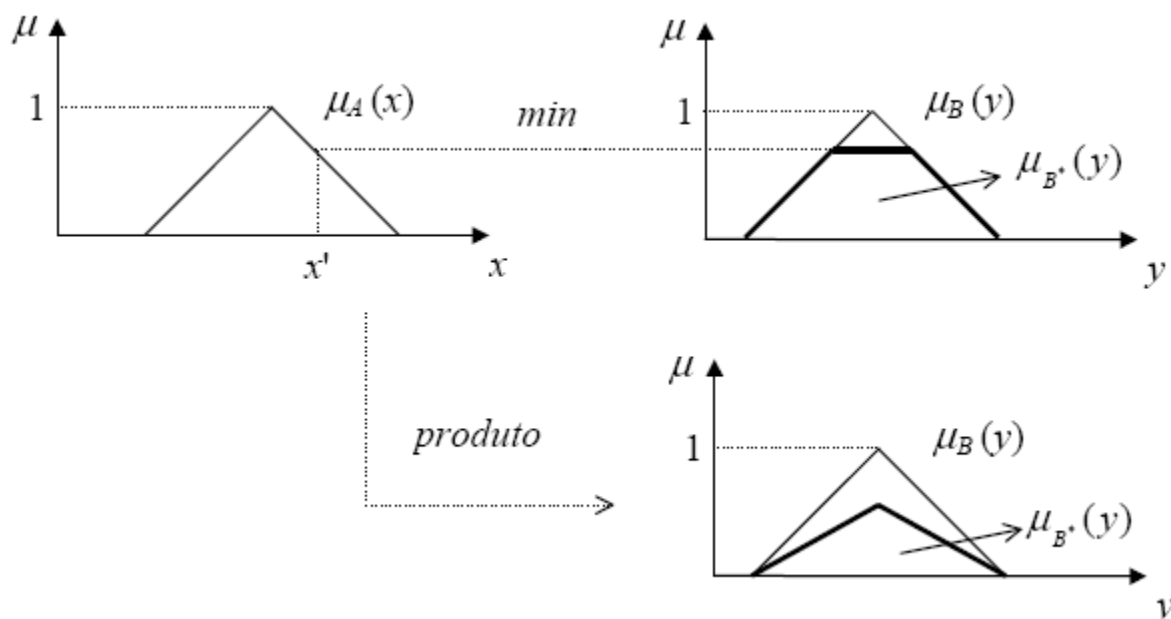


Figura 56 - Funções de pertinência triangulares.

O grau de pertinência de x' em A estabelece o grau de ativação de uma determinada regra. Quanto mais a entrada for compatível com o antecedente da regra, mais peso terá o seu conseqüente no resultado final. Se $\mu_A(x')=1$, indicando "compatibilidade total" de x' com A , B^* será o próprio conjunto B .

Foi visto na seção 6.8 que vários antecedentes conectados por *e*, assim como sentenças lingüísticas (ou regras) conectadas por *ou*, podem ser traduzidas matematicamente por meio do ferramental de lógica fuzzy (faz-se uso dos operadores f_e , f_{ou} e f_{\rightarrow}). Quanto ao operador de implicação, a extensão da lógica proposicional para a lógica fuzzy e as subseqüentes discussões sobre a necessidade de, em aplicações, preservar-se a noção de causa e efeito, fornecem elementos suficientes para se realizar uma boa escolha. Os operadores *min* e *produto* são os operadores mais empregados em aplicações de engenharia. De uma maneira geral utilizam-se *normas-t* em associação com a implicação. Quanto aos operadores f_e e f_{ou} , normalmente utilizam-se *normas-t* (particularmente *min*) em associação com o primeiro, e *co-normas-t* (particularmente *max*) em associação com o segundo. No *modus ponens generalizado*, a *norma-t* mais utilizada é *min*, dando origem à regra de inferência *max-min* (ou *sup-min*).

6.10 SISTEMA DE INFERÊNCIA FUZZY

Um Sistema de Inferência Fuzzy é mostrado na Figura 57, onde estão identificadas as funções de cada bloco (TANSCHKEIT, 2003).

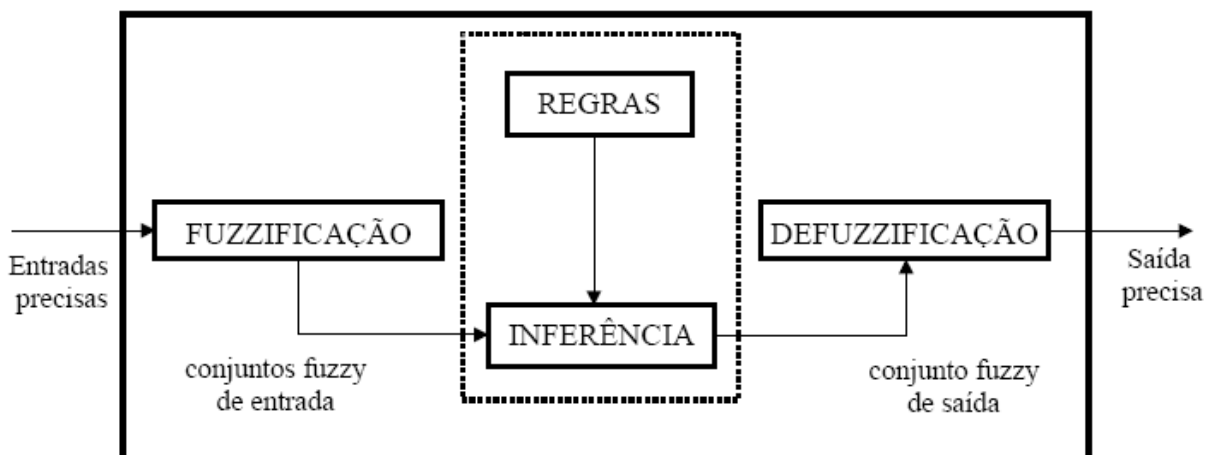


Figura 57 - Sistema de Inferência Fuzzy.

Neste Sistema de Inferência Fuzzy, consideram-se entradas não-fuzzy, ou precisas - resultantes de medições ou observações (conjuntos de dados, por exemplo) -, que é o caso da grande maioria das aplicações práticas. Em virtude disto, é necessário efetuar-se um mapeamento destes dados precisos para os conjuntos fuzzy (de entrada) relevantes, o que é realizado no estágio de *fuzzificação*. Neste estágio ocorre também a ativação das regras relevantes para uma dada situação.

Uma vez obtido o conjunto fuzzy de saída através do processo de inferência (*modus ponens generalizado*), no estágio de *defuzzificação* é efetuada uma interpretação dessa informação. Isto se faz necessário, pois, em aplicações práticas, geralmente, são requeridas saídas precisas. Existem vários métodos de defuzzificação na literatura; dois dos mais empregados são o centro de gravidade e a média dos máximos. Neste, a saída precisa é obtida tomando-se a média entre os dois elementos extremos no universo que correspondem aos maiores valores da função de pertinência do conseqüente. Com o centro de gravidade, a saída é o valor no universo que divide a área sob a curva da função de pertinência em duas partes iguais.

As *regras* são sentenças lingüísticas e se constituem em um aspecto fundamental no desempenho de um sistema de inferência fuzzy.

No estágio de *inferência* ocorrem as operações com conjuntos fuzzy propriamente ditas: combinação dos *antecedentes* das regras, *implicação* e *modus ponens generalizado*. Os conjuntos fuzzy de entrada, relativos aos antecedentes das regras, e o de saída, referente ao conseqüente, podem ser definidos previamente ou, alternativamente, gerados automaticamente a partir dos dados.

Neste texto foram apresentados, de modo sucinto, os conceitos fundamentais de Conjuntos Fuzzy e uma introdução à Lógica Fuzzy e a mecanismos de inferência fuzzy. O sistema de inferência fuzzy aqui abordado é do tipo inicialmente concebido por Zadeh (1965) e outros pesquisadores, entre os quais E.H. Mamdani (1974), que deu início a aplicações de caráter prático na década de 70. Em virtude disso, este tipo de sistema de inferência é muitas vezes referenciado, hoje em dia, como sendo do tipo Mamdani.

Um outro sistema de inferência que se tornou extremamente bem sucedido foi concebido por H. Takagi e M. Sugeno (1985), o qual difere do de Mamdani na parte do conseqüente, que é uma função linear das variáveis dos antecedentes: se x_1 é A_1 e x_2 é A_2 , então $z = f(x_1, x_2)$. A função f é, em geral, um polinômio e o sistema de inferência é geralmente referenciado em função do grau deste polinômio. Por exemplo: em um sistema de inferência Takagi-Sugeno de ordem zero a saída z é uma constante, o que é equivalente a um sistema Mamdani com um *singleton* como conseqüente. Essencialmente, num sistema Takagi-Sugeno deste tipo, o espaço não linear é subdividido em várias regiões lineares, o que evidentemente facilita o projeto.

7. SISTEMA DE CONTROLE DE VÔO DO UAV-UFBA

A Escola Politécnica da UFBA, especialmente no que se refere ao curso de Mestrado em Mecatrônica, iniciou um projeto denominado UAV-UFBA. Seu objetivo é desenvolver uma UAV para monitoramento de áreas ambientais, áreas de cultivo agrícola e controle de pragas (SAMPAIO et al., 2005).

O UAV-UFBA é composto de uma pequena aeronave, com suporte necessário para vôos autônomos e uma estação base em solo, responsável pelas informações, armazenamento de dados e controle de vôo. Além disso, prioriza o desenvolvimento de baixo custo, conforme propuseram Hallberg e outros (1999) e Jonhson e Fortaine (2001).

O Sistema de Controle de Vôo do UAV-UFBA (Figura 58) é formado por dois subsistemas: Sistema Estação Base em Solo e Sistema Aeronave. Um link de rádio é responsável pela troca de informações entre estes dois subsistemas.

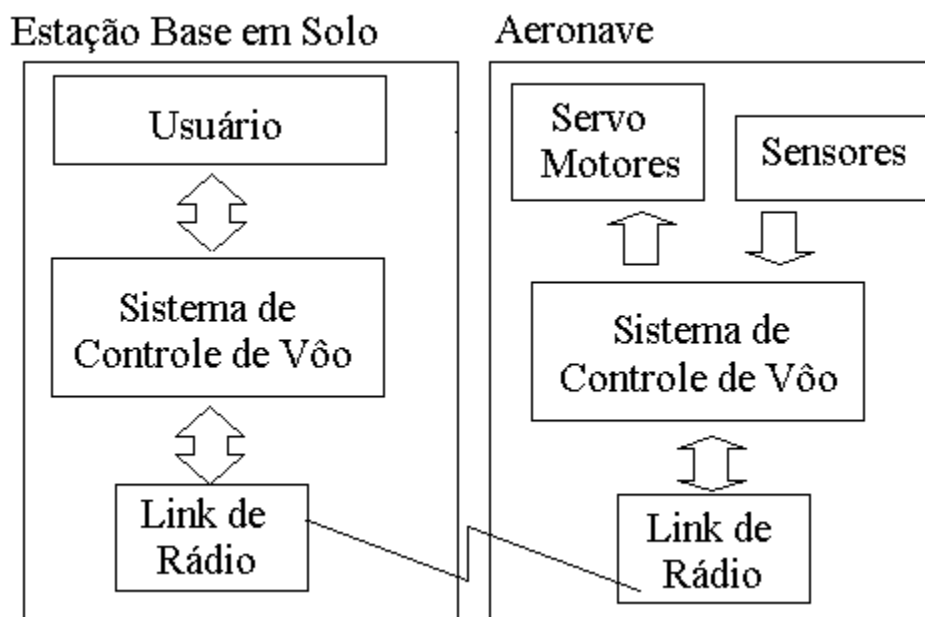


Figura 58 - Arquitetura do SCV do Projeto UAV-UFBA.

No Sistema Estação Base se encontram os módulos Planejador de Trajetória e o Sistema de Navegação. No Sistema Aeronave está o Sistema de Controle de Atitude.

O Sistema Estação Base recebe dados dos sensores embarcados na aeronave e envia manobras básicas para o Sistema Aeronave.

O SCV do Projeto UAV-UFBA é classificado como um sistema parcialmente embarcado, pois necessita constantemente de troca de informações com a estação base. Para decolagens e aterrisagens, o SCV do Projeto UAV-UFBA é utilizado em modo Pilotado. Um piloto na estação base realiza o procedimento manual de decolagem. No momento que a aeronave estiver na altura de cruzeiro o modo de operação é chaveado para o modo autônomo, então o SCV prossegue com o controle da missão a partir deste ponto. Quando o SCV finalizar a missão, a aeronave é colocada para voar em círculo ao redor do último *waypoint*. A partir deste instante, o SCV é chaveado novamente para a posição manual e o piloto realiza o procedimento de aterrisagem.

O SCV do Projeto UAV-UFBA possui autonomia de nível baixo, visto que apenas o Sistema de Controle de Atitude é embarcado.

7.1 SISTEMA AERONAVE

A Figura 59 mostra a arquitetura do hardware embarcado na aeronave. Os seus principais componentes são os servos motores dos atuadores (profundor, aileron, leme e motor), os sensores (GPS, giroscópio, acelerômetro, barômetro e temperatura) e um microcontrolador 8051 (FILARDI et al., 2005).

O microcontrolador 8051 é responsável por enviar para a base os dados provenientes de sensores a bordo e acionar os servos motores dos atuadores da aeronave. Presente no 8051 está o Sistema de Controle de Atitude, que é responsável por manter a aeronave estabilizada e executar as manobras básicas solicitadas pela estação base.

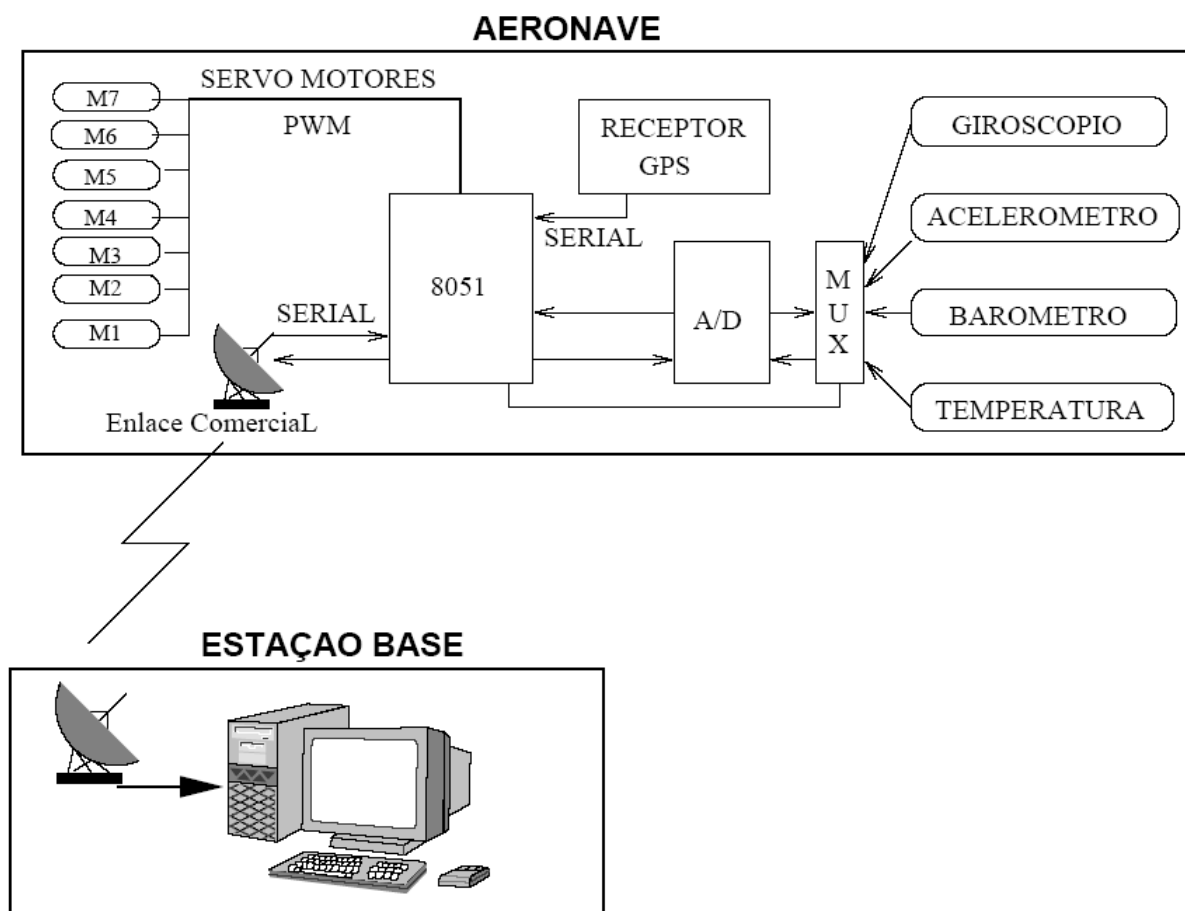


Figura 59 - Arquitetura do *Hardware* embarcado na Aeronave.

7.2 SISTEMA ESTAÇÃO BASE

O Sistema Estação Base é responsável pela interface com o usuário e a navegação da aeronave em função dos dados da missão. Presente em solo, o Sistema Estação comunica-se através de link de rádio com o Sistema Aeronave, embarcado na aeronave em vôo, para a obtenção de dados de posição e condição da aeronave, como também para envio de manobras para o Sistema de Controle de Atitude, tais arquiteturas são ilustradas na Figura 60 e na Figura 61.

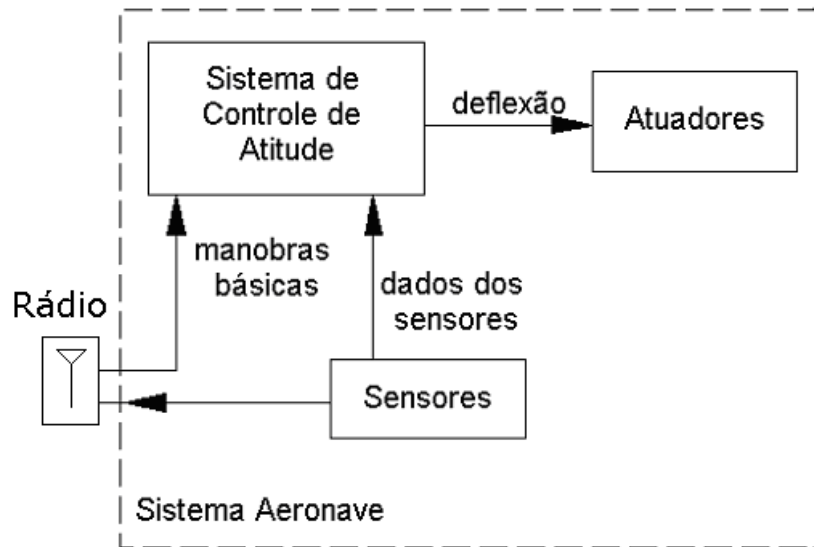


Figura 60 - Arquitetura do Sistema Aeronave do UAV-UFBA.

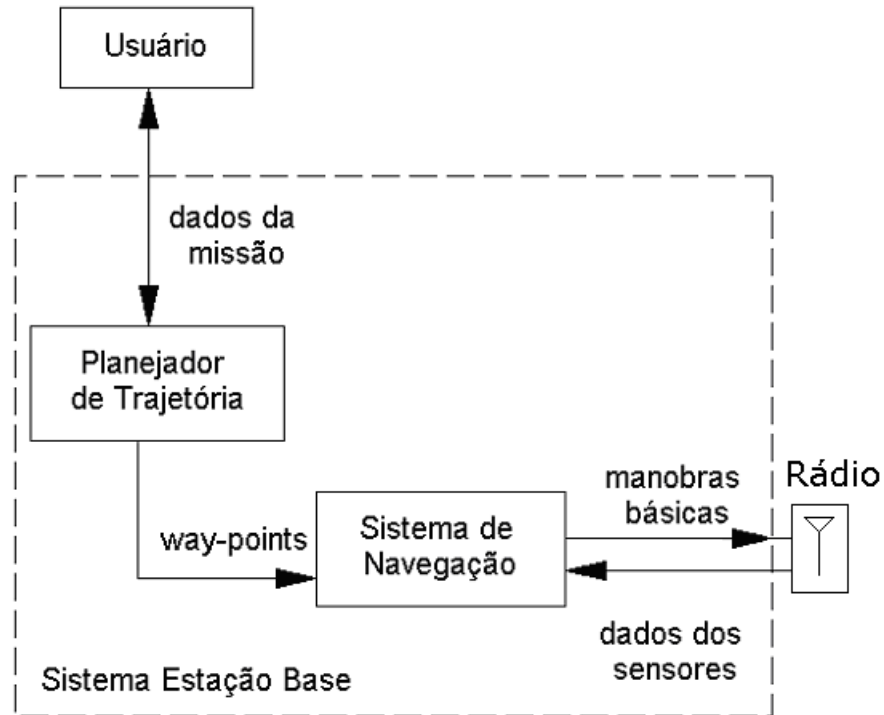


Figura 61 - Arquitetura do Sistema Estação Base do UAV-UFBA.

7.3 MÓDULOS DO SCV DO UAV-UFBA

A Figura 62 mostra o fluxo de informações do Software de Controle de Vôo responsável pelo vôo autônomo da aeronave do projeto UAV-UFBA.

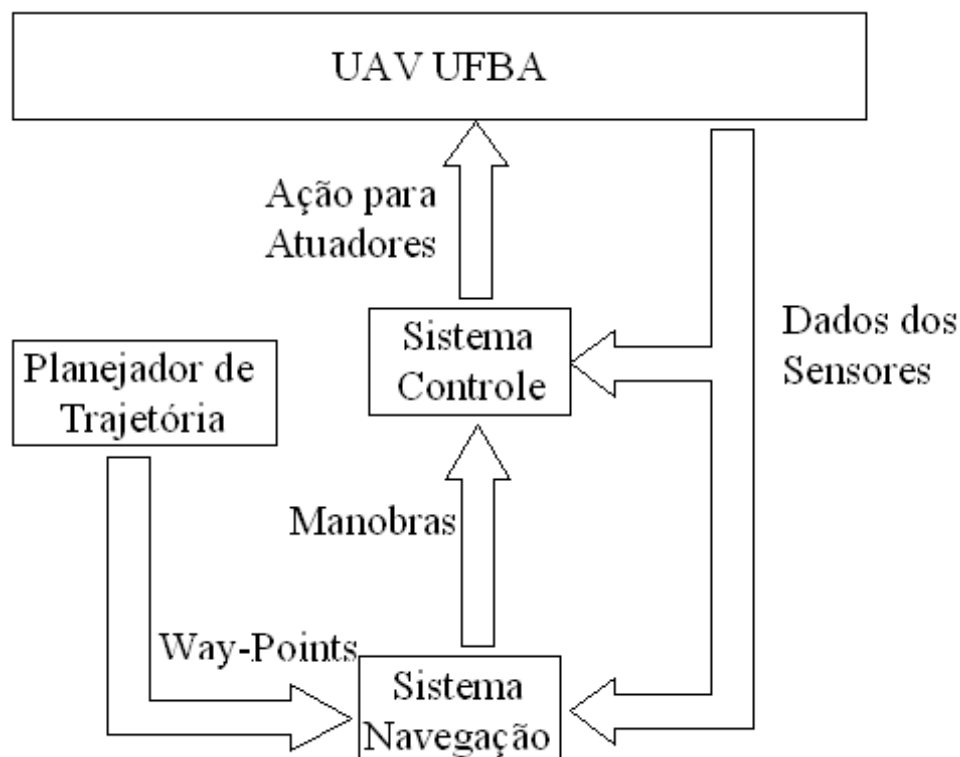


Figura 62 - Arquitetura do Sistema Estação Base do UAV-UFBA.

O SCV do UAV-UFBA é dividido em 3 módulos: Planejador de Trajetória, o Sistema de Navegação e o Sistema de Controle de Atitude (SAMPAIO et al., 2004).

O módulo *Planejador de Trajetória* recebe as informações da missão do usuário. A partir da análise dos dados, este módulo desmembra a missão e envia para o *Sistema de Navegação* os pontos de rota (*waypoints*) por onde a aeronave deve passar. Então, *Sistema de Navegação* calcula a manobra necessária para que a aeronave siga a rota estabelecida e solicita ao Sistema de Controle de Atitude a execução desta manobra. Por fim, o *Sistema de Controle de Atitude* atua diretamente nas superfícies de controle da aeronave para executar a manobra solicitada.

Os módulos *Planejador de Trajetória* e *Sistema de Navegação* ainda estão em fase de desenvolvimento, enquanto que o módulo *Sistema de Controle de Atitude* é objeto de estudo desta dissertação de mestrado.

7.4 O SCV DE PROJETOS SIMILARES

Como visto no Capítulo 1, além do UAV-UFBA, os principais projetos relacionados a UAV no Brasil são ARARA e AURORA. O Sistema de Controle de Vôo de cada projeto será descrito a seguir, com foco nos seus módulos, funções e controladores escolhidos.

O SCV do projeto ARARA (Figura 63) é dividido em três módulos. O módulo Planejador de Missão permite ao usuário definir uma rota e um conjunto de tarefas associado a cada *waypoint* da rota que será seguida pelo avião. O Sistema de Navegação controla a navegação ao longo da rota traçada pelo usuário e é baseada no sistema de posicionamento GPS e sensores na aeronave. O objetivo do Sistema de Controle é manter a atitude de vôo constante e realizar as manobras básicas, para tanto utiliza controladores PID (NERIS, 2001).

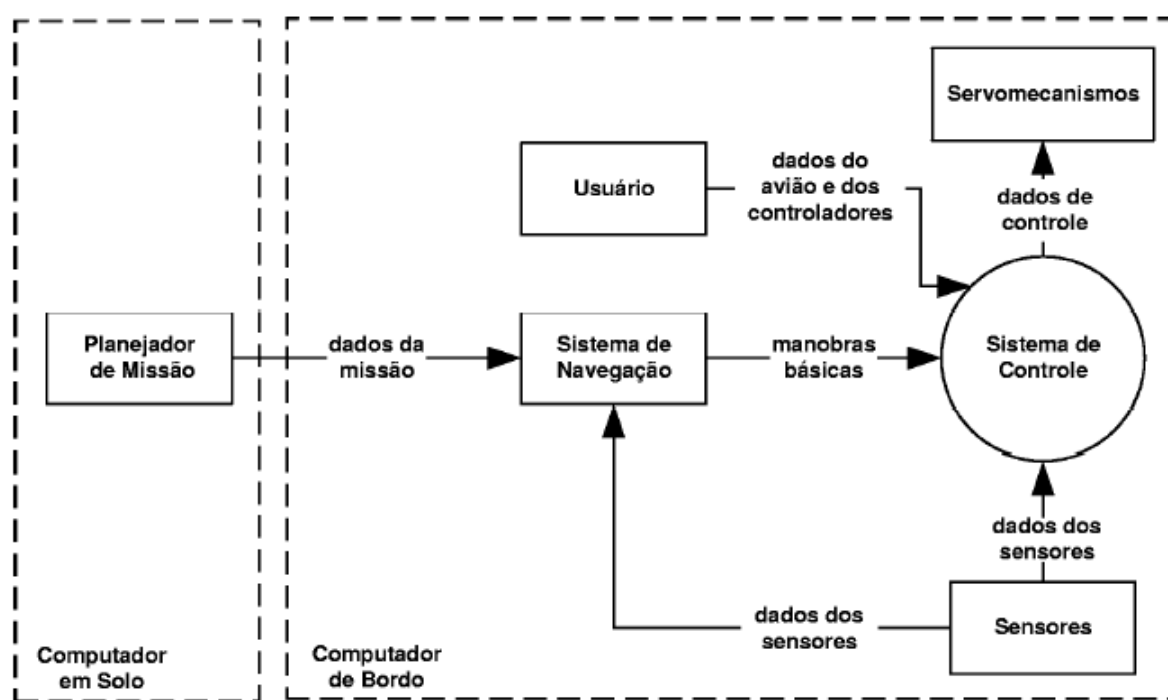


Figura 63 - Arquitetura do SCV do Projeto ARARA.

O SCV do projeto AURORA (Figura 64) é dividido em dois módulos, o Sistema de Navegação e o Sistema de Controle. A navegação e o controle de missão são responsáveis pela aquisição de dados e pelo controle dos atuadores. O sistema de controle foi projetado como uma estrutura hierárquica de três camadas. A camada mais baixa contém os atuadores que manobram o dirigível conduzindo ao longo de seu curso. Na camada intermediária, algoritmos de controle comandam os atuadores baseando-se nas decisões feitas na camada superior, que decide quais algoritmos de controle serão ativados e os atuadores necessários.

Acima do sistema de controle existe uma outra camada para lidar com a navegação autônoma (MAETA, 2001).

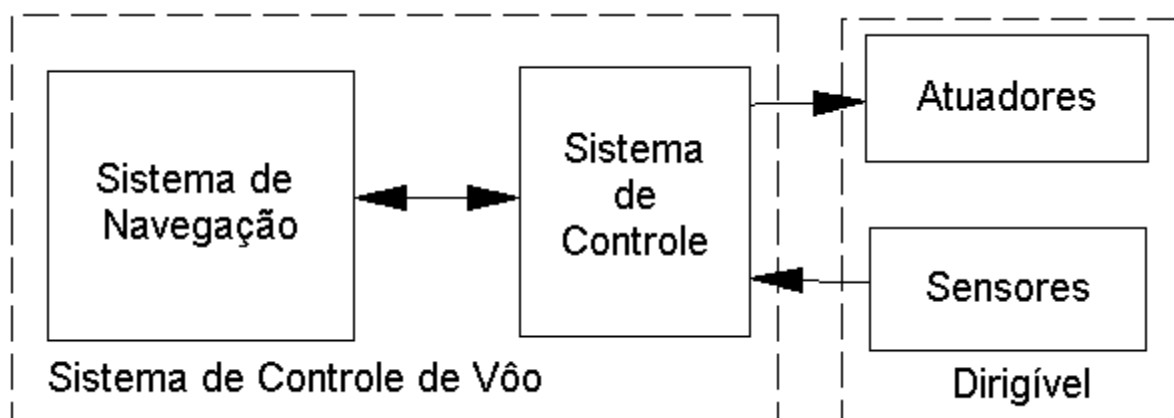


Figura 64 - Arquitetura do SCV do Projeto AURORA.

A partir da descrição do SCV dos projetos ARARA e AURORA, é possível identificar diversas similaridades em seus módulos, muito embora este utilize um dirigível e aquele um avião em escala. Esta similaridade pode ser traduzida em uma definição de 3 módulos principais: Planejador de Trajetória, o Sistema de Navegação e o Sistema de Controle de Atitude. Como já foi visto, tal estrutura modular é também utilizada no SCV do UAV-UFBA.

8. PROJETO DO SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE

No capítulo anterior foi visto que o Sistema de Controle de Vôo do UAV-UFBA pode ser dividido em três módulos: *Planejador de Trajetória*, o *Sistema de Navegação* e o *Sistema de Controle de Atitude*. Neste capítulo será abordado o projeto de um destes módulos: o *Sistema de Controle de Atitude*.

O *Sistema de Controle de Atitude* (SCA) tem como objetivo atuar nas superfícies de controle da aeronave para executar as manobras básicas solicitadas pelo Sistema de Navegação. A manobra básica é executada a partir do posicionamento da aeronave em uma atitude determinada. Independentemente da condição do ambiente, o *Sistema de Controle de Atitude* deve atingir a atitude desejada e mantê-la durante o vôo e, ao mesmo tempo, minimizar os efeitos das perturbações externas.

Santos e outros (2005) apresentam um estudo preliminar dos possíveis controladores a serem implementados para o controle de atitude do projeto UAV-UFBA. Os controladores são discutidos no contexto da aplicação, benefícios e restrições. Ainda segundo este trabalho, o controlador PID é aplicado principalmente em sistemas lineares, mas sua aplicação abrange também sistemas mais complexos.

O capítulo 5 desta dissertação apresenta os principais conceitos sobre Controle Automático, dando uma visão detalhada dos controladores PID. A escolha de controle baseado em controladores PID para o projeto UAV-UFBA foi motivada pela facilidade de implementação e a obtenção de resultados satisfatórios em projetos similares, como os dois principais projetos no Brasil, ARARA (NERIS, 2001) e AURORA (MAETA, 2001), e os sistemas comerciais MicroPilot (MICROPILOT, 2005) e UAV Flight (UAVFLIGHT, 2005).

8.1 SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE

Naturalmente, antes da implementação física de um SCA para um UAV, é de grande importância trabalhar previamente em um ambiente simulado, para que os controladores possam ser testados e ajustados corretamente de acordo com as condições de operação esperada. Além disso, a aeronave do Projeto UAV-UFBA ainda está em fase de desenvolvimento e ainda não foi levantado um modelo matemático para esta aeronave.

Pela falta de uma aeronave com uma modelagem matemática pronta, o Sistema de Controle de Atitude do Projeto UAV-UFBA foi desenvolvido no ambiente Matlab (MATLAB, 2003) e Simulink (SIMULINK, 2003) tendo como base o modelo do avião Beaver, onde as suas equações matemáticas estão implementadas em um *toolbox* denominado FDC (*Flight Dynamics and Control*). A escolha deste *toolbox* foi motivada principalmente pela sua ampla documentação, não possuir qualquer restrição de uso acadêmico e possibilidade de modificação e expansão. Atualmente, o FDC se encontra disponível na versão 1.3 e foi desenvolvido por Rauw (2003).

Uma posterior adaptação no Sistema de Controle de Atitude desenvolvido será necessária para a aplicação na aeronave final do projeto UAV-UFBA, já que os parâmetros de controle são específicos para cada tipo de aeronave.

Dentro do ambiente do Matlab/Simulink, foram copiados do FDC os diagramas de blocos que representam o modelo matemático da aeronave (*Beaver model*) e o modelo do vento e turbulência (*Wind and turbulence library*). O detalhamento destes blocos pode ser encontrado no capítulo 3. Para efeitos didáticos, o bloco *Beaver model* do FDC foi renomeado para UAV-UFBA, visto que este bloco representa o comportamento da aeronave deste projeto.

Neste ambiente, a proposta apresentada é implementar controladores PID e os sistemas acessórios para o controle de atitude da aeronave. A partir da implementação, testes serão realizados para a validação da proposta em função de vários tipos de perturbações atmosféricas.

A implementação dos controladores do projeto UAV-UFBA no ambiente do Matlab leva em consideração o modelo clássico de controle automático: um sistema de controle de

malha fechada, que pode ser visto na Figura 65. Neste sistema, há comparação do valor real da variável controlada com o valor de referência, determina-se um desvio ou erro e então o controlador gera um sinal de controle que deverá reduzir ou anular o desvio existente no sistema (processo conhecido como realimentação negativa).

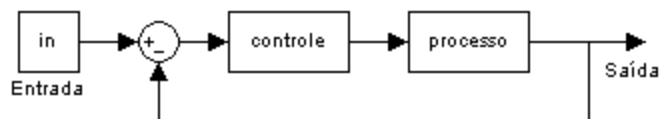


Figura 65 - Sistema em malha fechada com realimentação negativa.

O ambiente de simulação do projeto UAV-UFBA pode ser visto como um sistema de controle em malha fechada com realimentação negativa. Tomando como base a Figura 65, é possível identificar na Figura 66 que o processo é o bloco UAV-UFBA e o controle é exercido pelo bloco Controladores.

O bloco UAV-UFBA, presente na Figura 66, foi construído tendo como base o modelo do avião contido no *toolbox* FDC. Este bloco representa o comportamento da aeronave do projeto face aos controles aplicados aos seus atuadores durante o tempo de execução da simulação.

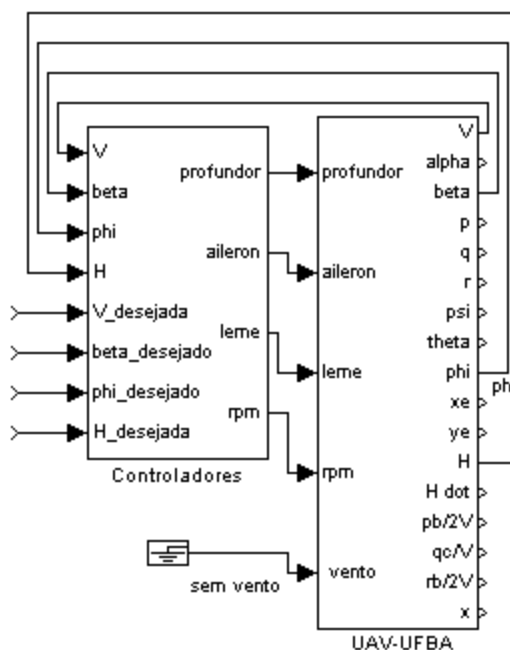


Figura 66 - Bloco Controladores e UAV-UFBA.

O bloco Controladores contém os controladores PIDs e é responsável por enviar ao bloco UAV-UFBA as ações de controle para os atuadores da aeronave a partir dos valores

desejados de velocidade (V), ângulo de glissagem (β), ângulo de rolagem (ϕ) e altura (H). Os valores atuais da aeronave são obtidos dos sensores e são utilizados para representar a atitude da aeronave em determinado momento. A atitude desejada é passada ao bloco Controladores como referência e este a compara com a atitude atual da aeronave e envia ao bloco UAV-UFBA as ações para o profundor, aileron, leme e a RPM do motor com o objetivo de levar a aeronave à atitude desejada.

O bloco Controladores consiste em um sistema de múltiplas entradas e múltiplas saídas MIMO (do inglês *Multiple Input Multiple Output*). Como pôde ser visto na seção 3.3.5, no capítulo 3, cada uma das variáveis de saída do modelo matemático da aeronave possui em sua formação outras variáveis de saída, caracterizando um sistema com equações acopladas. Um sistema deste gênero pode ser analisado levando-se em conta esta interdependência ou ponderando esse grau de dependência entre as variáveis e tratando este sistema como de variáveis independentes. Para simplificação, durante o desenvolvimento dos controladores do UAV-UFBA, esta interdependência não será considerada, principalmente por conta da baixa influência e até mesmo dos bons resultados obtidos por outros projetos similares no Brasil que usaram controle PID e não levaram em conta esta interdependência.

Em resumo, o Sistema de Controle de Atitude é composto basicamente por controladores PID que operam simultaneamente e de forma independente. Os controladores são utilizados para a manutenção da velocidade, ângulo de glissagem, ângulo de rolagem e altitude durante a execução da manobra selecionada. Para tanto, manipulam os atuadores profundor, aileron, leme e rotação do motor, respectivamente.

Os sensores presentes na aeronave são responsáveis por fornecer a posição e atitude atual. No projeto da aeronave do UAV-UFBA, o sensoriamento dos parâmetros de vôo é feito utilizando giroscópio e acelerômetro (ambos com 3 eixos coordenados), dois sensores barométricos de pressão, uma bússola e um GPS. A bússola auxilia na correção da informação de posição fornecida pelo GPS (FILARDI, 2005).

O Sistema de Controle de Atitude apenas utiliza os sensores responsáveis pelos dados de atitude, que são: barômetro de pressão (tubo de Pitot), para identificar a velocidade; giroscópio, para informar o ângulo de glissagem através do seu eixo lateral; giroscópio, para informar o ângulo de rolagem através do seu eixo longitudinal e outro barômetro, para identificar a altitude.

O Sistema de Controle de Atitude desenvolvido para o Projeto UAV-UFBA é composto basicamente por dois blocos: Gerador de Referência e Controladores. Dentro do quadro pontilhado da Figura 67 é possível identificar o SCA e suas interações com os sensores da aeronave e o Sistema de Navegação.

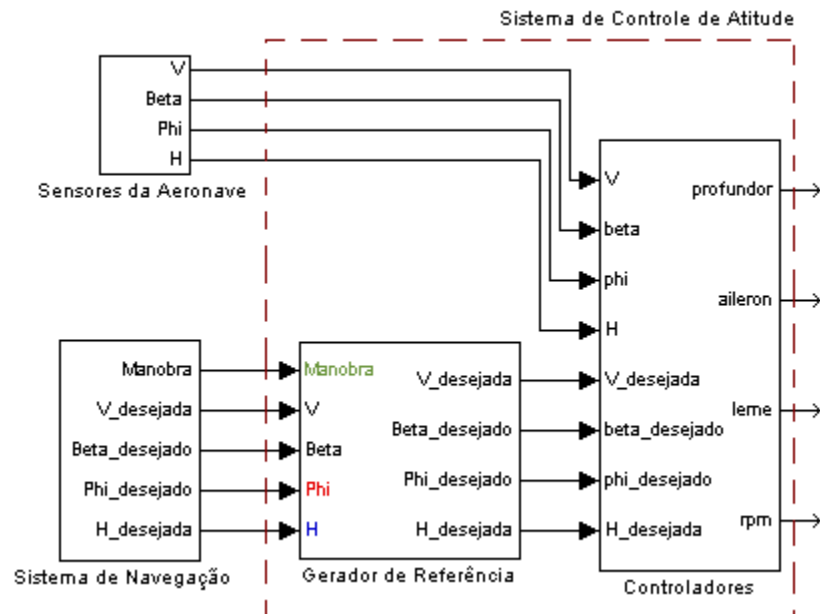


Figura 67 - Sistema de Controle de Atitude do UAV-UFBA.

O Gerador de Referência é responsável por identificar qual a manobra foi solicitada pelo Sistema de Navegação e passar ao bloco Controladores os valores das referências adequados à manobra, de acordo com a condição atual de vôo da aeronave. Os valores de referência serão utilizados pelos controladores PID do bloco Controladores para acionar os servos motores dos atuadores embarcados na aeronave.

O Gerador de Referência é de suma importância para o controle adequado da aeronave, pois serve como um filtro das solicitações do Sistema de Navegação. Por exemplo: para a manobra Vôo Reto e Nivelado, o Gerador de Referência fornece como velocidade de referência a velocidade (V) definida pelo Sistema de Navegação, deixando o valor do ângulo de rolagem (ϕ) igual a zero, para manter as asas niveladas, a altitude (H) igual à altitude da aeronave no instante da seleção da manobra, para manter a mesma altitude, e o ângulo de glissagem (β) igual ao valor fornecido pelo Sistema de Navegação.

Os filtros realizados pelo Gerador de Referência podem ser visualizados na Tabela 8. Para cada manobra são mostradas as variáveis recebidas do Sistema de Navegação e as variáveis mantidas da atitude atual em que a aeronave se encontra.

Tabela 8- Filtros do Gerador de Referência.

Manobra	Variável modificada pelo Sistema de Navegação	Variável mantida da atitude atual
Vôo Reto e Nivelado	V	H beta = 0 ° phi = 0 °
Vôo Reto e Nivelado com Glissagem	V beta	H phi = 0 °
Vôo Reto Ascendente	V H	beta = 0 ° phi = 0 °
Vôo Reto Descendente	V H	beta = 0 ° phi = 0 °
Vôo em Curva Nivelado	phi	V H beta = 0 °
Vôo em Curva Ascendente	phi H	V beta = 0 °
Vôo em Curva Descendente	phi H	V beta = 0 °

Além do filtro das solicitações, outra função do Gerador de Referência é limitar as variações dos parâmetros das manobras solicitadas pelo Sistema de Navegação, esta limitação tem como principal objetivo manter a atitude da aeronave dentro de uma faixa conhecida e segura.

A limitação realizada pelo Gerador de Referência é exercida por dois blocos básicos do Matlab: um limitador de taxa (*rate limiter*) e um saturador (*saturation*). O limitador de taxa suaviza a execução das manobras e evita mudanças bruscas durante a movimentação da aeronave. O saturador não permite que seja solicitada uma atitude de operação fora das características da aeronave.

A Tabela 9 mostra os valores utilizados para o limitador de taxa e o saturador para cada controlador. Estes valores foram extraídos da documentação do *toolbox* FDC e servem apenas para o modelo de avião Beaver. Uma posterior adaptação será necessária para a aeronave do projeto UAV-UFBA.

Tabela 9 - Valores da limitação realizada pelo Gerador de Referência.

Controlador	Taxa de Variação	Limites do Saturador
Velocidade	1 m/s ²	Limite superior: 55 m/s Limite inferior: 30 m/s
Ângulo de Glissagem	1 grau/s	Limite superior: 20 graus Limite inferior: -20 graus
Ângulo de Rolagem	30 graus/s	Limite superior: 30 graus Limite inferior: -30 graus
Altura	3,5 m/s	Limite superior: 7.000 m Limite inferior: 0 m

A Figura 68 mostra os componentes do Gerador de Referência.

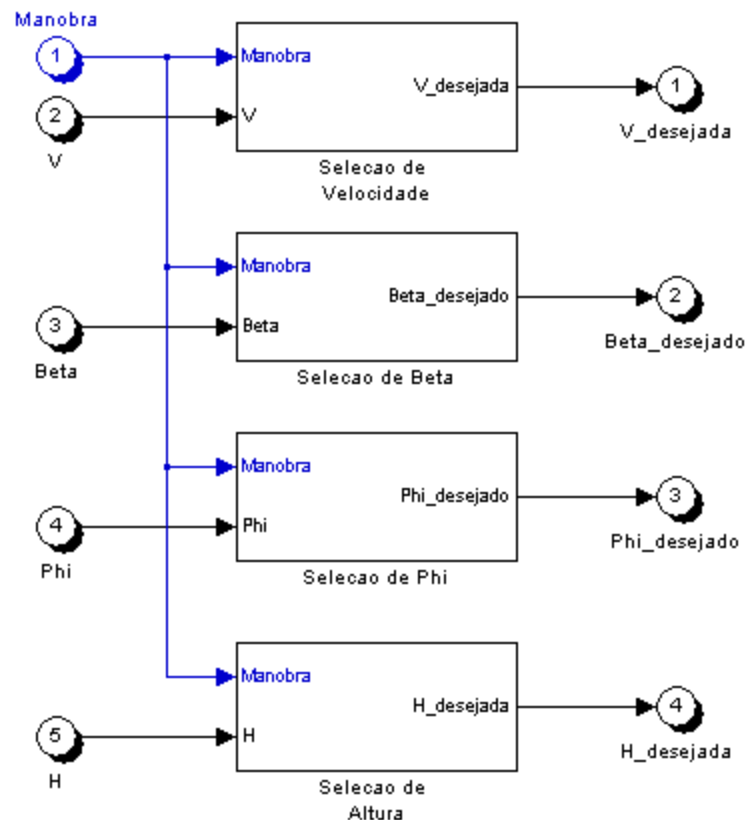


Figura 68 - Componentes do Gerador de Referência.

A Figura 69 mostra os componentes do módulo Seleção de Velocidade do Gerador de Referência. Nesta figura é possível visualizar o filtro de velocidade deste módulo na parte esquerda, onde a velocidade selecionada dependerá da manobra recebida como parâmetro. O bloco Memória guarda a última velocidade para servir de parâmetro para este filtro quando a

manobra for para a realização de curvas. Antes da saída, o valor da velocidade selecionada passa pelo limitador de variação de velocidade e pelo saturador.

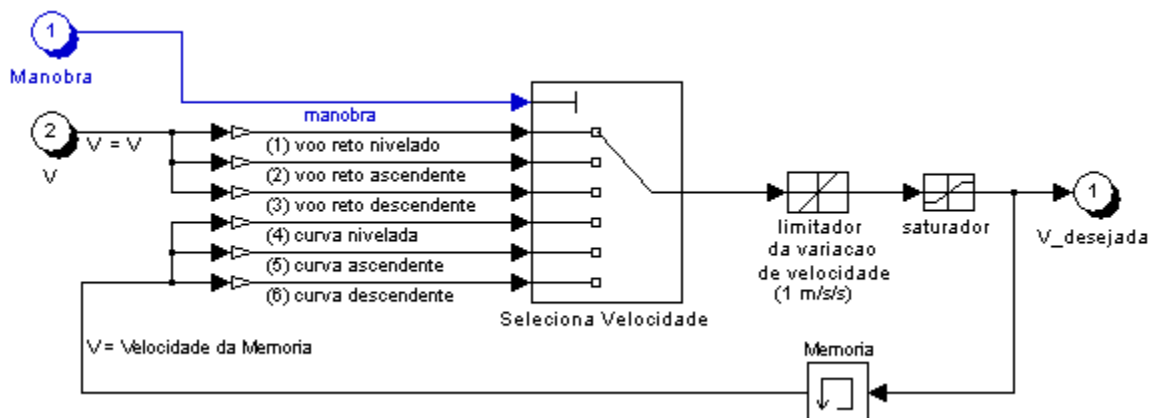


Figura 69 - Componentes do módulo Seleção de Velocidade do Gerador de Referência.

Os componentes do módulo Seleção de Ângulo de Glissagem (beta) do Gerador de Referência podem ser vistos na Figura 70. Na parte esquerda desta figura está presente o filtro de ângulo de glissagem, onde o ângulo selecionado dependerá da manobra recebida como parâmetro. Apenas a manobra Vôo Reto e Nivelado pode alterar o valor do ângulo de glissagem, caso contrário seu valor será ajustado para zero. Antes da saída, o valor selecionado ainda passa pelo limitador de variação, pelo saturador e por um conversor de graus para radianos. Este conversor é utilizado para formatar o valor de acordo com a especificação do bloco UAV-UFBA, visto que este último recebe os parâmetros de ângulos em radianos.

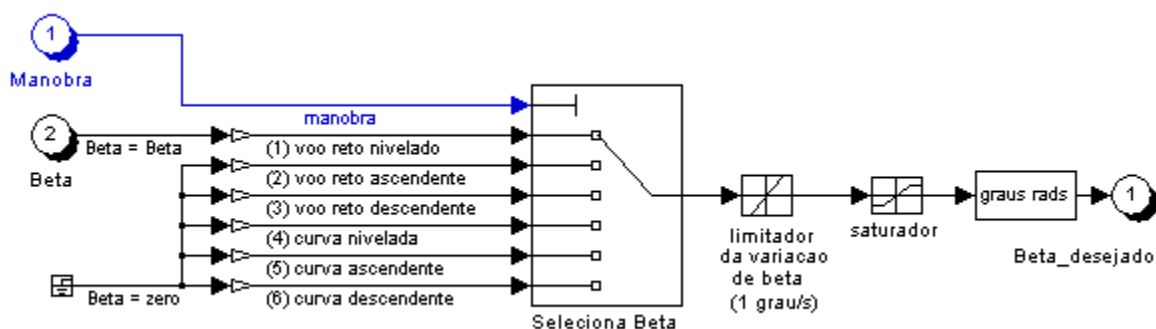


Figura 70 - Componentes do módulo Seleção de Ângulo de Glissagem do Gerador de Referência.

A partir da Figura 71, os componentes do módulo Seleção de Ângulo de Rolagem (phi) do Gerador de Referência podem ser identificados. Na parte esquerda desta figura está presente o filtro de ângulo de rolagem, onde o ângulo selecionado dependerá da manobra

recebida como parâmetro. Apenas as manobra que realizam curvas podem alterar o valor do ângulo de rolagem, caso contrário seu valor será ajustado para zero. Antes da saída, o valor selecionado ainda passa pelo limitador de variação, pelo saturador e por um conversor de graus para radianos.

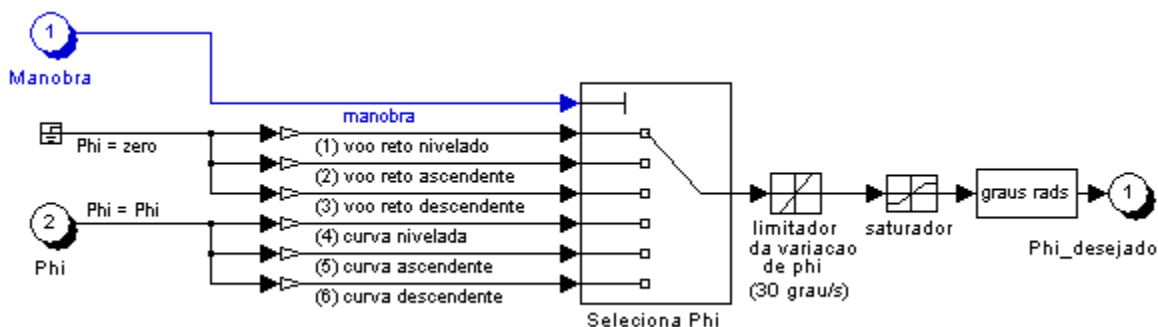


Figura 71 - Componentes do módulo Seleção de Ângulo de Rolagem do Gerador de Referência.

A Figura 72 mostra os componentes do módulo Seleção de Altitude do Gerador de Referência. Nesta figura é possível visualizar o filtro de altitude na parte esquerda, onde a altitude selecionada dependerá da manobra recebida como parâmetro. O bloco Memória guarda a última altitude para servir de parâmetro para este filtro quando a manobra for para a realização de vôos nivelados. Antes da saída, o valor da altitude selecionada passa pelo limitador variação de altitude e pelo saturador.

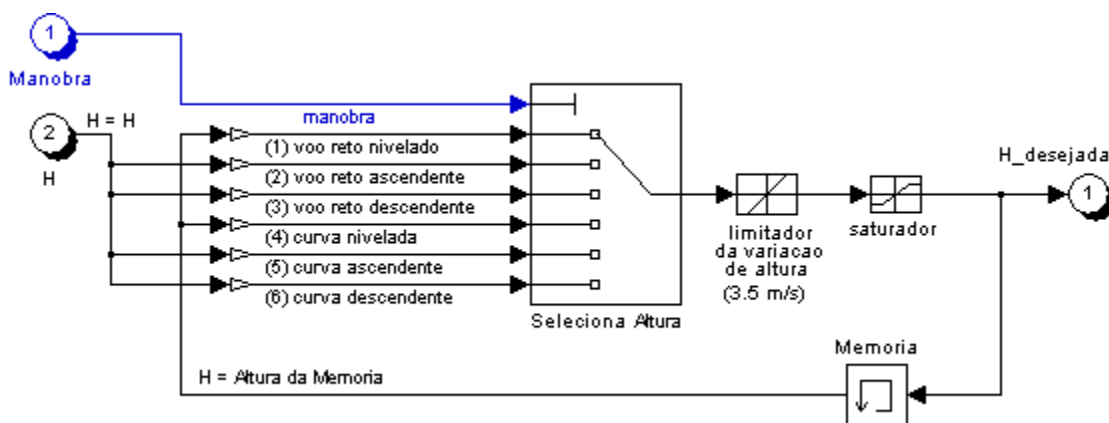


Figura 72 - Componentes do módulo Seleção de Altitude do Gerador de Referência.

O bloco Controladores do Sistema de Controle de Atitude pode ser visto na Figura 73. Este bloco é composto por 4 controladores PIDs, que são responsáveis pela geração das ações de controle para o bloco UAV-UFBA.

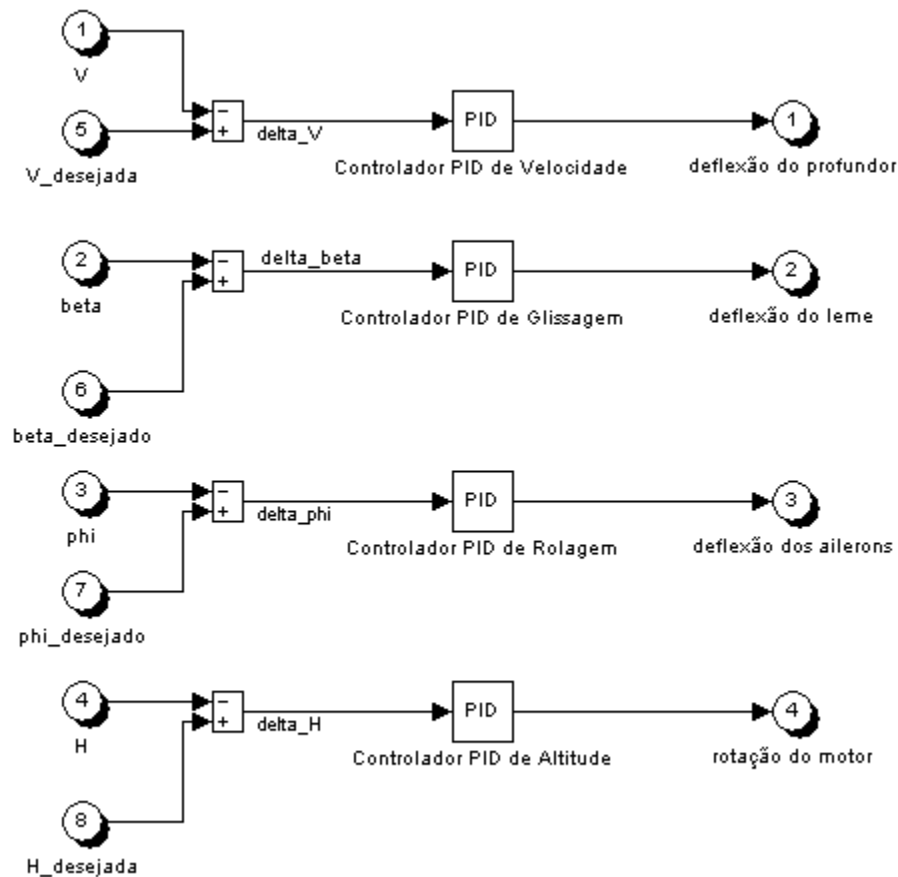


Figura 73 - Bloco Controladores do Sistema de Controle de Atitude.

8.2 SINTONIA DOS CONTROLADORES

Os PID's do bloco Controladores foram sintonizados através do *Blockset NCD* (*Nonlinear Control Design*), parte integrante do *software* Matlab/Simulink. O *Blockset NCD* automaticamente converte restrições de tempo/domínio em um problema de otimização e então resolve o problema usando rotinas de otimização. O problema de otimização formulado pelo *Blockset NCD* faz chamadas à simulação do sistema, compara os resultados com os objetivos e usa o método gradiente a fim de ajustar as variáveis do processo em direção ao melhor ponto de operação (NCD, 2003).

A utilização do NCD permite uma otimização automática dos parâmetros do controlador dentro do ambiente de simulação do Matlab através da definição gráfica do comportamento do sistema controlado pelo usuário.

Através do módulo Janela de Restrição (*Constraint Window*) do NCD (Figura 74) o usuário informa graficamente como deve ser a resposta do sistema quando este estiver sintonizado. Os dados informados são utilizados pelo NCD durante o processo de sintonia para identificar a resposta do sistema que atende às restrições impostas pelo usuário. No exemplo da Figura 74, é possível identificar os limites da resposta definidos pelo usuário para o sistema sintonizado e a resposta do sistema antes e depois da sintonia. A grande vantagem do NCD é que esta técnica pode ser aplicada a qualquer planta modelada no ambiente de simulação Simulink (NCD, 2003).

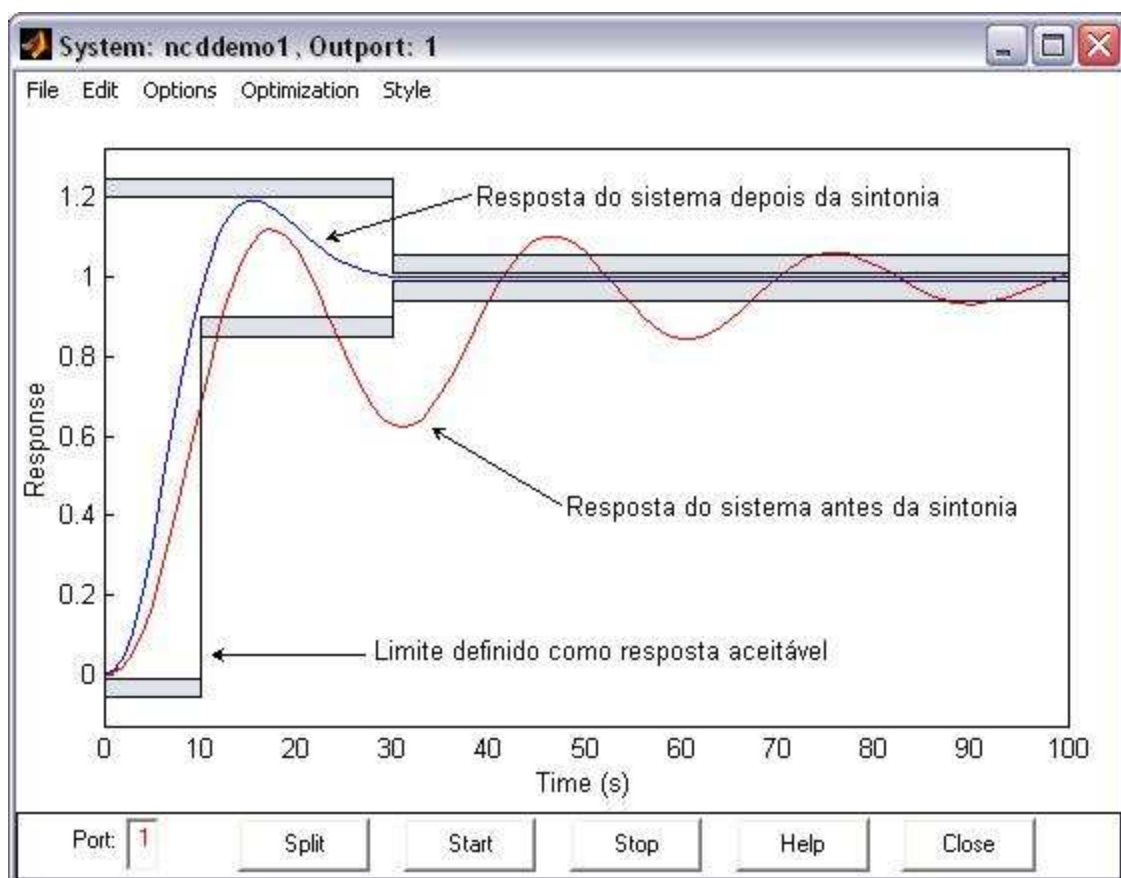


Figura 74 - Definição gráfica do comportamento do sistema utilizando o NCD.

O *Blockset* NCD foi escolhido para a sintonia dos controladores do SCA por conta de sua fácil operação e bons resultados. Também, possui ambiente gráfico de interface com o usuário (GUI), facilitando a sua utilização, ajuste e otimização dos parâmetros dos controladores.

Os controladores PID do Sistema de Controle de Atitude do UAV-UFBA terão seus parâmetros de ganho (K_p , K_d e K_i) ajustados através do NCD. A Figura 75 mostra a entrada de

dados dos parâmetros de otimização do NCD, onde são informadas as variáveis de sintonia K_p , K_d e K_i .

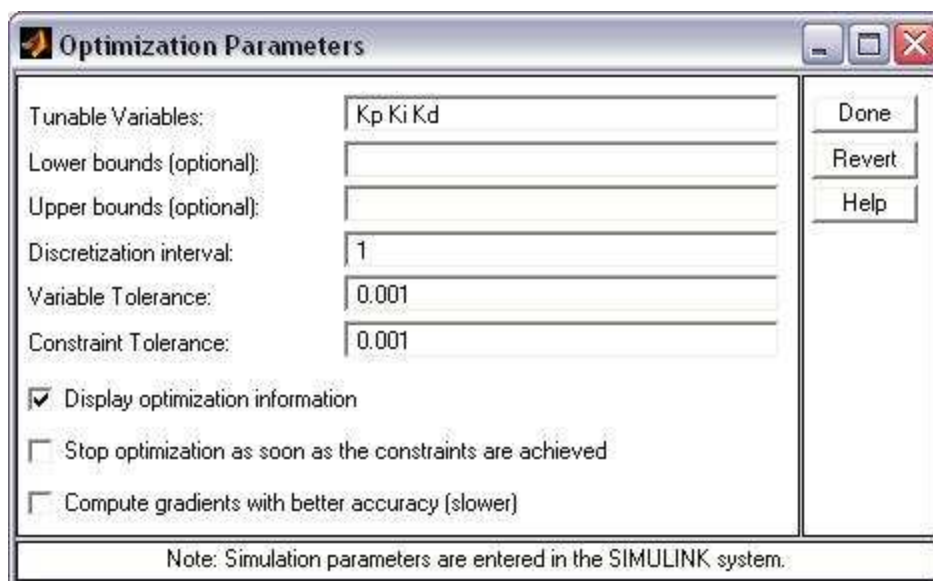


Figura 75 - Janela dos Parâmetros de Otimização do NCD.

A Figura 76 mostra a interligação entre os componentes do Simulink para o ajuste dos parâmetros do controlador utilizando o NCD. A partir desta figura, é possível identificar um sistema em malha fechada com realimentação negativa, onde a entrada do sistema recebe uma função degrau (*step*) e a saída da planta é conectada ao NCD para o ajuste automático. O ajuste se dá através das diversas simulações realizadas pelo NCD até que o sinal de saída tenha uma resposta dentro da faixa definida no ambiente gráfico do NCD, como foi visto na Figura 74.

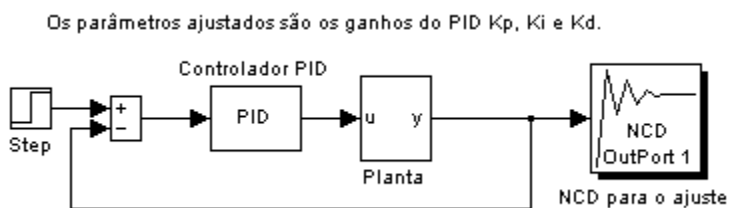


Figura 76 - Sistema de Ajuste dos Ganhos do Controlador através do NCD.

Como foi visto no seção 5.6, o desempenho de um controlador pode ser medido por meio de índices. O manual do NCD traz alguns valores padrões dos principais índices de avaliação do desempenho do controlador e para o SCA serão utilizados os seguintes: máxima sobrelevação (*percent overshoot*) de 20%, máxima velocidade de resposta (*rise time*) de 10 segundos e máximo tempo de resposta (*settling time*) de 30 segundos. A Figura 77 mostra a

janela de entrada de dados para os índices de desempenho que serão utilizados durante o processo de sintonia dos controladores pelo NCD.

Input step response characteristics:			
Settling time	30	Rise time	10
Percent settling	5	Percent rise	90
Percent overshoot	20	Percent undershoot	1
Step time	0	Final time	100
Initial output	0	Final output	1

Buttons: Done, Revert, Help

Figura 77 - Janela de entrada de dados das características da resposta no NCD.

Para avaliação e o ajuste através do NCD, o sistema a ele acoplado precisa estar em um estado conhecido antes de ser perturbado com um novo sinal na entrada em um determinado instante, geralmente no instante t_0 . Levando este dado em consideração, o sistema será considerado em repouso em sua atitude inicial e apenas uma de suas variáveis controladas será alterada por vez.

A atitude inicial da aeronave selecionada para os testes e sintonia dos controladores foi o Vôo Reto e Nivelado, pois não há aceleração em nenhum dos eixos coordenados. Sendo assim, é considerada como a atitude de ponto de equilíbrio a velocidade de 45 m/s, a altitude de 1.000 m, o ângulo de rolagem de 0° e o ângulo de glissagem de 0° . Sem perturbações externas, atinge-se esse ponto de equilíbrio com os atuadores posicionados da seguinte forma:

- Deflexão do profundor: $-0,0285$ graus;
- Deflexão do leme: 0,0 graus;
- Deflexão dos ailerons: 0,0 graus;
- Rotação do motor. 1800 RPM.

O controle de velocidade, do ângulo de glissagem, do ângulo de rolagem e da altitude pode ser dividido em dois grupos: controle longitudinal e controle lateral. Esta divisão procura separar as funções da aeronave de modificar sua altitude e de realizar curvas.

8.2.1 CONTROLE LONGITUDINAL

O controle longitudinal consiste no controle da velocidade e da altitude da aeronave. Praticamente, estes dois controles funcionam de forma simultânea, visto que uma variação na altitude resulta em uma variação na velocidade, e vice-versa.

Durante as manobras de subida e descida modifica-se apenas o comportamento do motor, sendo as variações da velocidade obtidas variando o arrasto. Então, o controle da altitude é conseguido através da manipulação da potência do motor e o controle da velocidade através da manipulação do profundor.

No sistema de controle de velocidade (Figura 78) o controlador é um PID com ganhos ajustados pelo NCD e têm os seus valores listados abaixo. O resultado da otimização do NCD produz valores com precisão de 7 casas decimais e por questões práticas estes valores não foram truncados. Esta precisão, porém, não representa uma sensibilidade excessiva do sistema, comprovada em testes adicionais.

- $K_p = 0,1047470$;
- $K_d = 0,2775890$;
- $K_i = 0,0144053$.

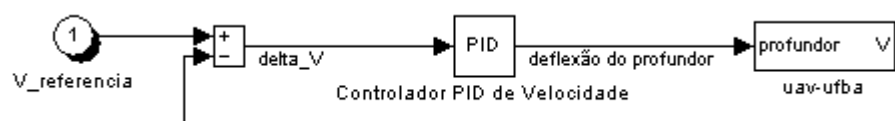


Figura 78 - Sistema de Controle de Velocidade.

Na Figura 79 apresenta-se o resultado de uma variação da velocidade do estado de equilíbrio de 45 m/s para 48 m/s. Como se observa nesta figura, a resposta apresenta um comportamento sem grandes sobrelevações, cerca de 12 %, com velocidade de resposta de 3 segundos e tempo de resposta de 13 segundos. Estes valores estão dentro da faixa estabelecida como critério de desempenho aceitável. Pode-se perceber também que após 23 segundos o erro estático fica nulo. O comportamento do profundor durante a manobra pode ser visto na Figura 80.

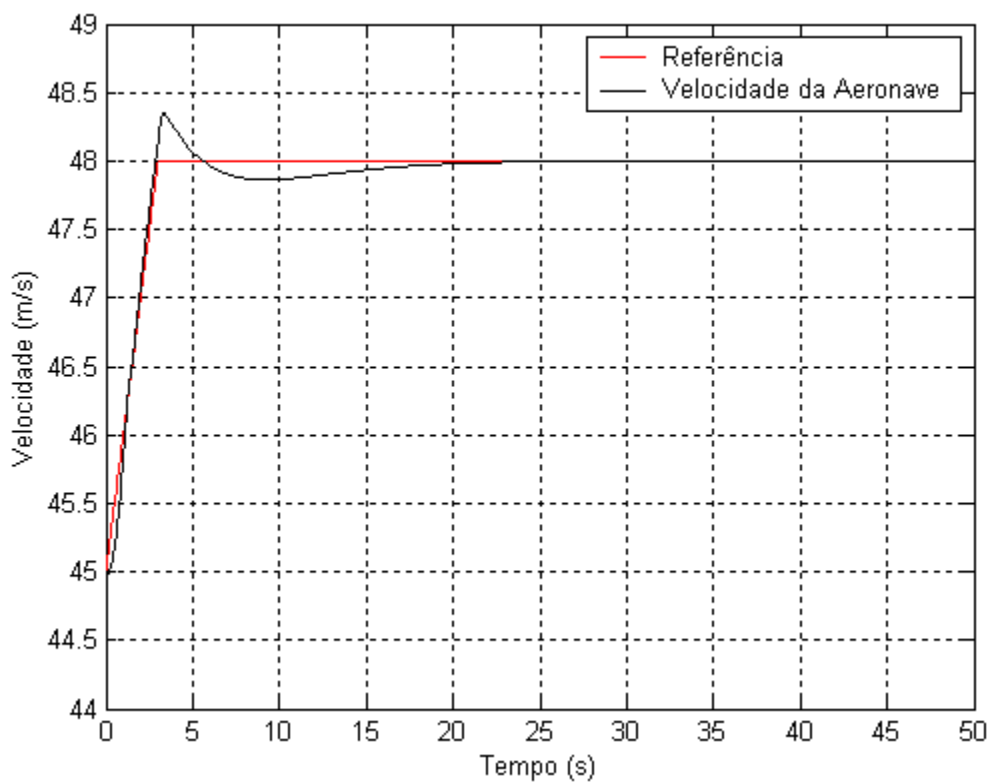


Figura 79 - Resultado da variação da velocidade de 45 m/s para 48 m/s.

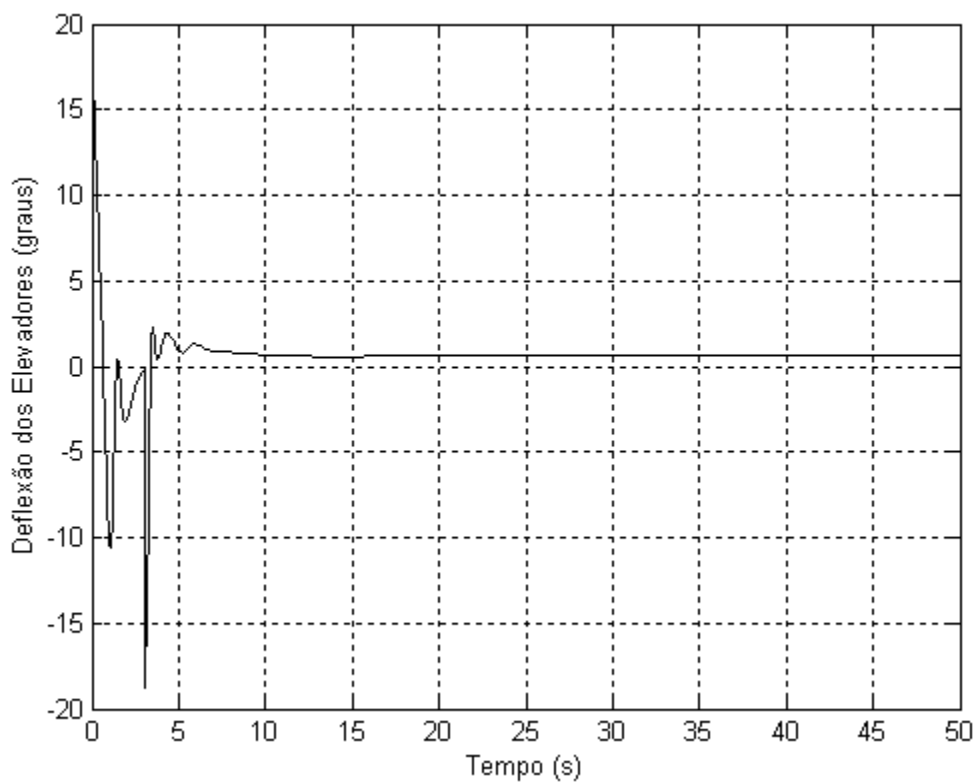


Figura 80 - Comportamento do profundor para a alteração de velocidade.

No sistema de controle de altitude (Figura 81) o controlador é um PID com ganhos ajustados pelo NCD e têm os seguintes valores:

- $K_p = 274,5600000$;
- $K_d = 6,7608200$;
- $K_i = 39,1688000$.

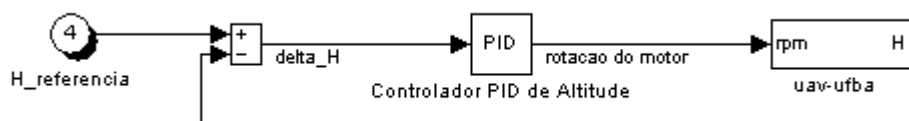


Figura 81 - Sistema de Controle de Altitude.

Variando a altitude em 10 metros obtém-se o resultado visto na Figura 82. O comportamento da rotação do motor durante esta mudança pode ser visualizado na Figura 83.

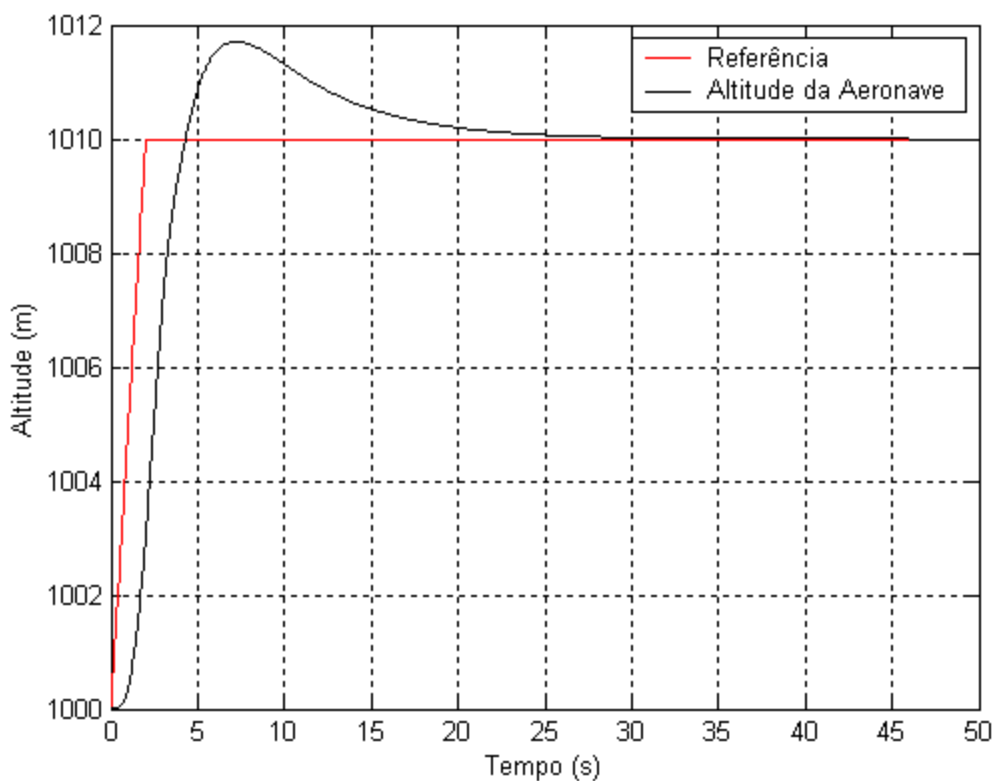


Figura 82 - Resultado da variação da altitude de 1.000 m para 1.010 m.

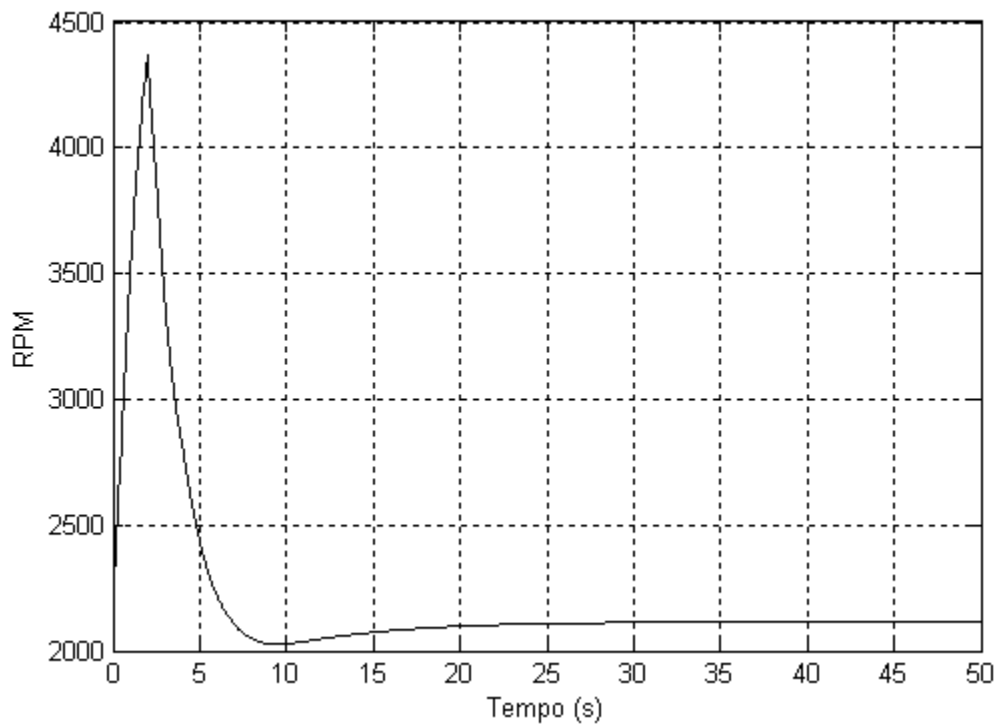


Figura 83 - Comportamento da rotação do motor para a alteração de altitude.

A resposta do sistema face ao controle de altitude apresenta sobre-elevação de aproximadamente 18 %, com velocidade de resposta de 4 segundos e tempo de resposta de 17 segundos, seguindo posteriormente a referência com erro estático nulo. Estes valores estão dentro da faixa estabelecida como critério de desempenho aceitável.

Na Figura 84 mostram-se os efeitos da variação da altitude na velocidade e na Figura 85 os efeitos no ângulo de arfagem (*theta*). Como se observa, depois da perturbação induzida pela variação da referência, a velocidade e o ângulo de arfagem sofrem uma leve alteração e acabam por voltar às suas condições de equilíbrio em menos de 25 segundos. No caso da velocidade, esta estabiliza muito mais depressa que o ângulo de arfagem graças ao controlador de velocidade, que funciona em paralelo ao controlador de altitude.

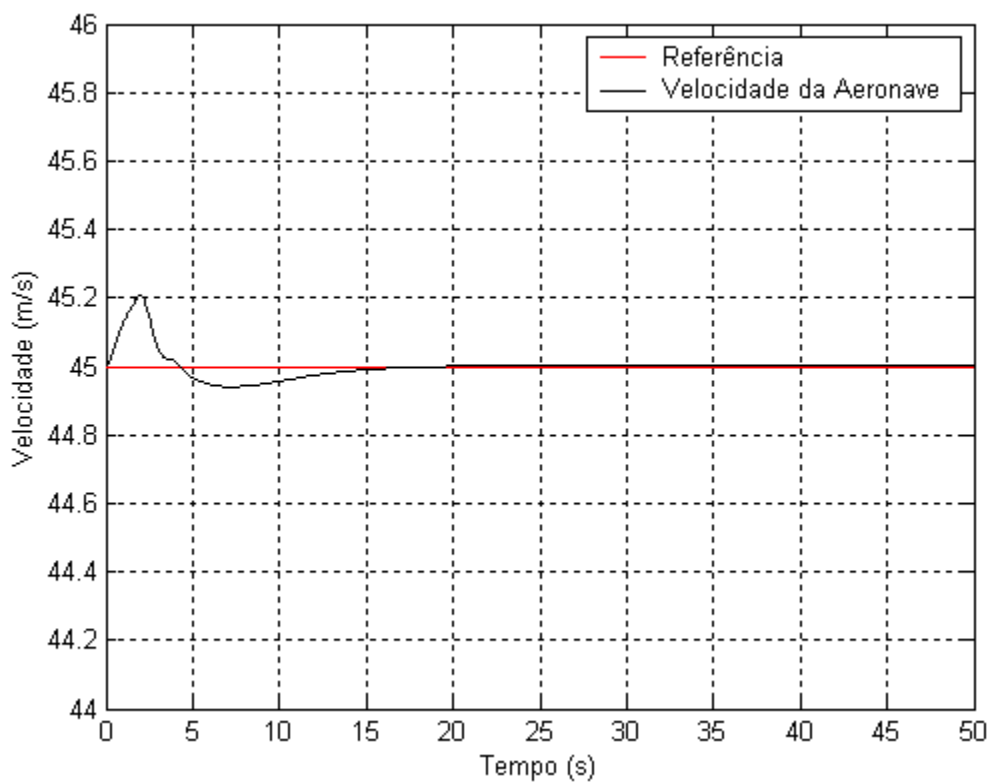


Figura 84 - Efeito da variação da altitude na velocidade.

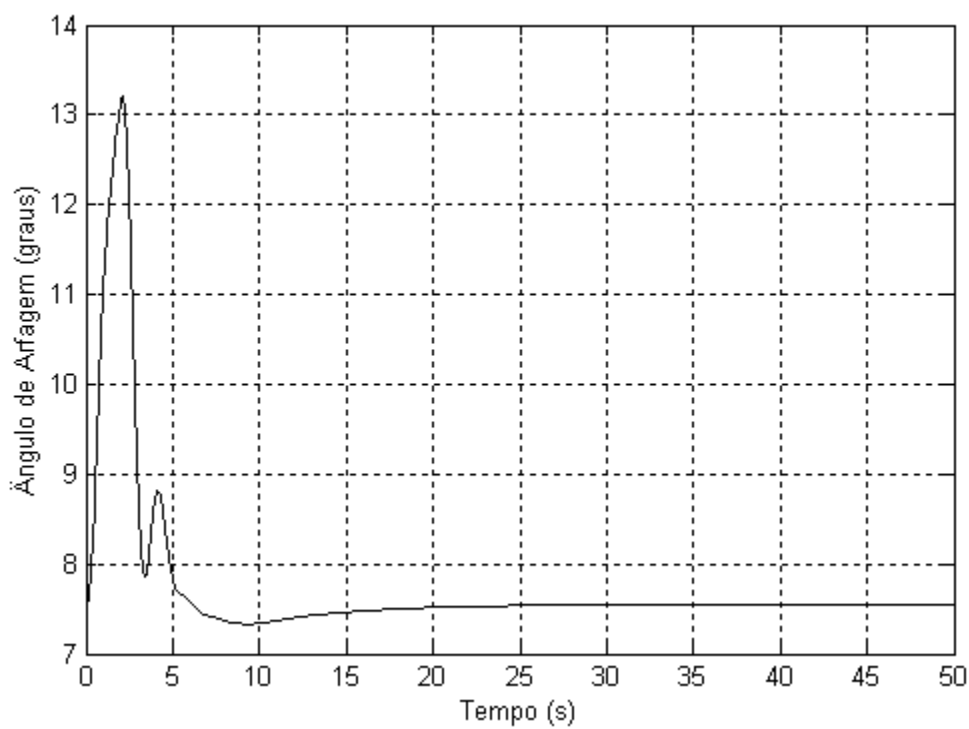


Figura 85 - Efeito da variação da altitude no ângulo de arfagem.

8.2.2 CONTROLE LATERAL

O controle lateral é importante para que a aeronave possa executar curvas. A manobra de curva é obtida inclinando-se lateralmente a aeronave no sentido da rotação, através dos ailerons, modificando o ângulo de rolagem, que tem como consequência uma variação no ângulo de guinada (*psi*).

Também é necessária a atuação no leme para que a aeronave possa realizar curvas coordenadas, ou seja, evitar o deslizamento lateral. Desta forma, o ângulo de glissagem (*beta*) precisa ser zero. Existem momentos onde é desejável que o ângulo de glissagem seja diferente de zero para produzir um deslizamento lateral proposital, este deslizamento é requerido principalmente quando se deseja anular os efeitos de vento lateral.

No sistema de controle de rolagem (Figura 86) o controlador é um PID com ganhos ajustados pelo NCD e têm os seguintes valores:

- $K_p = -8,5798660$;
- $K_d = -2,4843370$;
- $K_i = -2,0274355$.

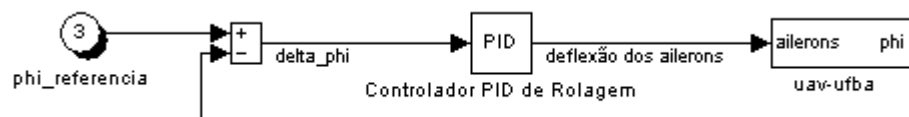


Figura 86 - Sistema de controle de rolagem.

Na Figura 87 apresenta-se o resultado de uma variação do ângulo de rolagem de 0° para 20° . Observando-se esta figura, é possível identificar que o controlador de rolagem seguiu a referência com erro desprezível durante os primeiros 23 segundos e a partir deste ponto o erro estático foi reduzido para zero. A resposta do sistema face ao controle de rolagem apresenta sobrelevação de aproximadamente 2 %, com velocidade de resposta de 20 segundos e tempo de resposta de 20 segundos. Estes valores estão dentro da faixa estabelecida como critério de desempenho aceitável.

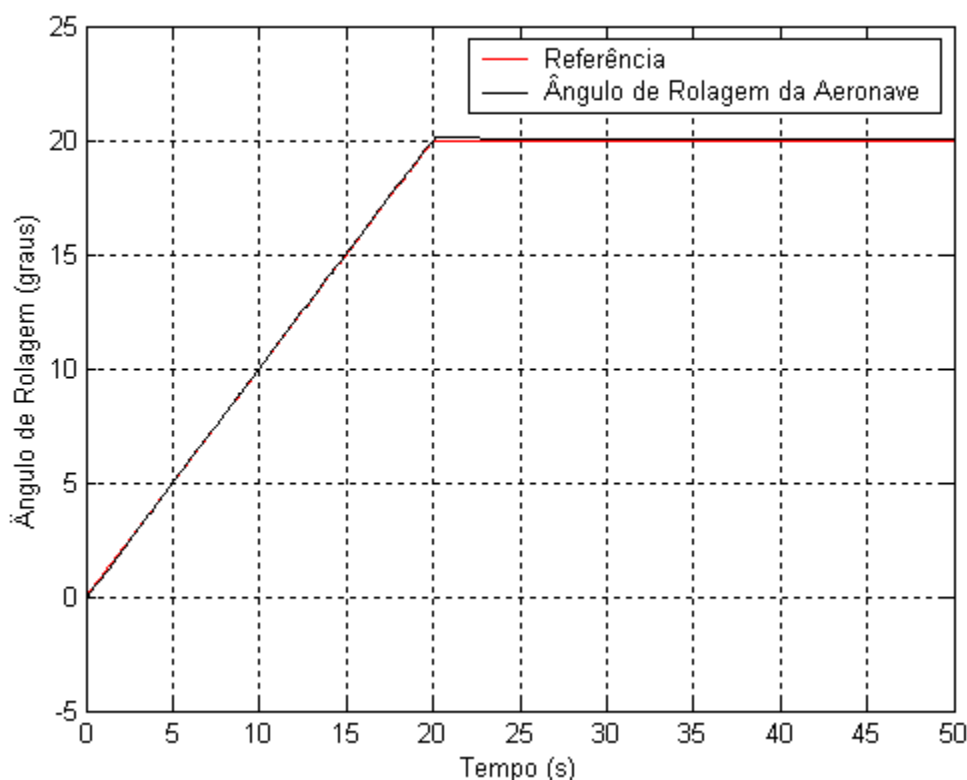


Figura 87 - Resultado da variação do ângulo de rolagem de 0 para 20 graus.

A Figura 88 apresenta o comportamento da deflexão dos ailerons para a alteração do ângulo de rolagem. Observando esta figura, é possível perceber que o sistema de controle de rolagem apresenta um comportamento diferenciado quando a referência chega a 20°. Neste instante, há uma deflexão brusca dos ailerons de cerca de 1,5° solicitada pelo sistema de controle de rolagem. Esta deflexão pode ser questionada em relação ao comportamento real de um atuador presente no mercado. A deflexão solicitada pelo controlador em um ambiente real precisa ser seguida pelo atuador, caso contrário poderá causar comportamentos inesperados. Para minimizar este problema, neste projeto foi utilizado um limitador de variação do ângulo dos ailerons com o valor arbitrário de 6 graus por segundo, porém resultados melhores podem ser alcançados acoplando-se ao sistema o comportamento dos atuadores utilizados através de funções matemáticas. O mesmo efeito ocorre em relação aos dados recebidos dos sensores presentes na aeronave, visto que estes também possuem comportamentos específicos e devem ser levados em conta.

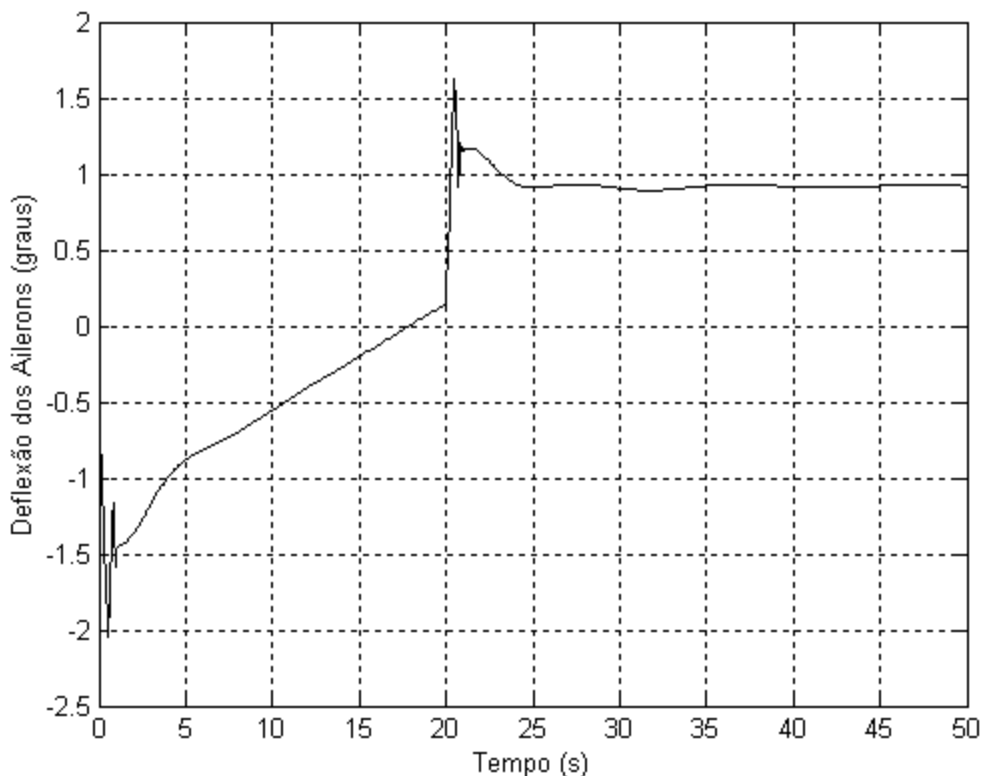


Figura 88 - Comportamento da deflexão dos ailerons para a alteração do ângulo de rolagem.

No sistema de controle de glissagem (Figura 89) o controlador é um PID com ganhos ajustados pelo NCD e têm os seguintes valores:

- $K_p = 0,5676221$;
- $K_d = 0,4412700$;
- $K_i = 0,3654408$.

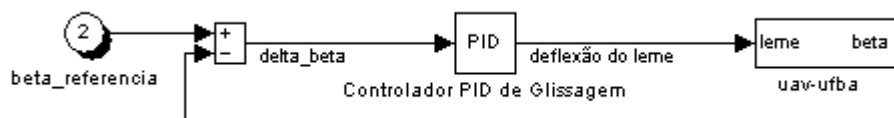


Figura 89 - Sistema de controle de glissagem.

Na Figura 90 apresenta-se o resultado de uma variação do ângulo de glissagem de 0° para 10° . Observando-se esta figura, é possível identificar que o controlador de glissagem seguiu a referência com um pequeno erro durante os primeiros 30 segundos e a partir deste ponto o erro estático foi reduzido para zero. A resposta do sistema face ao controle de

glissagem apresenta sobrelevação de aproximadamente 3 %, com velocidade de resposta de 13 segundos e tempo de resposta de 13 segundos. Estes valores estão dentro da faixa estabelecida como critério de desempenho aceitável.

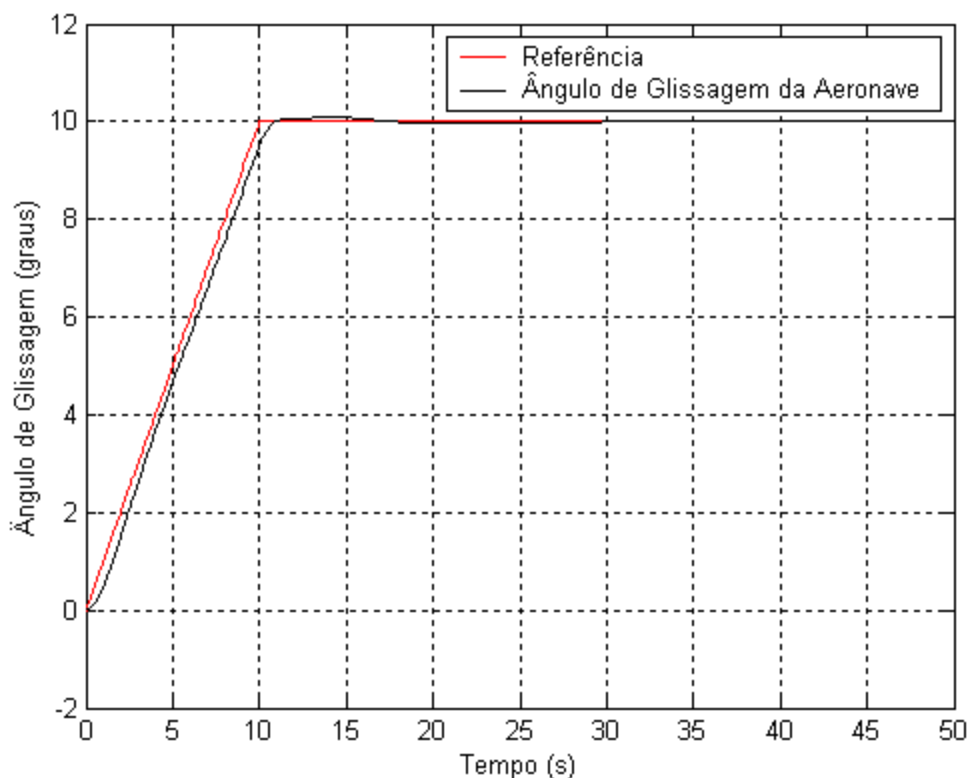


Figura 90 - Resultado da variação do ângulo de glissagem de 0 para 10 graus graus.

A Figura 91 apresenta o comportamento da deflexão dos ailerons para a alteração do ângulo de glissagem. Observando esta figura, é possível perceber o mesmo comportamento diferenciado encontrado no controle de rolagem, quando a referência chega a 10 °. Neste instante, há uma deflexão brusca do leme de cerca de 0,4 ° solicitada pelo sistema de controle de glissagem. Como já foi dito, este comportamento ocorre por conta da falta do equacionamento dos atuadores, bem como dos sensores presentes na aeronave. Para minimizar este problema, neste projeto foi utilizado um limitador de variação do ângulo do leme com o valor arbitrário de 1 grau por segundo.

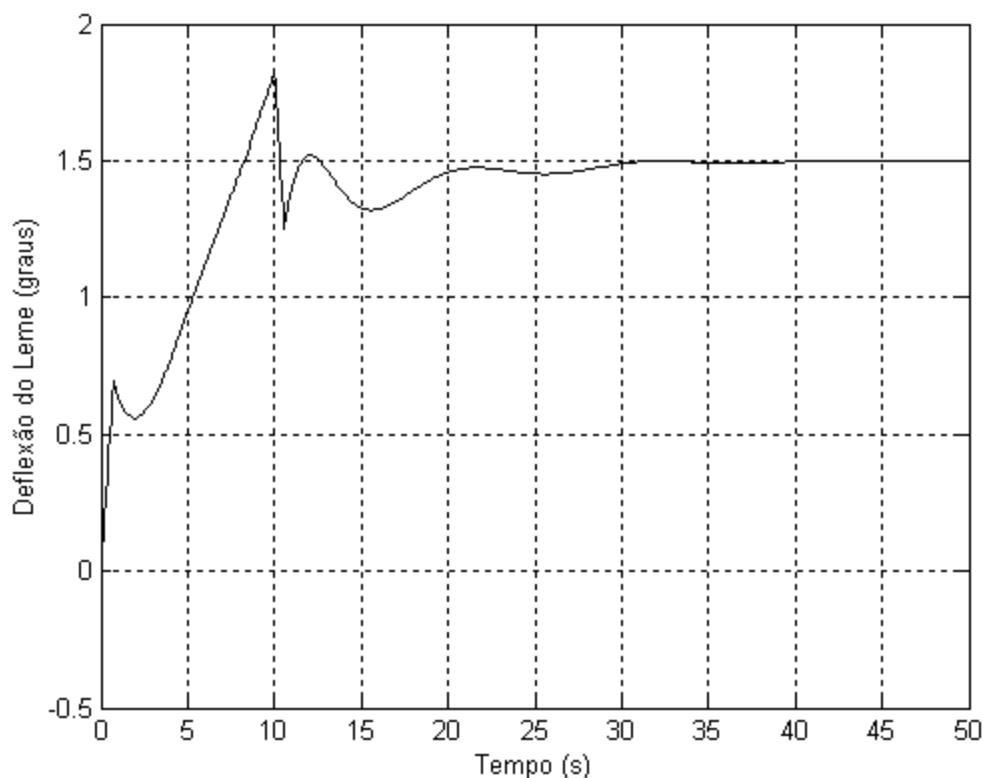


Figura 91 - Comportamento da deflexão do leme para a alteração do ângulo de glissagem.

8.3 CONTROLADORES LOCAIS LINEARES

A dinâmica da aeronave, como foi visto anteriormente no capítulo 3, varia principalmente com a mudança de velocidade e altitude de vôo, principalmente pela dependência das forças e momentos aerodinâmicos da pressão dinâmica. Tendo isto em vista, é de se esperar que o comportamento da aeronave seja diferente nas diversas zonas de seu funcionamento.

A mudança na dinâmica da aeronave não foi levada em conta durante a sintonia dos controladores PIDs do SCA pelo NCD. Então, estes controladores só funcionam adequadamente perto do ponto de equilíbrio que foram sintonizados, em outros pontos o comportamento não mantém os índices de desempenho dentro da especificação ou até mesmo não apresenta qualquer tipo de controle.

Para exemplificar que mudanças na dinâmica da aeronave não são acompanhadas pelo controlador, foi realizada uma simulação de vôo contendo uma elevação da altitude de 10

metros com o controlador de altitude configurado com os parâmetros ajustados pelo NCD para a velocidade de 35 m/s e altitude 1.000 metros, como pode ser visto na Figura 92.

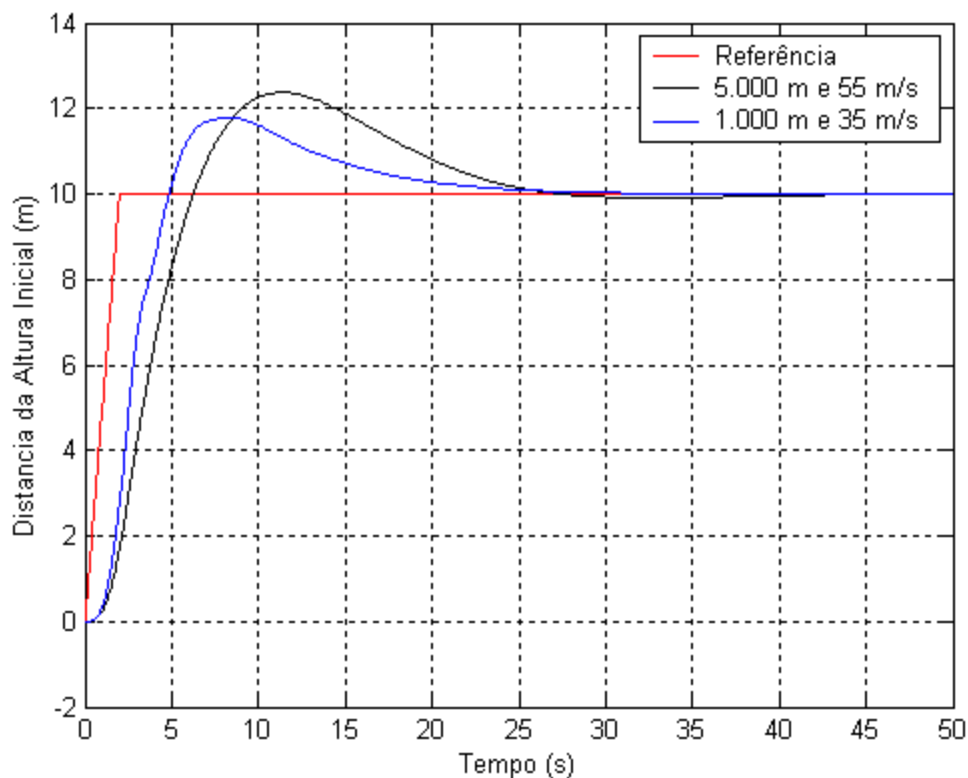


Figura 92 - Resultado da elevação da altitude de 10 metros.

Com base no na Figura 92, pode-se observar que o controlador de altitude só funciona adequadamente para a velocidade de 35 m/s e altitude de 1.000 metros. Para a velocidade de 55 m/s e 5.000 metros há uma sobreelevação acima da restrição de 20% e é preciso 15 segundos a mais para que o erro estático seja nulo.

Uma outra simulação para o teste do comportamento foi tentar utilizar o controlador de velocidade sintonizado previamente em 45 m/s para controlar uma mudança de velocidade de 35 m/s para 37 m/s durante o vôo. Este teste resultou em uma parada inesperada da simulação durante a sua execução por conta da diferença do comportamento da aeronave nas velocidades de 35 e 45 m/s.

Pelo exposto, é evidente que os controladores projetados até agora não podem ser utilizados para toda a zona de funcionamento da aeronave. Para resolver este problema é preciso a utilização de controladores locais lineares sintonizados para cada zona de

funcionamento e uma forma de utilizar o controlador específico para a zona de operação atual da aeronave.

Tomando como base as restrições da aeronave e suas funções dentro do projeto, espera-se que esta seja capaz de realizar vôos a uma altitude dentro do intervalo de 1.000 a 5.000 metros com velocidade variando entre 35 e 55 m/s.

Baseado nos intervalos de vôo, optou-se por separar a velocidade em 3 faixas: velocidade baixa (35 m/s), velocidade média (45 m/s) e velocidade alta (55 m/s). Também o mesmo foi feito para a altura, com mais 3 faixas: altura baixa (1.000 m), altura média (3.000 m), altura alta (5.000 m).

O cruzamento das faixas de velocidade e altitude resulta em 9 zonas de funcionamento durante o vôo:

- 1.000 m de altitude e 35 m/s de velocidade;
- 1.000 m de altitude e 45 m/s de velocidade;
- 1.000 m de altitude e 55 m/s de velocidade;
- 3.000 m de altitude e 35 m/s de velocidade;
- 3.000 m de altitude e 45 m/s de velocidade;
- 3.000 m de altitude e 55 m/s de velocidade;
- 5.000 m de altitude e 35 m/s de velocidade;
- 5.000 m de altitude e 45 m/s de velocidade;
- 5.000 m de altitude e 55 m/s de velocidade.

Nas tabelas 9, 10, 11 e 12, abaixo, encontram-se os parâmetros ajustados dos controladores de velocidade, glissagem, rolagem e altitude, respectivamente, desenvolvidos para todas as zonas de funcionamento.

Tabela 10 - Parâmetros dos controladores de velocidade.

Altitude (m)	Velocidade (m/s)	K_p	K_i	K_d
1000	35	0,1717524	0,0241740	0,4943500
	45	0,1047470	0,0144053	0,2775890
	55	0,1166220	0,0161716	0,3085553
3000	35	0,1301926	0,0174960	0,3605340
	45	0,1441872	0,0187657	0,3815689
	55	0,1696632	0,0220772	0,4423732
5000	35	0,2968560	0,0386352	0,7741531
	45	0,2544480	0,0331159	0,6635598
	55	0,1696320	0,0220772	0,4423732

Tabela 11 - Parâmetros dos controladores de glissagem.

Altitude (m)	Velocidade (m/s)	K_p	K_i	K_d
1000	35	0,7653743	0,4872108	0,5787150
	45	0,5676221	0,3654408	0,4412700
	55	0,4577590	0,3045060	0,3616969
3000	35	0,9155195	0,6090135	0,7233938
	45	0,4486000	0,2984166	0,3544630
	55	0,5401565	0,3593179	0,4268024
5000	35	1,9615006	1,2971987	1,5317865
	45	0,6866396	0,4567600	0,5425454
	55	0,7438596	0,4948235	0,5877575

Tabela 12 - Parâmetros dos controladores de rolagem.

Altitude (m)	Velocidade (m/s)	K_p	K_i	K_d
1000	35	-14,8440600	-3,7193448	-4,2296070
	45	-8,5798660	-2,0274355	-2,4843370
	55	-7,4220300	-1,7847144	-2,2261092
3000	35	-22,8004760	-5,0543111	-6,1351569
	45	-15,9425204	-3,7371910	-4,7816826
	55	-6,8579557	-1,6919090	-2,0925426
5000	35	-42,9290210	-10,3656212	-13,2498019
	45	-14,2502900	-3,3267076	-4,1850852
	55	-6,6204500	-1,6633538	-2,0747337

Tabela 13 – Parâmetros dos controladores de altitude.

Altitude (m)	Velocidade (m/s)	K_p	K_i	K_d
1000	35	202,0761600	28,4365488	4,5973576
	45	274,5600000	39,1688000	6,7608200
	55	329,4720000	47,0025600	8,1129840
3000	35	86,7609600	16,7642464	0,9465148
	45	293,7792000	39,4038128	7,7478997
	55	375,5980800	63,4534560	10,0736218
5000	35	79,0732800	7,6770848	0,7572118
	45	189,4464000	42,3023040	5,3410478
	55	219,6480000	47,0025600	6,8960364

8.3.1 SELEÇÃO DE GANHOS

Quando se pretende controlar um sistema não linear, como é o caso do comportamento da aeronave, é muitas vezes estudada antecipadamente a maneira como a dinâmica varia com a mudança da zona de funcionamento. No capítulo 3, verificou-se que a dinâmica da aeronave varia principalmente em função de sua velocidade e altitude. Isto se deve ao fato da dependência das forças e momentos aerodinâmicos com a pressão dinâmica.

A sintonia dos controladores locais permite atingir as restrições de desempenhos exigidos em cada zona de funcionamento. A partir do momento que a condição da aeronave se distanciar do ponto de operação da sintonia em direção a outro ponto distinto, é necessário um ajuste na saída de controle para combinar as saídas dos controladores sintonizados nos pontos vizinhos. Assim, durante a transição de zona, a saída de controle pode ser vista como uma combinação dos controladores próximos, através da variação de seus parâmetros.

Como foi visto no capítulo 5, um dos métodos mais utilizados para lidar com a variação de parâmetros é a técnica de Seleção de Ganhos, conhecida também por Tabelamento de Ganhos, ou *Gain Scheduling*. A Seleção de Ganhos consiste em fazer variar os parâmetros do controlador em função de sua zona de funcionamento de uma forma previamente programada.

O objetivo da utilização da variação de parâmetros é garantir que a influência de um determinado controlador seja maior nas proximidades do seu ponto de sintonia que a influência dos demais controladores.

Os parâmetros do controlador podem ser modificados de diferentes formas, uma técnica é a comutação dos ganhos, ou comutação de controladores, também conhecida como *on/off*, esta função pode ser vista na Figura 93 (a). Esta técnica não foi adotada, pois, embora cada controlador individualmente estabilize o sistema, em certas condições a comutação rápida pode tornar o sistema global instável (HUNT; JOHANSEN, 1997).

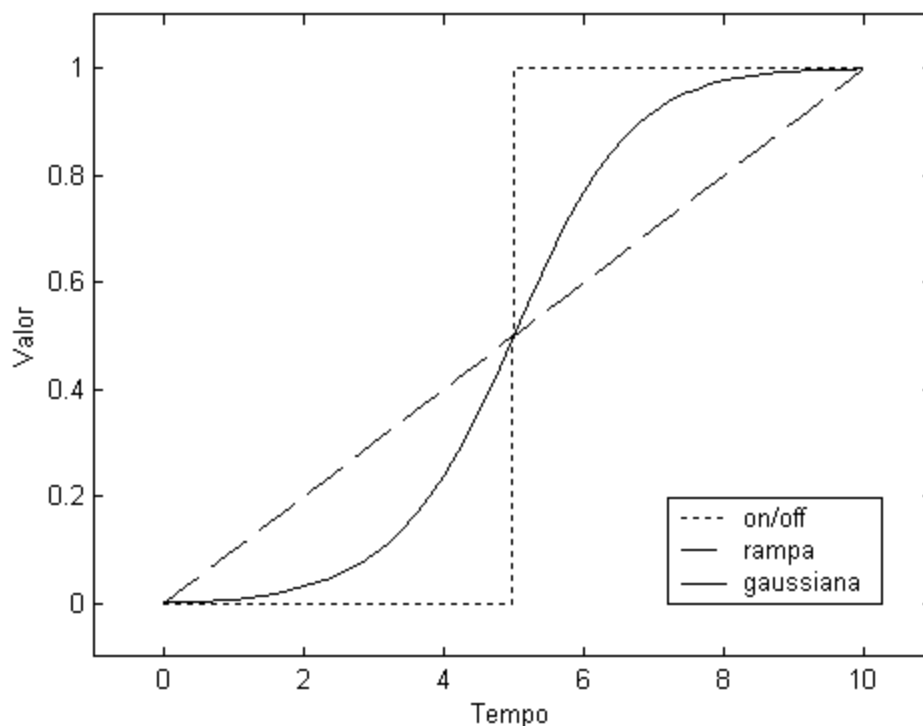


Figura 93 - Funções (a) *on/off*, (b) rampa e (c) gaussiana.

Outra técnica de comutação mais suave pode ser também visto na Figura 93 (b). A transição é realizada através de uma função rampa associada a cada controlador. Desta forma, não existem saltos no sinal de controle, visto que a comutação dos controladores é gradual.

Com o uso da função rampa há uma linearidade de atuação, porém a sua utilização não garante que a influência de um determinado controlador seja maior nas proximidades do seu ponto de sintonia. Este problema pode ser facilmente resolvido com a utilização de uma função um pouco mais complexa, uma função de forma gaussiana, como pode ser vista na Figura 93 (c). A partir da análise desta figura, é possível perceber que a função gaussiana

produz melhores resultados do que a função rampa, visto que aquela consegue uma maior atuação do controlador próximo do seu ponto de sintonia.

Após sintonizar os controladores adequadamente para cada faixa é então necessário criar um bloco supervisor com a tarefa de determinar qual controlador deve ser usado durante as transições de faixas de funcionamento. Ou seja, os controladores PIDs locais lineares sintonizados separadamente anteriormente através do NCD são então interpolados e resultam em um único controlador do sistema válido para toda a faixa de funcionamento.

A técnica normalmente utilizada para a colagem dos controladores é a interpolação dos ganhos ao longo dos pontos de funcionamento, através de uma variável de seleção. Porém, foi escolhida uma outra forma similar: ao invés de interpolar os ganhos K_p , K_d e K_i de cada controlador, será interpolada a saída de cada controlador. Na prática os resultados são os mesmos, porém interpolar diretamente a saída dos controladores permite que diferentes técnicas de controle sejam utilizadas nas diversas regiões de operação. Além disso, a utilização da saída do controlador ocasiona uma economia de três vezes do número de operações, visto que a saída é apenas uma variável e K_p , K_d e K_i são três.

Definiu-se, então, uma função que atribui pesos, entre 0 e 1, aos controladores. A partir dos pesos, é possível identificar quais controladores se encontram em funcionamento em determinada zona e qual a participação de cada um. Na Figura 94, é possível observar as curvas de atribuição de pesos na comutação entre três controladores em função da variável velocidade.

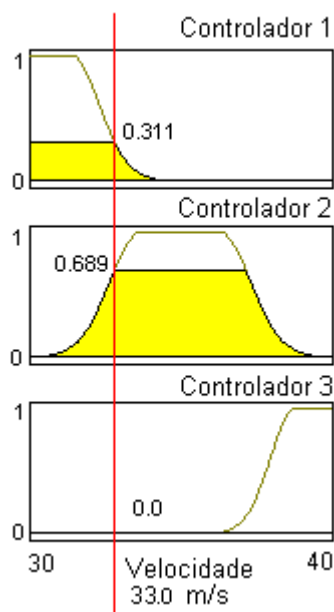


Figura 94 - Curvas de atribuição de pesos na comutação entre três controladores.

Com apenas uma variável de entrada, por exemplo a velocidade, uma função de atribuição pode ser facilmente implementada utilizando-se funções básicas presentes no Matlab. No entanto, para a identificação da zona de funcionamento da aeronave são exigidas duas variáveis: velocidade e altitude. Esta exigência obriga a utilização de funções mais complexas contendo duas variáveis, ao invés de apenas uma.

A solução mais simples foi encontrada a partir da utilização de Lógica Fuzzy para determinar o peso de cada controlador a depender da zona de funcionamento. Os principais motivos para a escolha do Fuzzy foram a praticidade e a facilidade de alteração dos seus parâmetros.

A saída do Sistema Fuzzy apresenta os pesos de cada controlador a partir da informação de velocidade e de altitude. Na Figura 95 (a), é mostrada a superfície de atuação do controlador para a região de 35 m/s e 1.000 m, onde cada ponto da região na ordenada z representa o peso de sua participação na composição final do sinal de controle. O mesmo acontece para as demais regiões nas outras partes da figura.

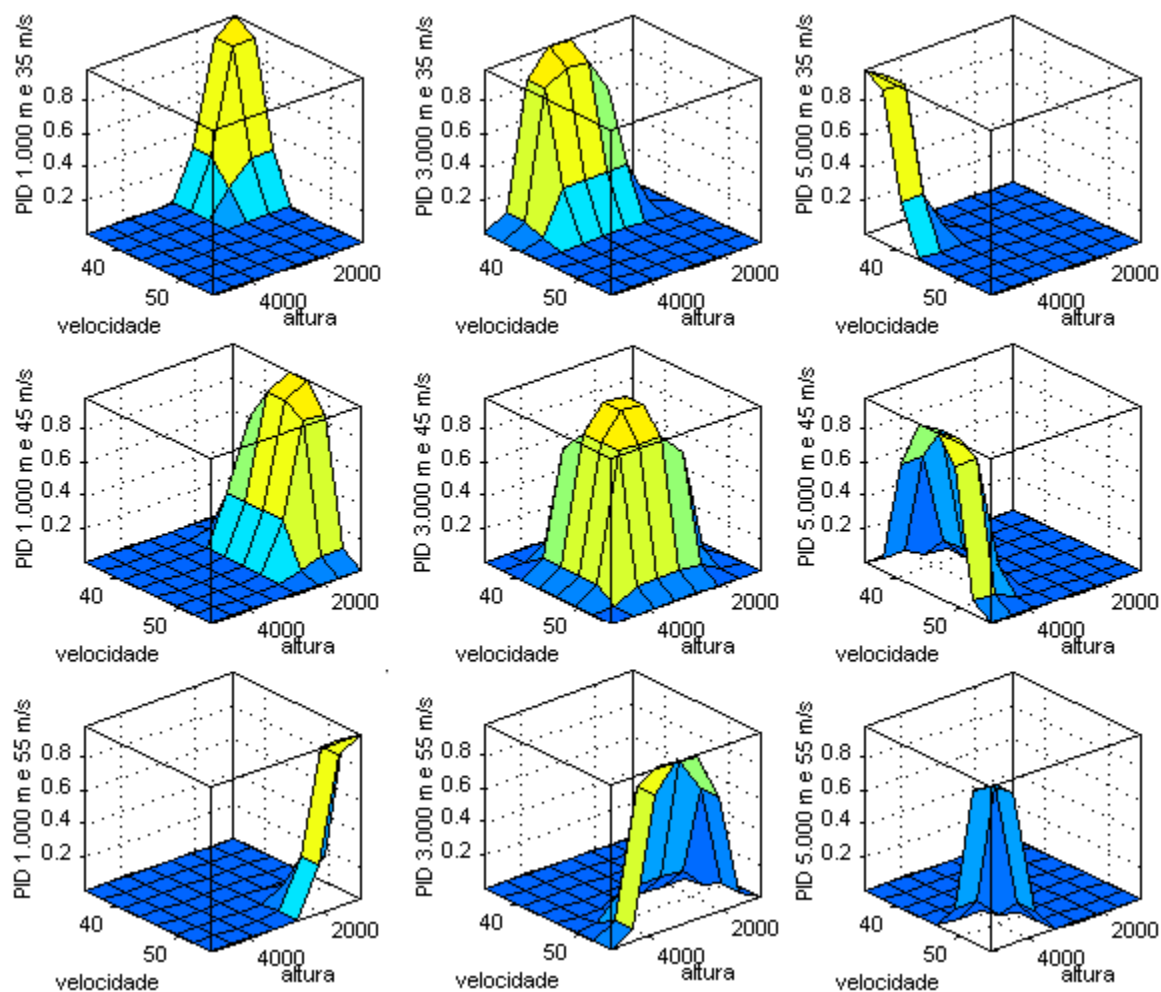


Figura 95 - Superfícies de atuação dos controladores.

A Figura 96 mostra a implementação do Sistema Fuzzy no ambiente Matlab, utilizando um modelo Mandani. Nesta figura é possível identificar as entradas altitude e velocidade e a saída referente ao peso de cada controlador PID.

As funções de pertinência das variáveis de entrada altitude e velocidade do Sistema Fuzzy podem ser visualizadas na Figura 97 e Figura 98, respectivamente. Na primeira figura, as funções de pertinência para as altitudes de 1.000, 3.000 e 5.000 metros são dadas por h_{1000} , h_{3000} e h_{5000} . O mesmo acontece na segunda figura, onde as funções de pertinência das velocidades 35, 45 e 55 m/s são dadas por v_{35} , v_{45} e v_{55} .

Todos os controladores PID possuem em comum uma mesma função de pertinência, que pode ser visualizada na Figura 99. Nesta figura é possível identificar as funções de forma triangular *baixo* e *alto* na parte esquerda e direita do gráfico, respectivamente.

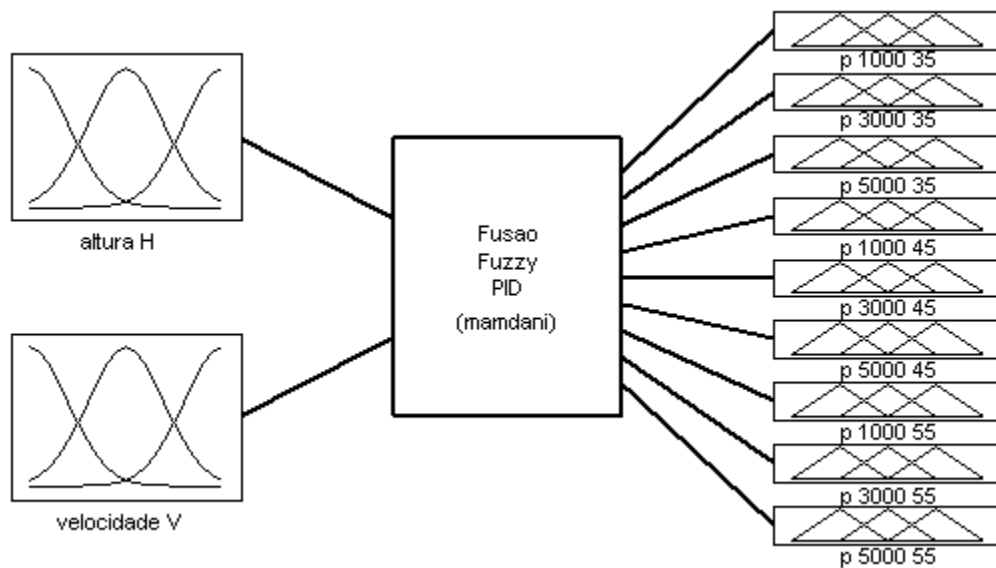


Figura 96 - Sistema Fuzzy para geração dos pesos de cada controlador.

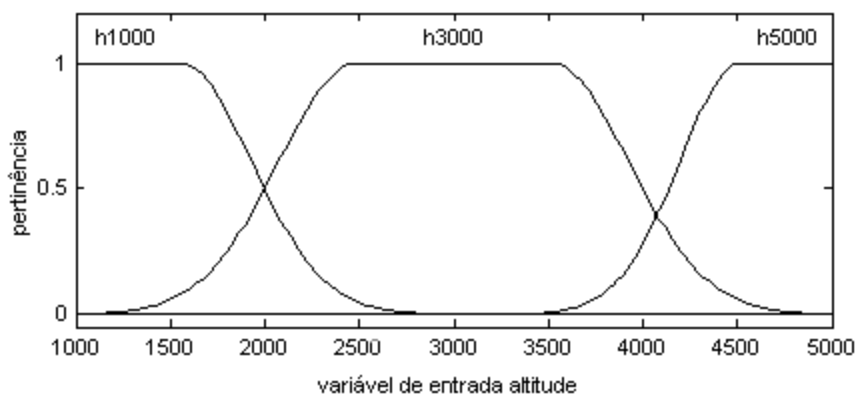


Figura 97 - Funções de Pertinência da altitude.

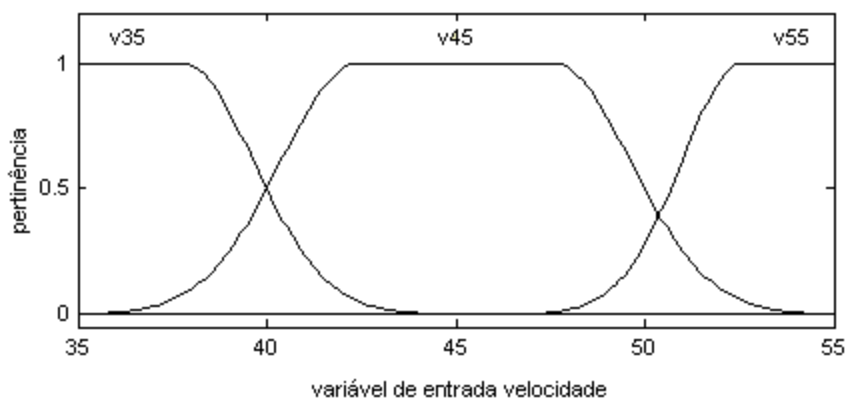


Figura 98 - Funções de Pertinência da velocidade.

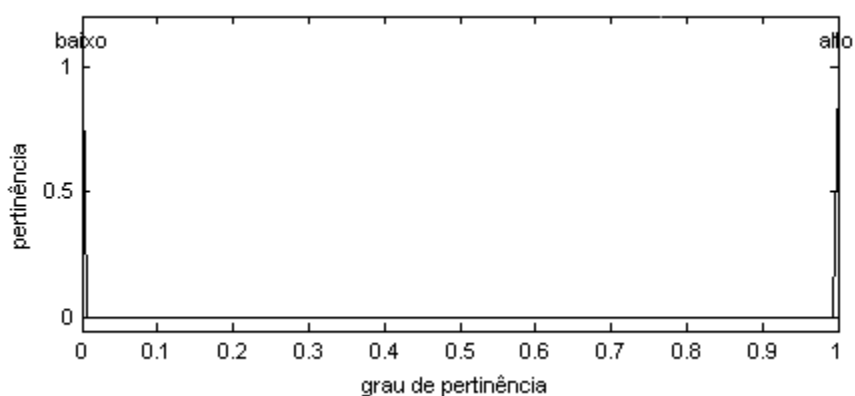


Figura 99 - Função de Pertinência de cada controlador PID.

É possível visualizar na Figura 100 quais controladores estão ativos e seus respectivos pesos a depender dos valores de entrada da altitude e velocidade.

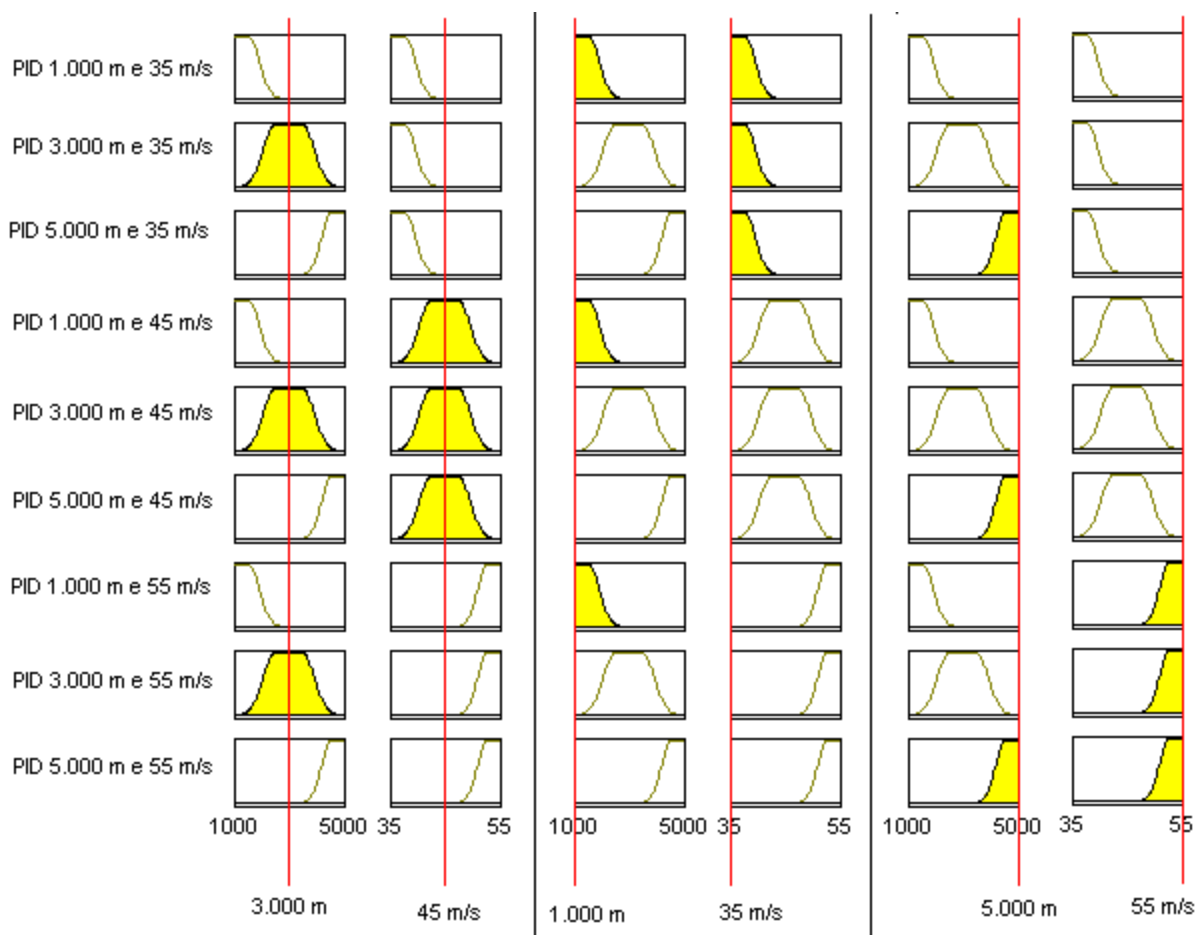


Figura 100 - Curvas de atribuição de pesos dos controladores PIDs.

O bloco Controladores do Sistema de Controle de Atitude visto anteriormente na Figura 73 é composto por apenas 4 controladores PIDs. Porém este bloco precisou ser completamente reformulado para a utilização de Seleção de Ganhos com a interpolação de

ganhos através de um sistema Fuzzy. O bloco Controladores reformulado pode ser visto na Figura 102.

A Figura 101 mostra a base de regras utilizada pelo Sistema Fuzzy.

- | | | | |
|---|---|---|---|
| 1. (altura==h1000) & (velocidade==v35) => | (p1000_35=alto)
(p3000_35=baixo)
(p5000_35=baixo)
(p1000_45=baixo)
(p3000_45=baixo)
(p5000_45=baixo)
(p1000_55=baixo)
(p3000_55=baixo)
(p5000_55=baixo) | 2. (altura==h3000) & (velocidade==v35) => | (p1000_35=baixo)
(p3000_35=alto)
(p5000_35=baixo)
(p1000_45=baixo)
(p3000_45=baixo)
(p5000_45=baixo)
(p1000_55=baixo)
(p3000_55=baixo)
(p5000_55=baixo) |
| 3. (altura==h5000) & (velocidade==v35) => | (p1000_35=baixo)
(p3000_35=baixo)
(p5000_35=alto)
(p1000_45=baixo)
(p3000_45=baixo)
(p5000_45=baixo)
(p1000_55=baixo)
(p3000_55=baixo)
(p5000_55=baixo) | 4. (altura==h1000) & (velocidade==v45) => | (p1000_35=baixo)
(p3000_35=baixo)
(p5000_35=baixo)
(p1000_45=alto)
(p3000_45=baixo)
(p5000_45=baixo)
(p1000_55=baixo)
(p3000_55=baixo)
(p5000_55=baixo) |
| 5. (altura==h3000) & (velocidade==v45) => | (p1000_35=baixo)
(p3000_35=baixo)
(p5000_35=baixo)
(p1000_45=baixo)
(p3000_45=alto)
(p5000_45=baixo)
(p1000_55=baixo)
(p3000_55=baixo)
(p5000_55=baixo) | 6. (altura==h5000) & (velocidade==v45) => | (p1000_35=baixo)
(p3000_35=baixo)
(p5000_35=baixo)
(p1000_45=baixo)
(p3000_45=baixo)
(p5000_45=alto)
(p1000_55=baixo)
(p3000_55=baixo)
(p5000_55=baixo) |
| 7. (altura==h1000) & (velocidade==v55) => | (p1000_35=baixo)
(p3000_35=baixo)
(p5000_35=baixo)
(p1000_45=baixo)
(p3000_45=baixo)
(p5000_45=baixo)
(p1000_55=alto)
(p3000_55=baixo)
(p5000_55=baixo) | 8. (altura==h3000) & (velocidade==v55) => | (p1000_35=baixo)
(p3000_35=baixo)
(p5000_35=baixo)
(p1000_45=baixo)
(p3000_45=baixo)
(p5000_45=baixo)
(p1000_55=baixo)
(p3000_55=alto)
(p5000_55=baixo) |
| 9. (altura==h5000) & (velocidade==v55) => | (p1000_35=baixo)
(p3000_35=baixo)
(p5000_35=baixo)
(p1000_45=baixo)
(p3000_45=baixo)
(p5000_45=baixo)
(p1000_55=baixo)
(p3000_55=baixo)
(p5000_55=alto) | | |

Figura 101 - Base de regras do Sistema Fuzzy.

O bloco Controladores agora contém três novos blocos: Gerador de Pesos Fuzzy, Saídas de PID para cada tipo de controlador e Fusão de Saída PID também para cada tipo de controlador.

O bloco Gerador de Pesos Fuzzy é responsável por gerar um vetor contendo os pesos dos PIDs de cada faixa de funcionamento da aeronave em função da altitude e velocidade.

O bloco Saídas de PID para a Velocidade é responsável por gerar um vetor contendo as saídas dos controladores de velocidade, mostrado na Figura 103. Cada controlador de velocidade PID foi sintonizado para operar em uma determinada faixa de funcionamento da aeronave. O mesmo bloco é utilizado para os controladores de glissagem, ângulo de rolagem e altitude, com as devidas alterações dos parâmetros dos controladores PID.

O bloco Fusão de Saída PID calcula a média ponderada dos pesos gerados pelo Sistema Fuzzy e dos valores de saída de cada tipo controlador, o cálculo é realizado com componentes básicos do Matlab, visualizados na Figura 104. A média calculada será utilizada como valor efetivo a ser aplicado no controle da aeronave para cada atuador.

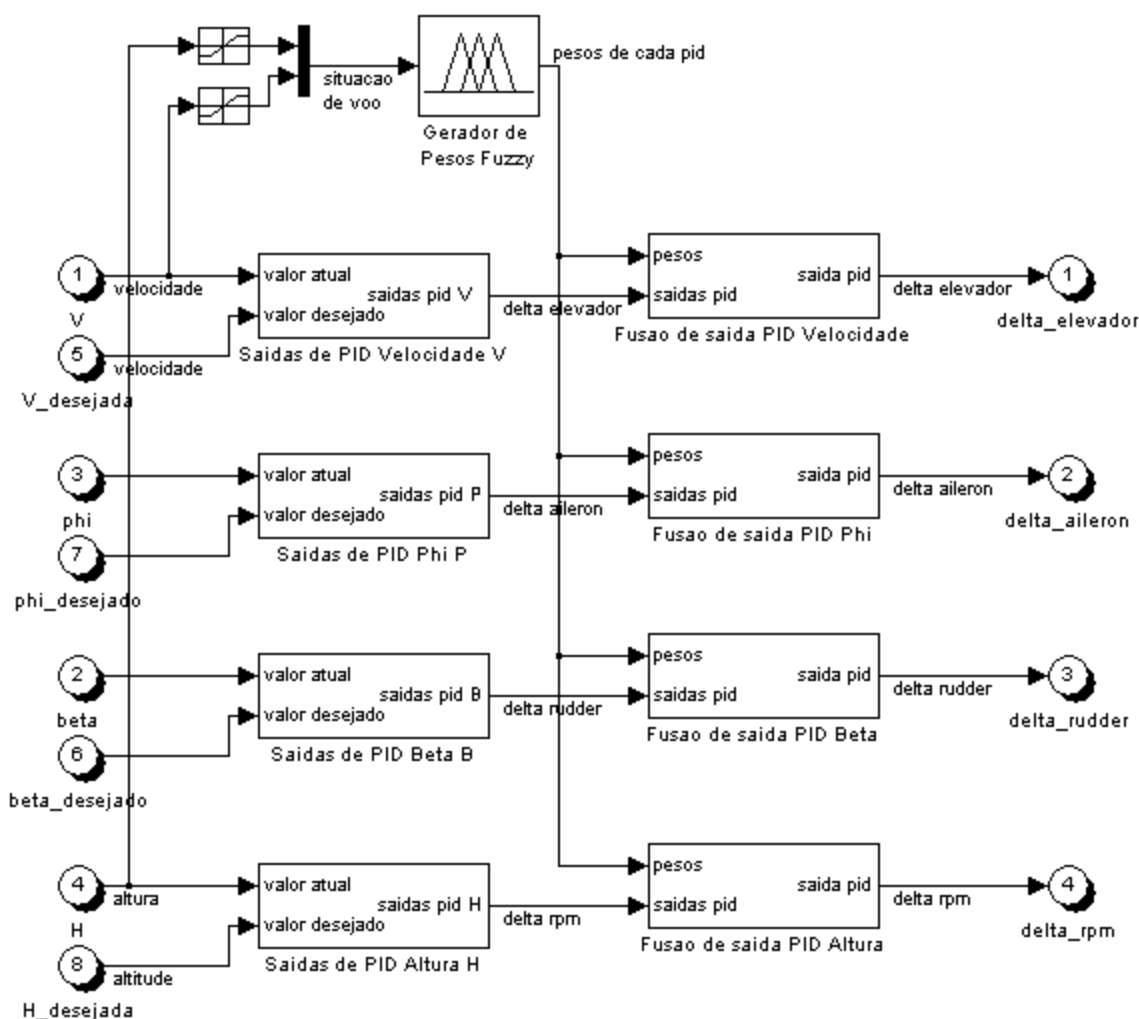


Figura 102 - Sistema de Controle por Seleção de Ganhos.

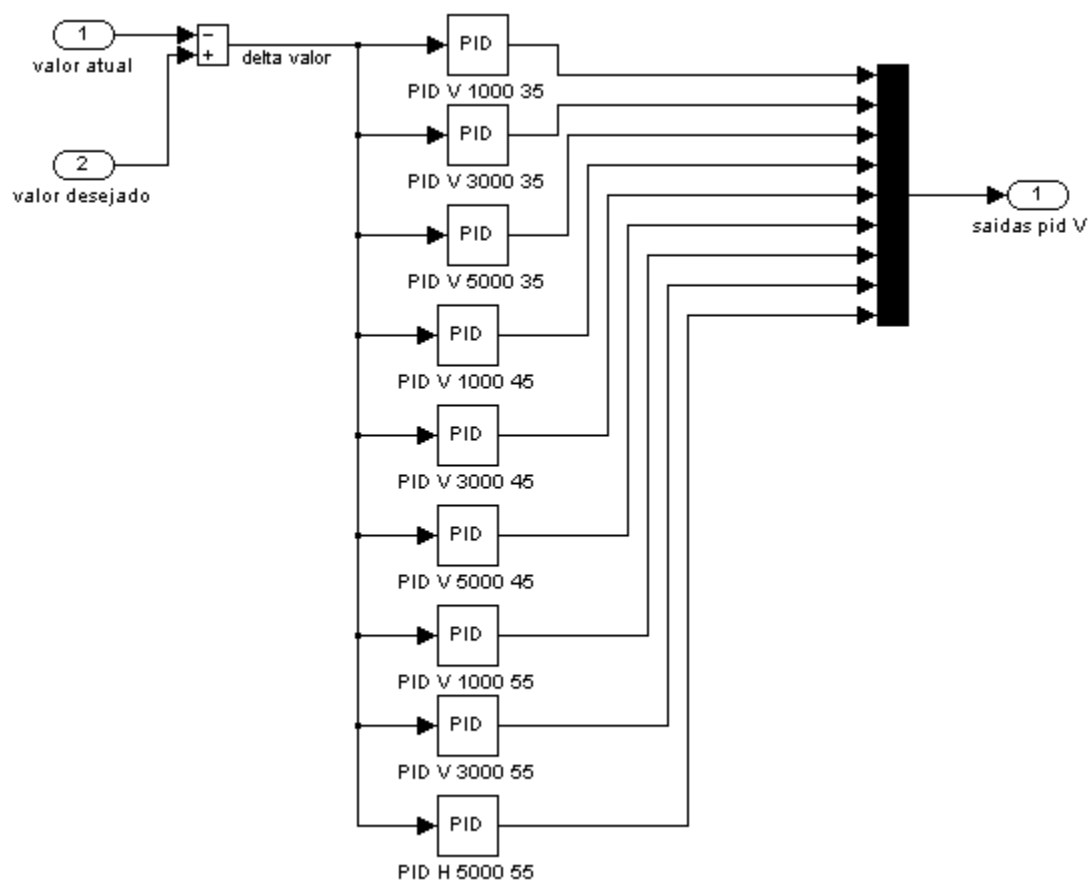


Figura 103 - Bloco Saídas de PID para a Velocidade.

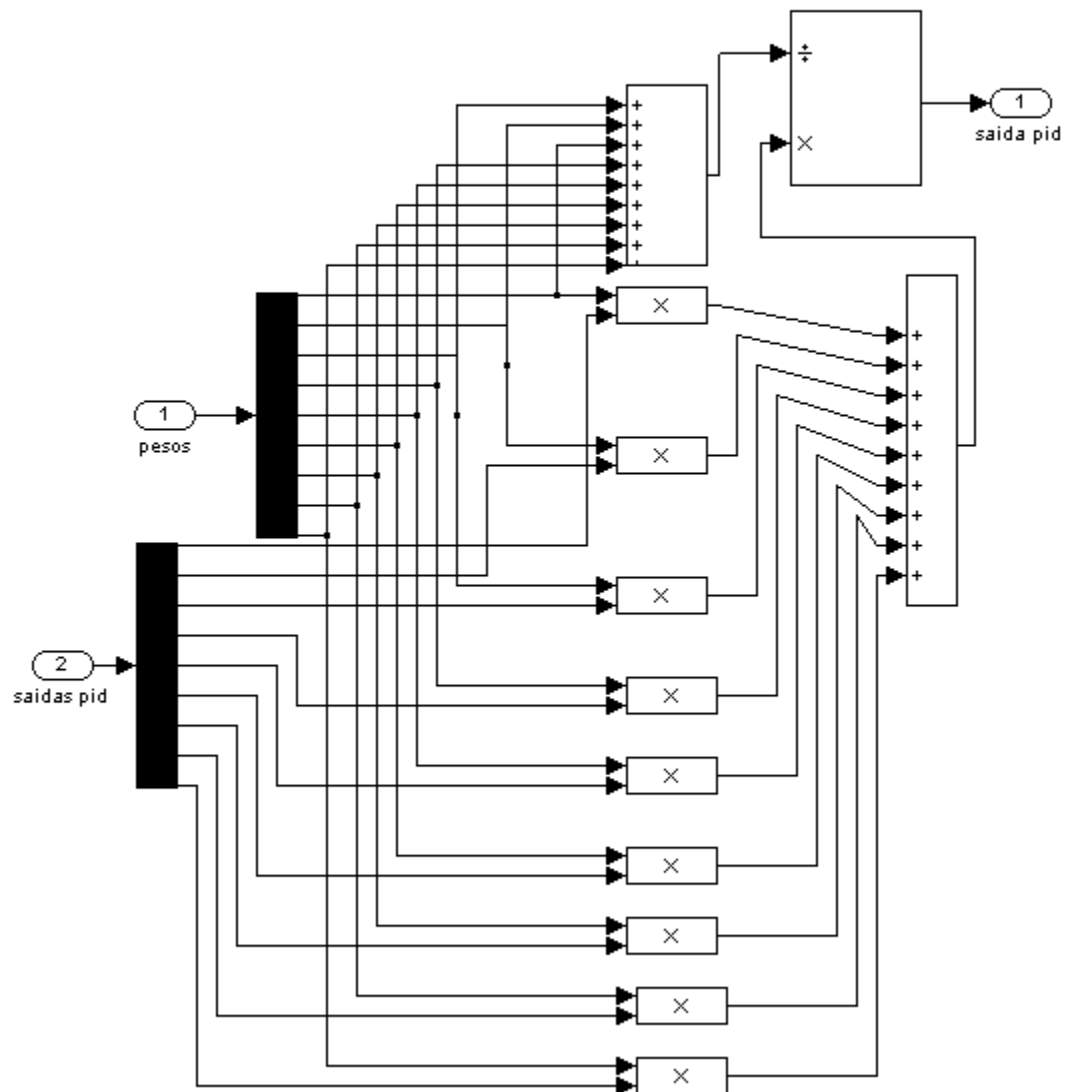


Figura 104 - Bloco Fusão de Saída PID.

A utilização do método de Seleção de Ganhos neste projeto tem como objetivo tornar o comportamento do sistema de vôo independente da sua velocidade e altitude. Foram feitas duas simulações para o teste do comportamento do sistema: a) variar a velocidade de vôo de 35 a 55 m/s e b) variar a altitude de 1.000 a 5.000 m. O resultado da simulação da velocidade e altitude se encontra na Figura 105 e na Figura 106, onde pode ser visto que durante a transição entre os pontos de operação o comportamento do sistema mantém os índices de desempenhos estabelecidos, mesmo nas transições das zonas de funcionamento dos controladores.

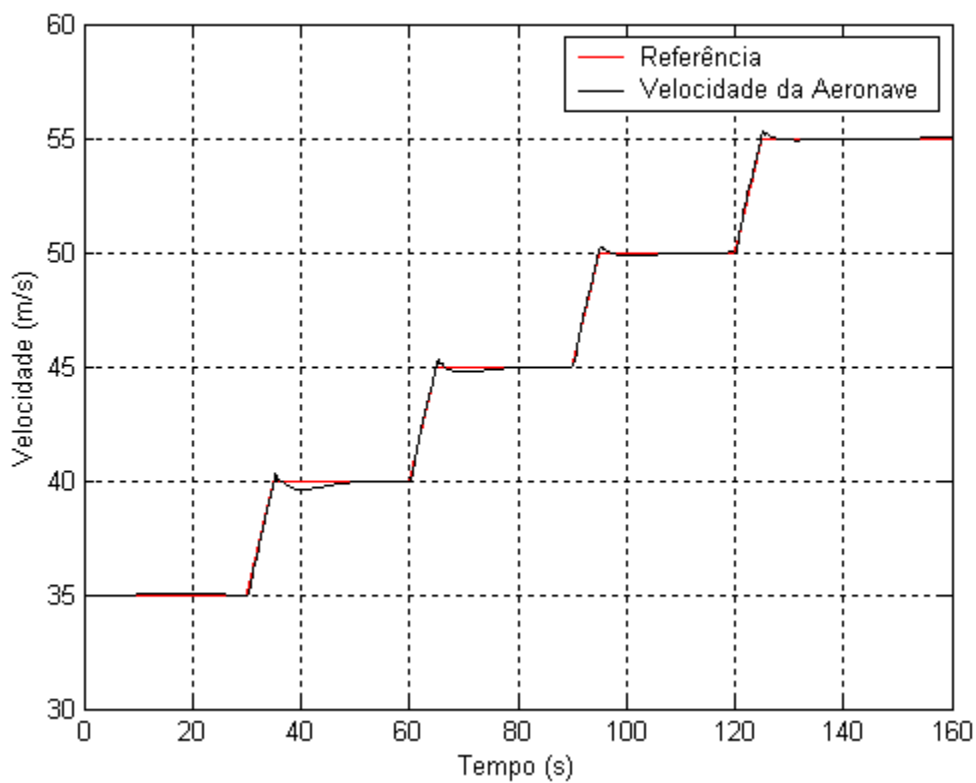


Figura 105 - Mudança da velocidade de voo de 35 a 55 m/s.

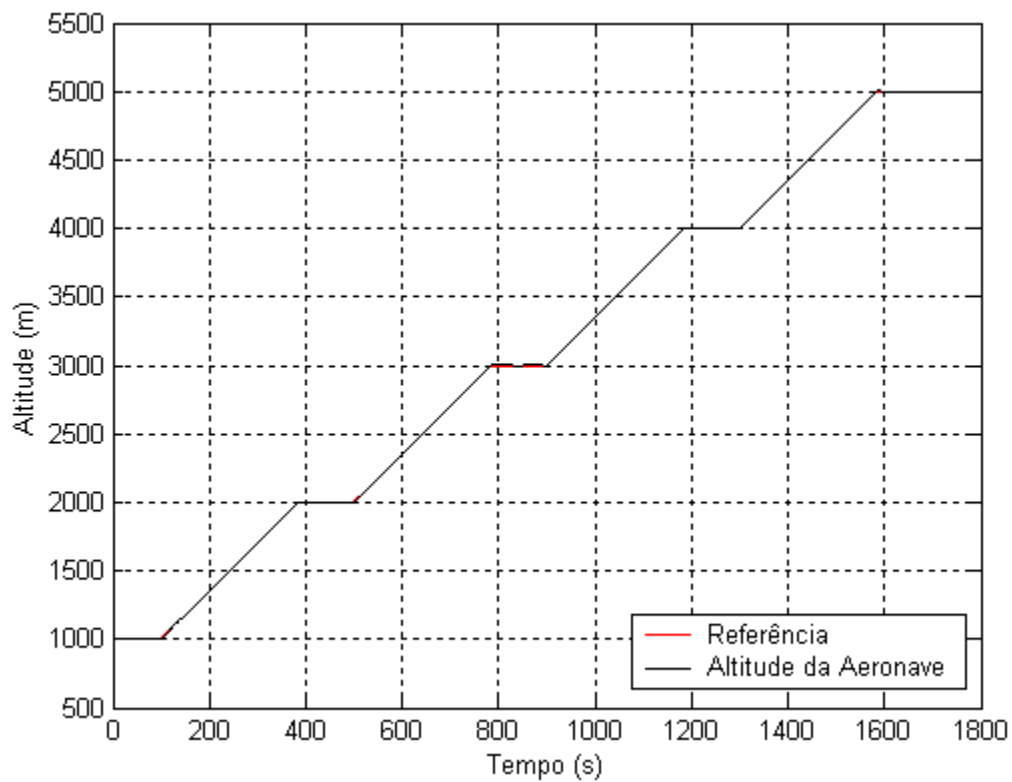


Figura 106 - Mudança da altitude de voo de 1.000 para 5.000 m/s.

Com base nos resultados obtidos, pode-se então concluir que a utilização do método de Seleção Ponderada de Ganhos com Fuzzy apresentou uma melhoria significativa nos resultados. Enquanto que um único controlador não consegue igualmente estabilizar o sistema sem falhar significativamente as especificações ao longo das zonas de funcionamento, o uso de controladores com Seleção Ponderada de Ganhos com Fuzzy permitiu que as especificações exigidas para cada zona fossem cumpridas.

9. RESULTADOS

No capítulo anterior foi visto o desenvolvimento e testes do Sistema de Controle de Atitude do projeto UAV-UFBA. Os testes foram realizados com base nos índices de desempenho estabelecidos e não levaram em conta a integração com o Sistema de Navegação através de manobras básicas.

Os índices de desempenho estabelecidos no capítulo anterior foram: máxima sobrelevação (*overshoot*) de 20%, máxima velocidade de resposta (*rise time*) de 10 segundos e máximo tempo de resposta (*settling time*) de 30 segundos.

Neste capítulo, o SCA desenvolvido será testado levando-se em conta as manobras básicas fornecidas por um Sistema de Navegação para testes, onde as manobras são geradas previamente de forma *off-line* e fornecidas ao SCA ao longo do tempo da simulação. Esta forma *off-line* foi estabelecida para que o SCA pudesse ser testado, visto que o Sistema de Navegação do projeto UAV-UFBA ainda não teve o seu desenvolvimento finalizado.

Os testes serão apresentados através de gráficos onde é possível comparar as trajetórias de referência com o comportamento da aeronave durante a execução das manobras básicas. As referências para os controladores podem ser visualizadas em vermelho nos gráficos e são geradas a partir do Gerador de Referências.

9.1 SIMULAÇÃO

Antes da simulação das manobras, a seguir, a aeronave se encontra executando a manobra básica Vôo Reto e Nivelado, com os seguintes parâmetros:

- Velocidade de 45 m/s;

- Altitude de 1.000 m;
- Ângulo de rolagem de 0 °;
- Ângulo de glissagem de 0 °.

As simulações das manobras têm como resultado alguns gráficos que permitem a análise do comportamento da aeronave durante o voo. As variáveis utilizadas como parâmetros de comparação foram: altitude, velocidade, ângulo de rolagem, ângulo de ataque, ângulo de glissagem, taxa de subida e posição em relação à Terra.

9.1.1 VÔO RETO ASCENDENTE

A primeira manobra apresentada corresponde a manobra responsável pelo aumento da altitude da aeronave durante o voo, denominada Voo Reto Ascendente. Depois da manobra de Voo Reto e Nivelado, esta é a manobra mais simples de ser realizada. Na Figura 107 é mostrado o resultado da simulação da manobra, onde há uma diferença de altitude de 100 metros entre os intervalos de execução.

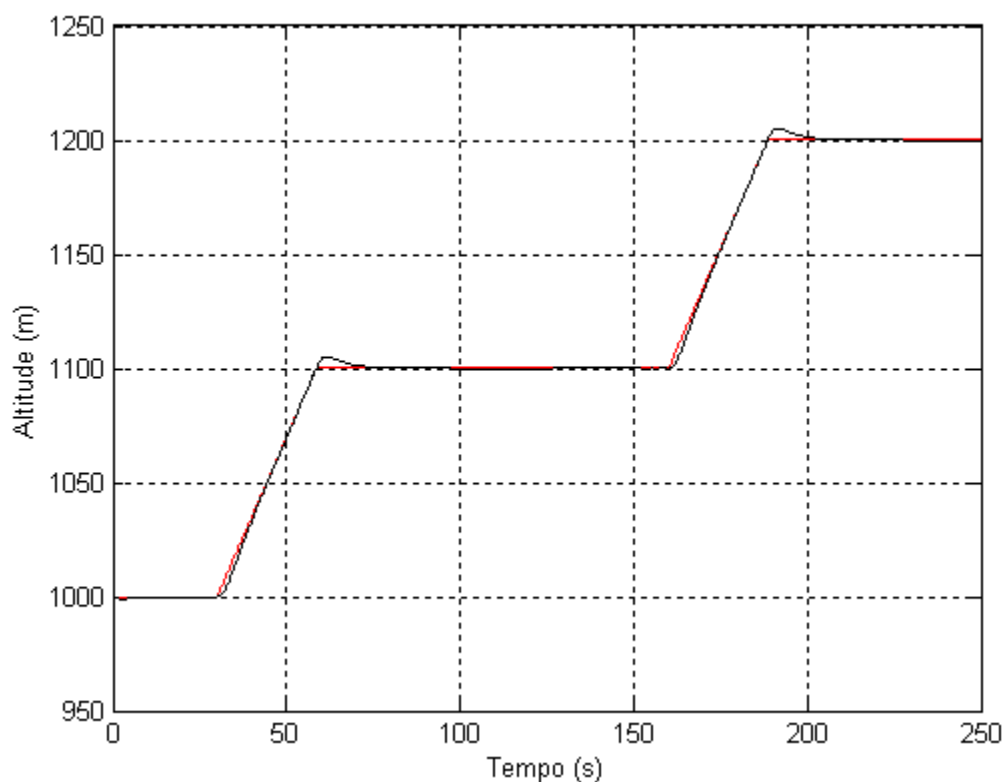


Figura 107 - Variação da Altitude para a manobra Vôo Reto Ascendente.

A partir da Figura 107, é possível verificar que o sistema apresenta um comportamento dentro das especificações, onde a trajetória real é aproximada à de referência e o próprio erro em relação à trajetória cai para zero em menos de 30 segundos, como pode ser visto na Figura 108. Tanto a sobrelevação e o tempo de resposta também estão dentro da especificação. A Figura 109 mostra a variação do ângulo de ataque com variação máxima de 4 graus. A taxa de subida, visualizada na Figura 110, teve uma média de 3,5 m/s durante a subida, seguindo a restrição imposta pelo limitador de variação do Gerador de Referência.

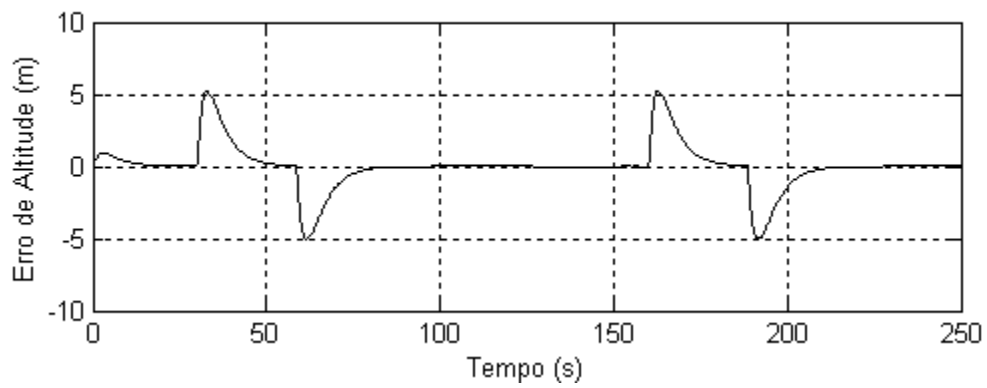


Figura 108 - Erro de Altitude para a manobra Vôo Reto Ascendente.

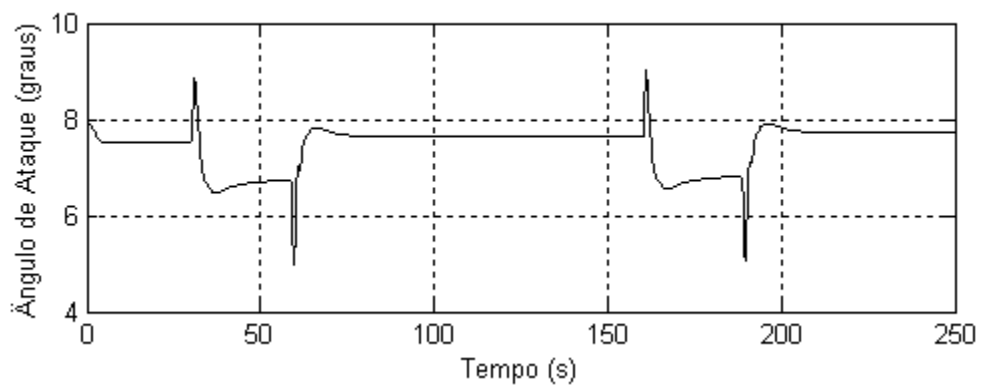


Figura 109 - Variação do Ângulo de Ataque para a manobra Vôo Reto Ascendente.

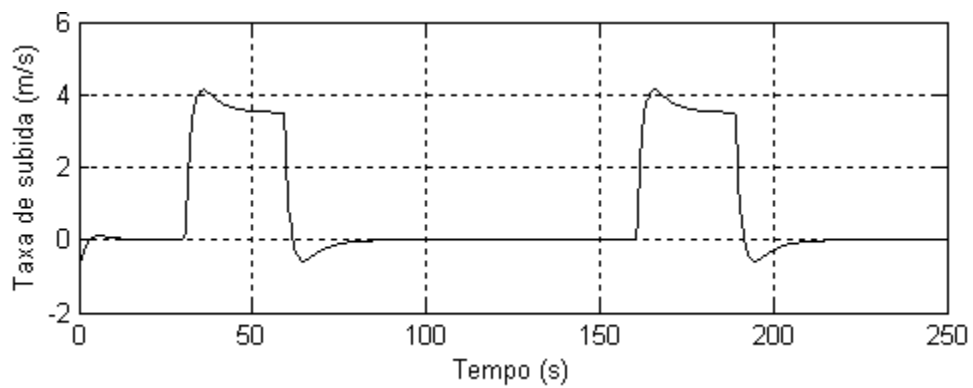


Figura 110 - Variação da Taxa de Subida para a manobra Vôo Reto Ascendente.

9.1.2 VÔO RETO DESCENDENTE

O Vôo Reto Descendente possui resultados similares à manobra anterior com sobre-elevação e o tempo de resposta também compatíveis com os valores estabelecidos, como pode ser constatado a partir da Figura 111.

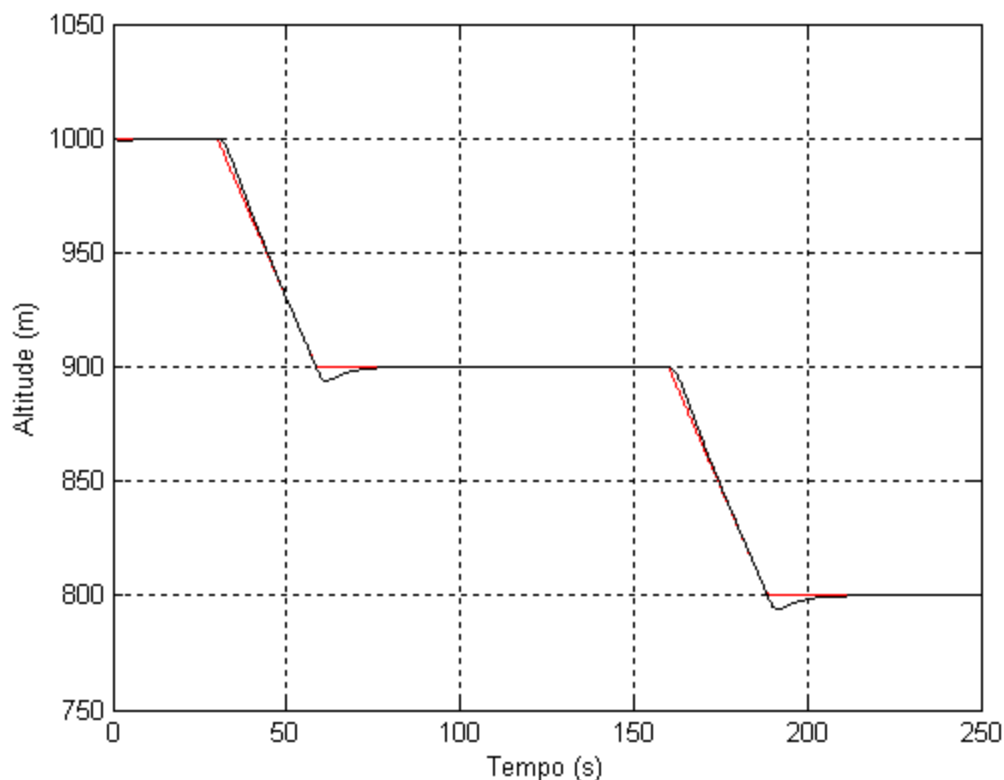


Figura 111 - Variação da Altitude para a manobra Vôo Reto Descendente.

Assim como a manobra anterior, o Vôo Reto Ascendente também apresenta um comportamento dentro das especificações, onde a trajetória real é aproximada à de referência e o próprio erro em relação à trajetória cai para zero em menos de 30 segundos, como pode ser visto na Figura 112. A Figura 113 mostra a variação do ângulo de ataque com variação máxima de 3°. A taxa de descida, visualizada na Figura 114, teve uma média de 3,5 m/s durante a descida, seguindo a restrição imposta pelo limitador de variação do Gerador de Referência.

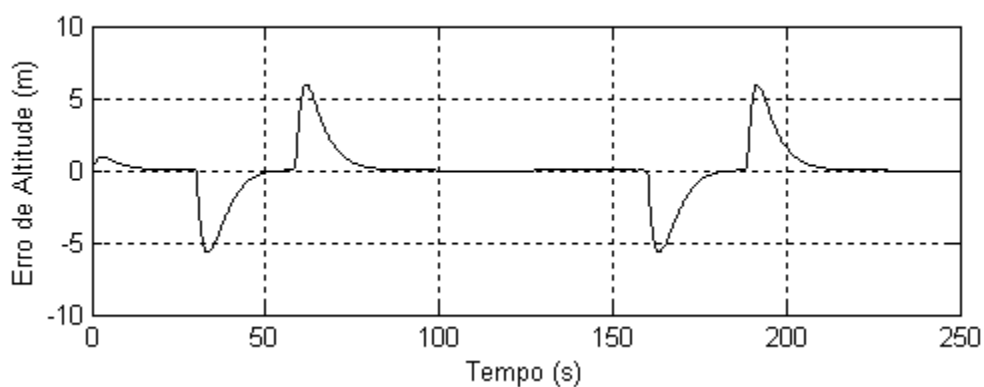


Figura 112 - Erro de Altitude para a manobra Voo Reto Descendente.

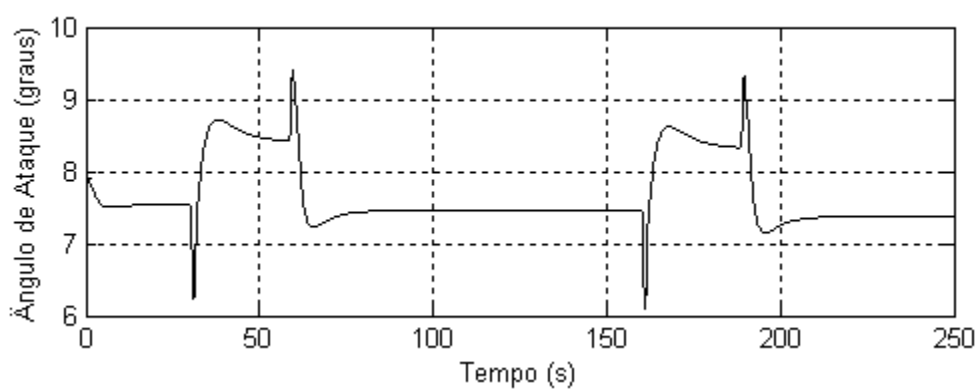


Figura 113 - Variação do Ângulo de Ataque para a manobra Voo Reto Descendente.

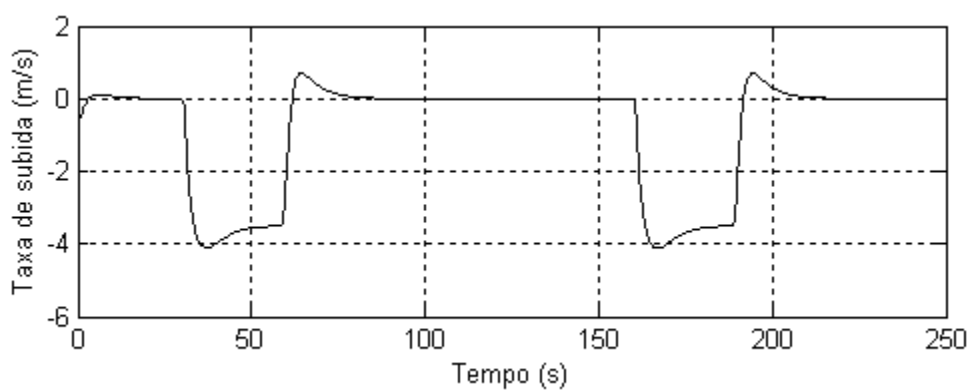


Figura 114 - Variação da Taxa de Descida para a manobra Voo Reto Descendente.

9.1.3 VÔO EM CURVA NIVELADO

Depois de apresentar o comportamento do sistema para a variação de altitude, é

mostrado agora o seu comportamento para a manobra Vôo em Curva Nivelado. Nesta manobra, a altitude se mantém constante e há uma inclinação da aeronave de acordo com o ângulo de rolagem, apresentando uma circunferência como a trajetória seguida pela aeronave.

A simulação da manobra foi realizada com um ângulo de rolagem variando de $+20^\circ$ para -20° , intercalada por manobras Vôo Reto e Nivelado. Na Figura 115, é possível observar que a aeronave manteve o ângulo de rolagem com o valor estabelecido pela referência, com variação menor que 10% de sobrelevação. A altitude também foi mantida constante durante a realização da manobra, com variação máxima de 1 metro, conforme Figura 116, caracterizando o termo nivelado. Também não houve praticamente deslizamento lateral, apenas um pico inicial de no máximo 6° no início de cada manobra, como pode ser observado no gráfico do ângulo de glissagem na Figura 117.

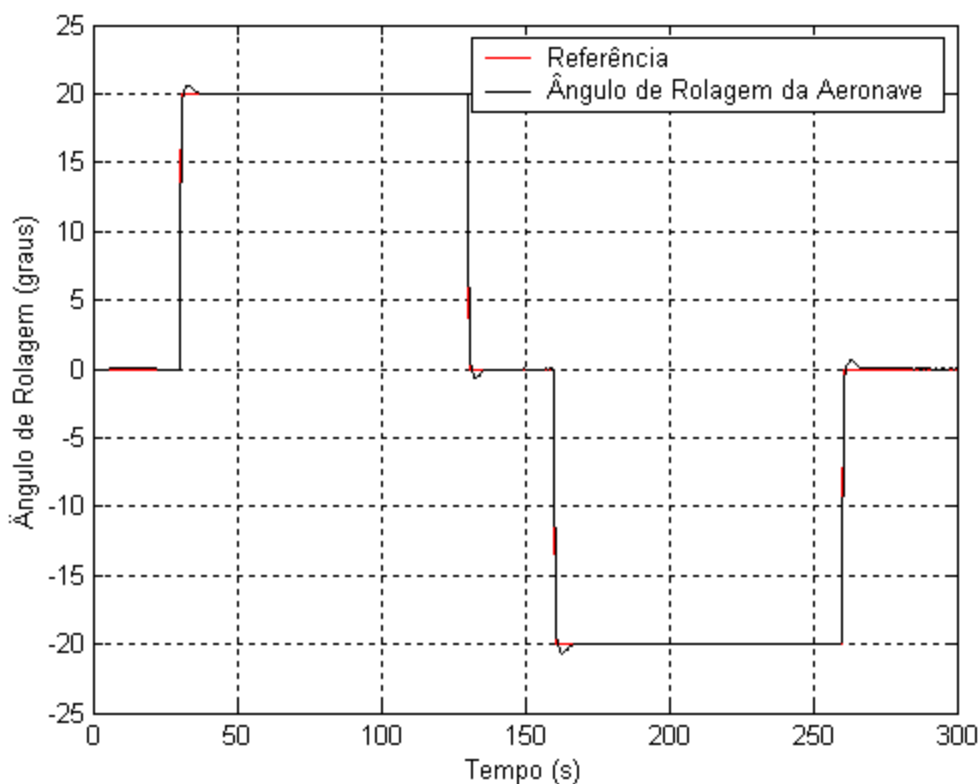


Figura 115 - Variação do Ângulo de Rolagem para a manobra Vôo em Curva Nivelado.

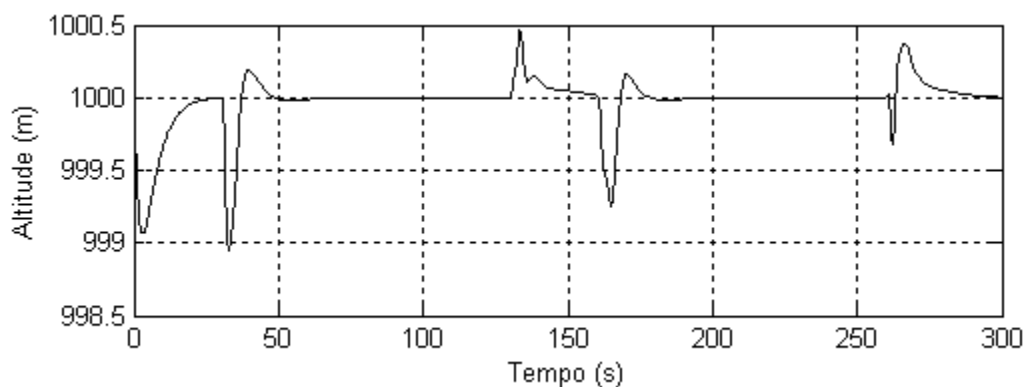


Figura 116 - Variação da Altitude para a manobra Vôo em Curva Nivelado.

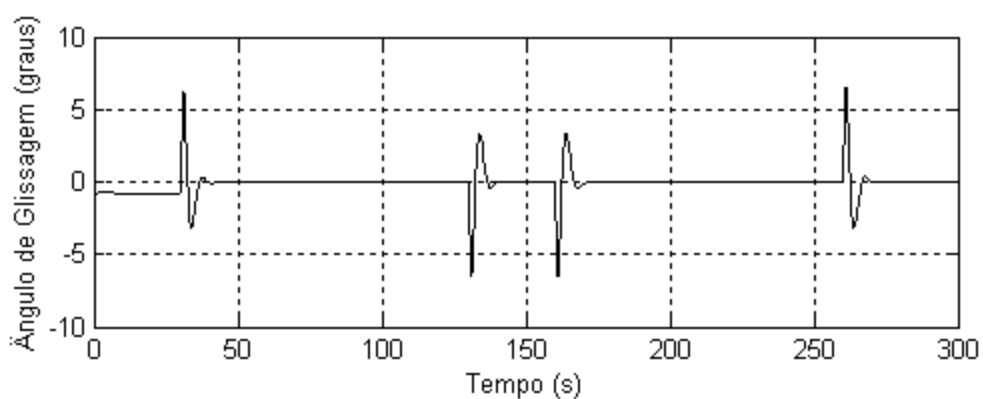


Figura 117 - Variação do Ângulo de Glissagem para a manobra Vôo em Curva Nivelado.

A Figura 118 mostra a distância percorrida pela aeronave nos eixos X e Y em relação a um ponto fixo na Terra, tendo como origem a posição de início da simulação. Através desta figura, é possível identificar que a aeronave passou de uma trajetória retilínea para uma trajetória em curva para a esquerda no momento em que a manobra Vôo em Curva Nivelado foi iniciada. Ao término desta curva, foi iniciada também uma trajetória retilínea seguida de uma curva para a direita e, por fim, novamente uma trajetória retilínea.

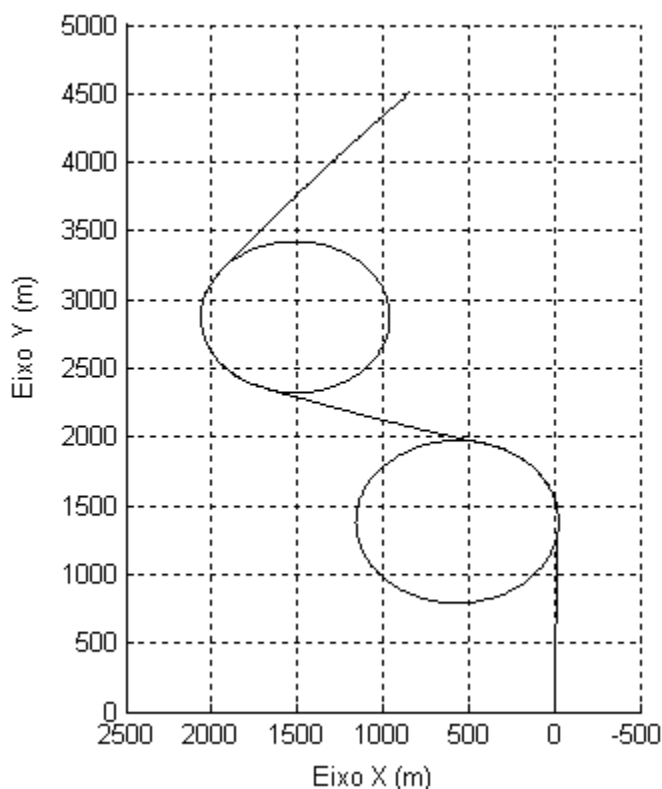


Figura 118 - Distância percorrida na execução da manobra Vôo em Curva Nivelado.

9.1.4 VÔO EM CURVA ASCENDENTE

Até ao momento, o sistema foi testado com a separação da cadeia longitudinal e a lateral. Durante a manobra Vôo em Curva Ascendente, estas duas cadeias irão ser atuadas simultaneamente fazendo com que a aeronave percorra uma trajetória em espiral.

A manobra Vôo em Curva Ascendente tem um comportamento similar à Curva Nivelada, porém a trajetória desejada é uma espiral ascendente, já que a aeronave ganha altitude com o passar do tempo realizando uma curva. Durante a manobra, a componente de sustentação da aeronave tem que ser dividida em movimento lateral e longitudinal ascendente, o que torna esta manobra a mais difícil de ser executada.

A aeronave cumpriu satisfatoriamente a variação de 20° graus no ângulo de rolagem com a elevação de altitude para a esquerda e direita, como pode ser visto na Figura 119 e também na Figura 120. Comparada com as outras manobras, esta também obteve resultados aceitáveis, dentro das tolerâncias de sobrelevação e tempo de resposta definidos.

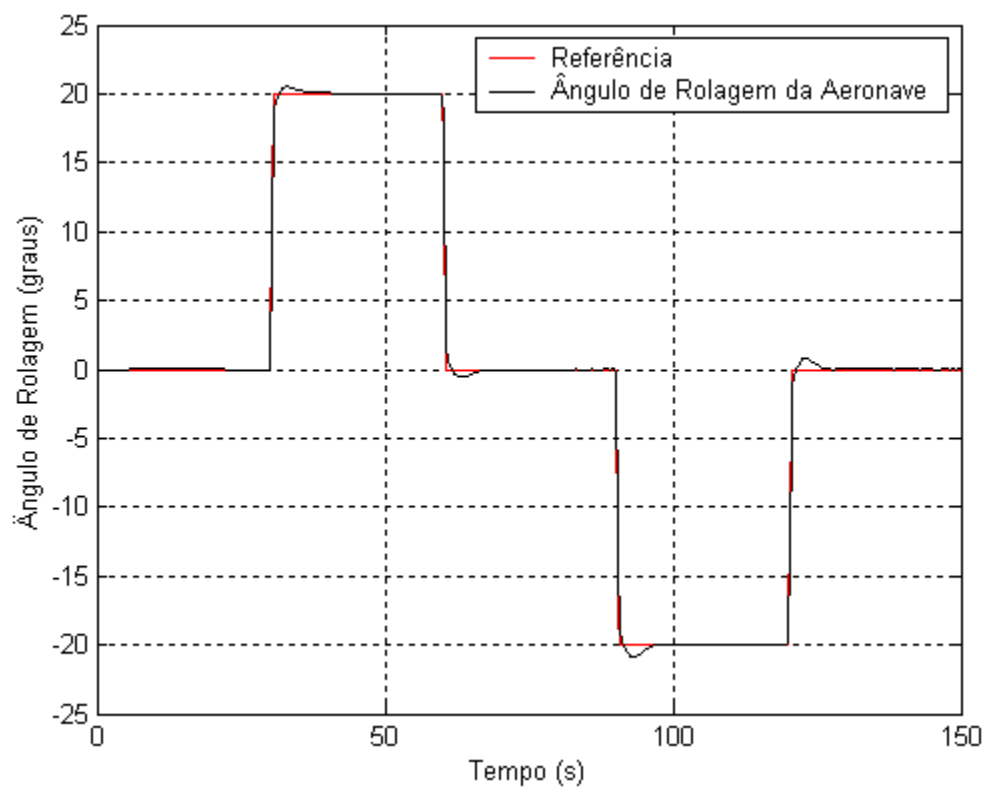


Figura 119 - Variação do Ângulo de Rolagem para a manobra Voo em Curva Ascendente.

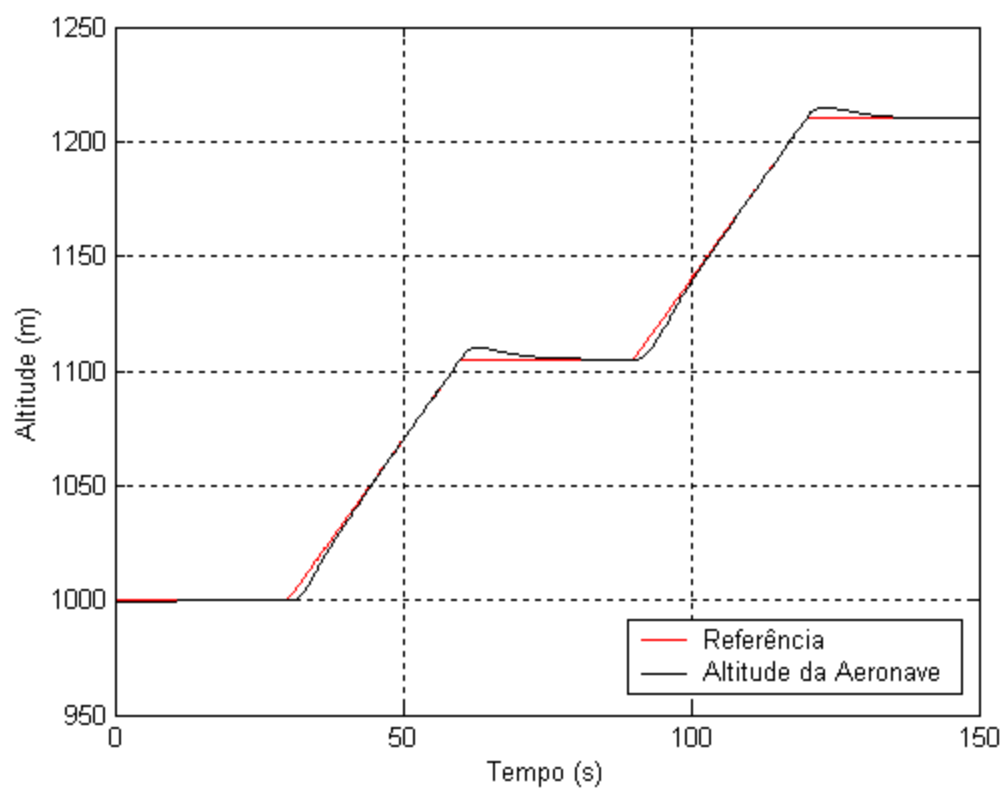


Figura 120 - Variação da Altitude para a manobra Voo em Curva Ascendente.

Na Figura 121 pode ser vista a trajetória resultante da execução da manobra pela aeronave em relação a um ponto fixo na Terra no início da manobra. A união dos dados desta figura com a Figura 119 e a Figura 120 permite observar as alterações conjuntas na trajetória percorrida em relação à Terra com a parte longitudinal (elevação da altura) e lateral (curva).

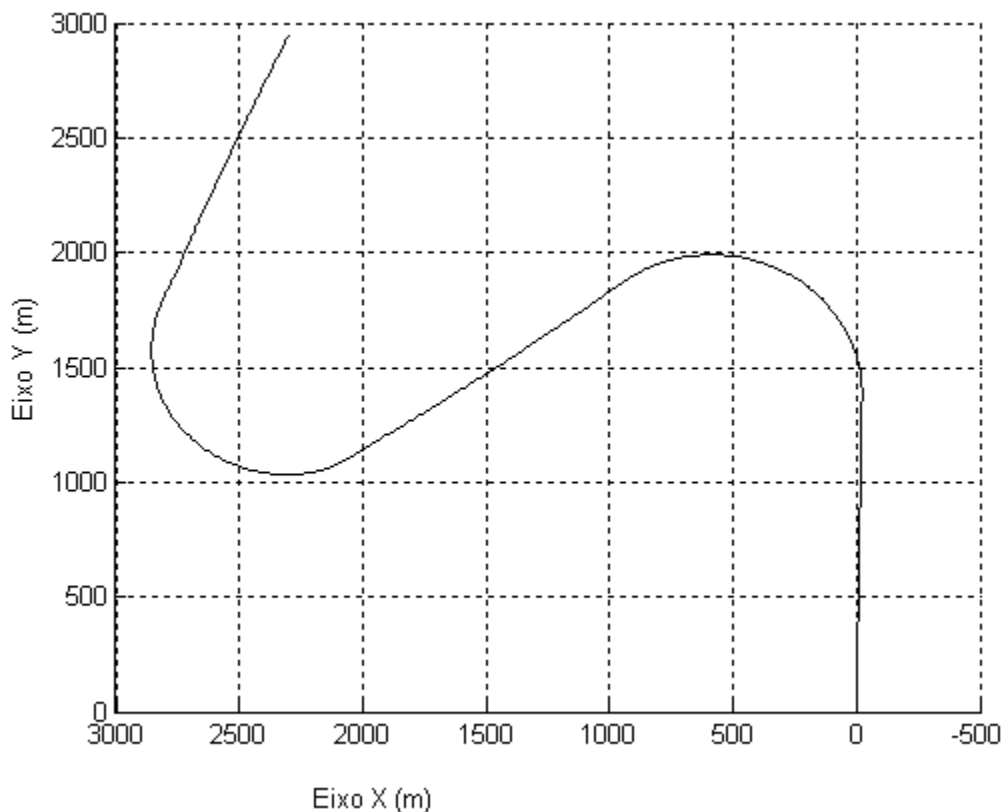


Figura 121 - Distância percorrida na execução da manobra Vôo em Curva Ascendente.

9.1.5 VÔO EM CURVA DESCENDENTE

A manobra Vôo em Curva Descendente possui resultados similares à manobra anterior. A simulação para os testes foi iniciada com a manobra Vôo Reto e Nivelado durante 100 segundos e logo em seguida foi iniciada uma manobra Vôo em Curva Descendente por mais 400 segundos com um ângulo de rolagem de 20°. Como pode ser constatado a partir da Figura 122, o ângulo de rolagem manteve-se constante durante a curva. Na Figura 123 pode-se observar o decréscimo constante da altitude de 5.000 para pouco mais de 3.500 metros. A variação da taxa de descida pode ser visualizada na Figura 124, onde esta variação manteve uma média de 3,5 m/s, conforme estabelecido pelo Gerador de Referência.

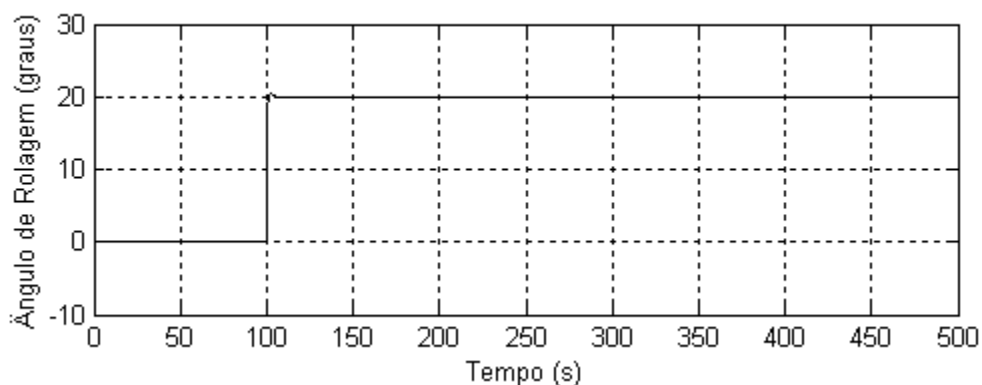


Figura 122 - Variação do Ângulo de Rolagem para a manobra Vão em Curva Descendente.

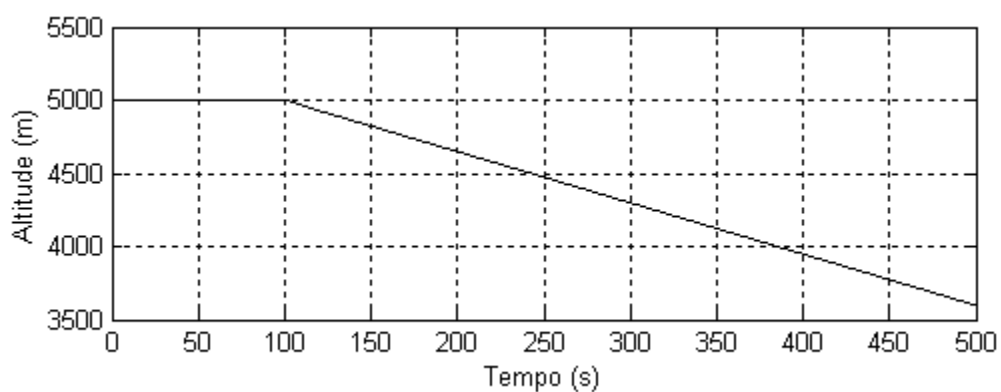


Figura 123 - Variação da Altitude para a manobra Vão em Curva Descendente.

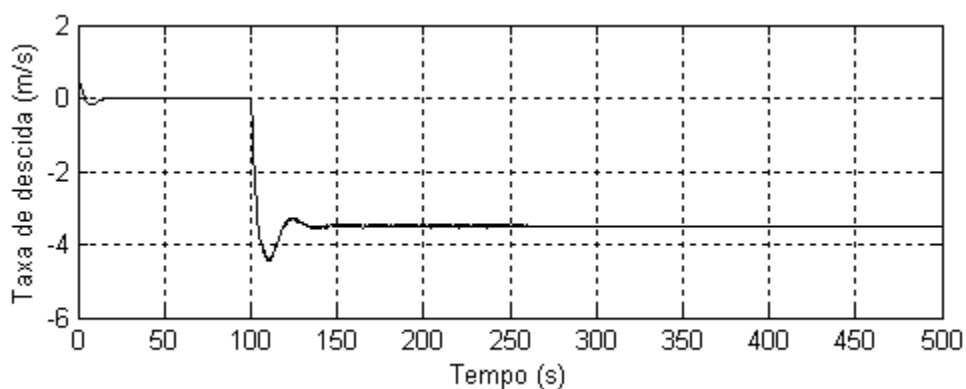


Figura 124 - Variação da Taxa de Descida para a manobra Vão em Curva Descendente.

Como era de se esperar, se a aeronave mantiver a execução da manobra Vão em Curva Descendente durante um certo tempo em vôo, a trajetória desenvolvida será uma espiral voltada para baixo, como pode ser vista na Figura 125 em 3 dimensões. Nesta simulação, a aeronave manteve uma altitude fixa de 5.000 metros por 100 segundos até iniciar a manobra Vão em Curva Descendente, aonde vai perdendo altitude ao realizar a curva, que tem como

resultado uma espiral decrescente.

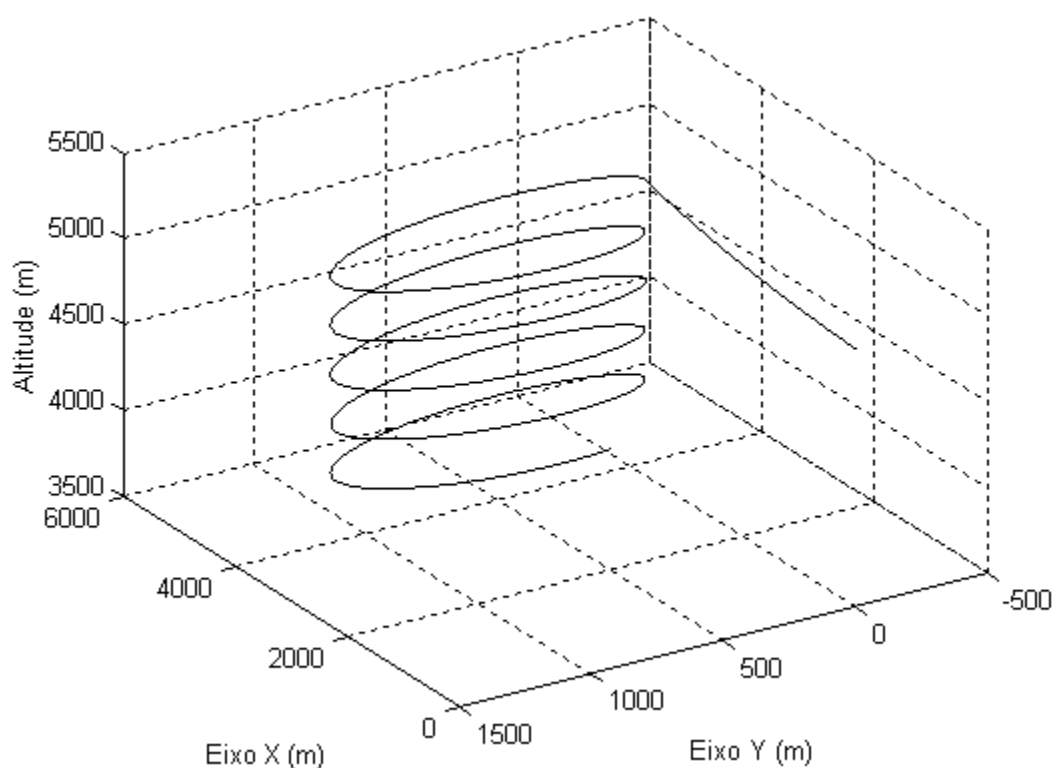


Figura 125 - Trajetória em espiral realizada pela aeronave durante a manobra Vôo em Curva Descendente.

9.1.6 GLISSAGEM

A manobra de glissagem é uma melhoria da manobra de Vôo Reto e Nivelado, pois permite que a aeronave voe com um deslizamento lateral proposital com o objetivo de minimizar os efeitos do vento lateral. O controlador responsável pelo ângulo de glissagem também é utilizado pelas outras manobras para eliminar a derrapagem gerada durante a execução destas manobras, principalmente nas manobras de curva.

A simulação desta manobra foi realizada com um ângulo de glissagem de 10° durante 100 segundos para a esquerda e também para a direita, intercalada por manobras Vôo Reto e Nivelado durante 30 segundos. A partir da Figura 126 é possível verificar que os valores de sobre elevação estão bem abaixo de 10 %, dentro da especificação do seu desempenho estabelecido. O mesmo ocorre com a velocidade e o tempo de resposta.

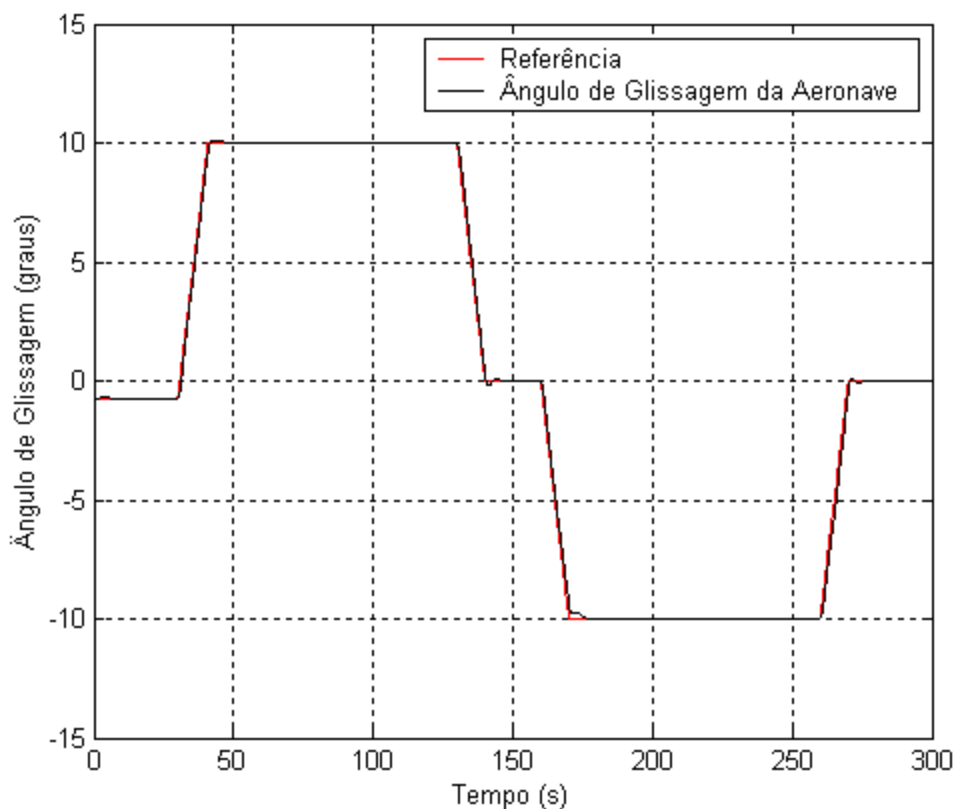


Figura 126 - Variação do Ângulo de Glissagem para a manobra Glissagem.

Observando a Figura 127, percebe-se que o ângulo de ataque da aeronave sofre uma variação menor que 1° em todo o tempo da simulação, demonstrando a estabilidade desta manobra. A Figura 128 mostra a trajetória percorrida nos eixos X e Y em relação a um ponto fixo na Terra. A partir desta figura, é possível identificar que assim que a manobra Glissagem foi iniciada a aeronave apresentou uma trajetória em curva, sendo a curva para direita mais acentuada, por conta da resultante da força de propulsão a favor do movimento. Também, percebe-se que esta manobra, além de anular os efeitos do vento lateral, pode realizar curvas.

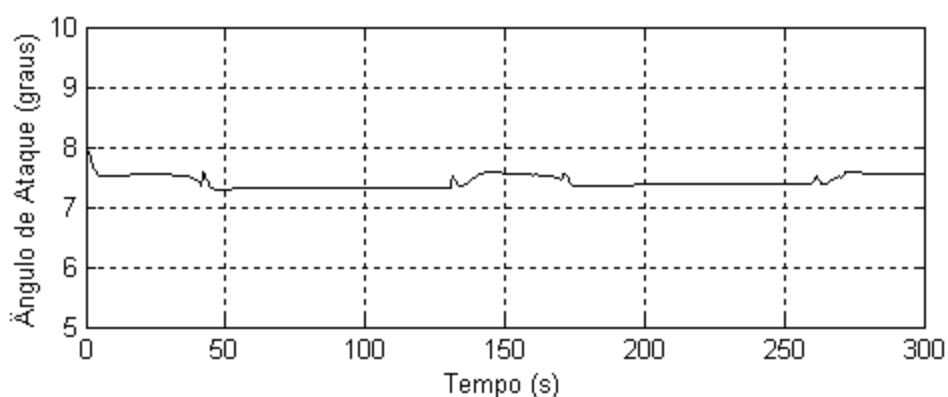


Figura 127 - Variação do Ângulo de Ataque para a manobra Glissagem.

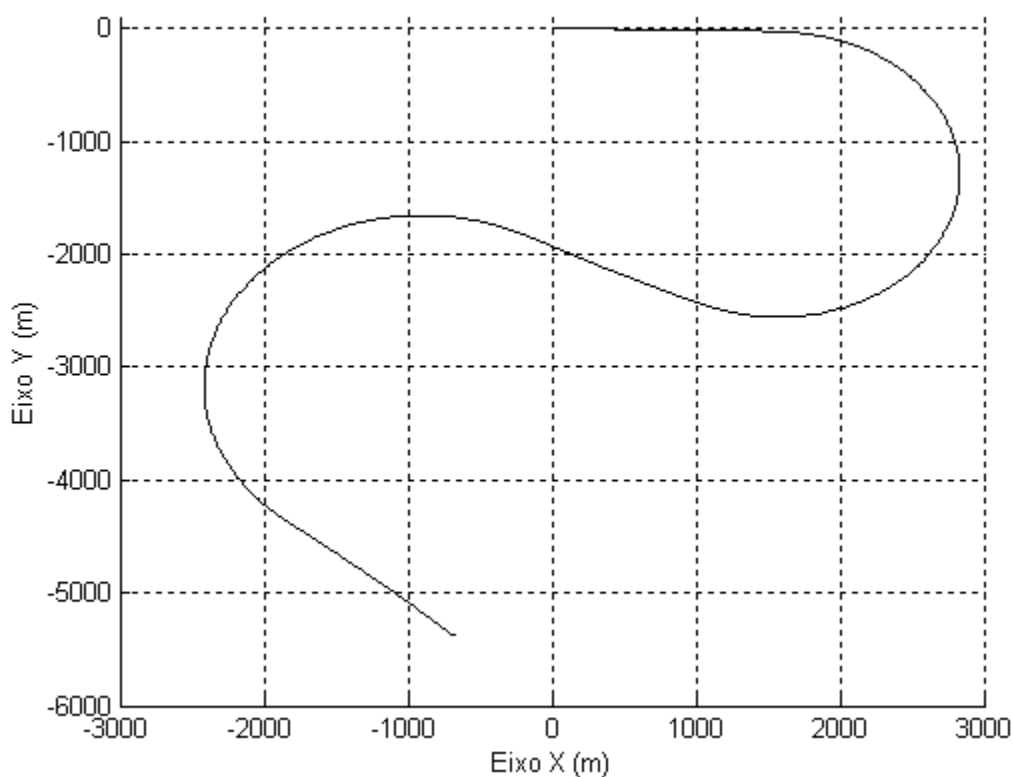


Figura 128 - Distância percorrida na execução da manobra Glissagem.

9.1.7 PERTURBAÇÕES ATMOSFÉRICAS

Foi visto até aqui as simulações das manobras básicas nas mais diversas situações, porém não foram levadas em conta as interações da aeronave com forças. O ambiente em que a aeronave voa não é completamente estável, contendo todo tipo de perturbação atmosférica, principalmente vento e turbulência, e estes fatores têm que ser levados em conta no momento do projeto do Sistema de Controle de Atitude. Por conta disso, os controladores desenvolvidos também foram testados em situações onde a aeronave sofre com perturbações atmosféricas.

O modelo de perturbação atmosférica utilizado está disponível no *toolbox* FCD. A simulação consiste na execução de 5 manobras básicas durante 30 segundos cada: Vôo Reto e Nivelado, Vôo Reto Ascendente, Vôo Reto e Nivelado com a velocidade modificada para 50 m/s, Vôo Reto Descendente e Glissagem com 5° e velocidade modificada para 45 m/s.

O resultado dos testes do comportamento da aeronave face às perturbações atmosféricas é mostrado nas figuras seguintes. A Figura 129 mostra a referência em vermelho e a variação da altitude da aeronave em preto, a Figura 130 mostra a variação da velocidade, a Figura 131 mostra a variação do ângulo de rolagem e, por fim, a Figura 132 mostra a variação do ângulo de glissagem.

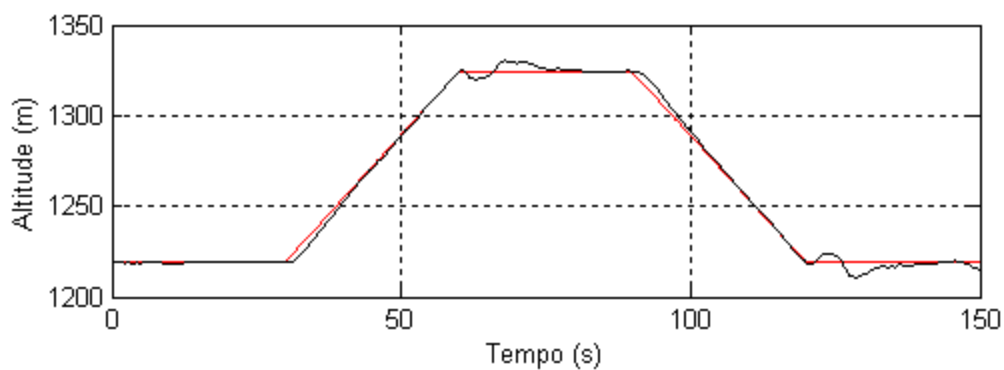


Figura 129 - Variação da Altitude com Vento e Turbulência.

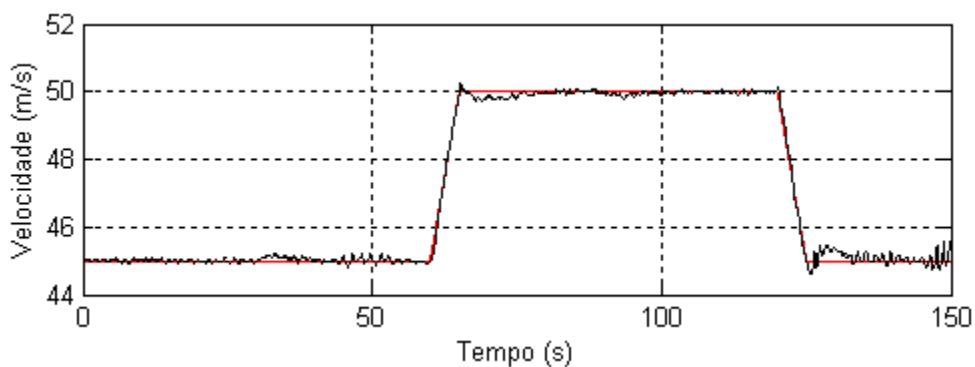


Figura 130 - Variação da Velocidade com Vento e Turbulência.

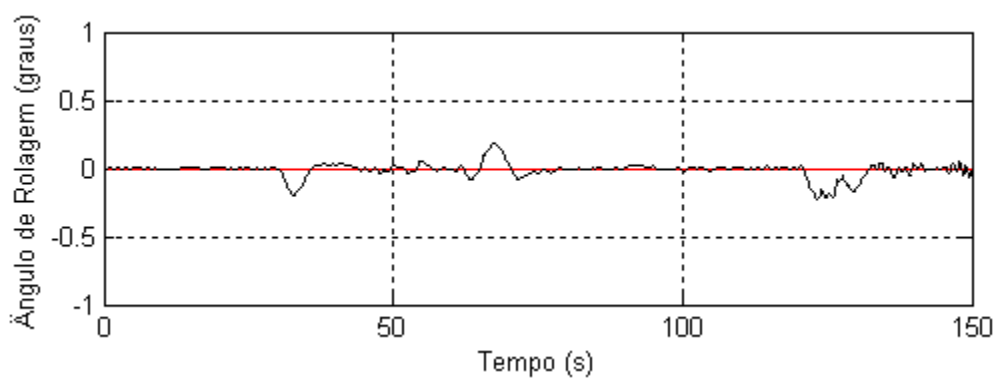


Figura 131 - Variação do Ângulo de Rolagem com Vento e Turbulência.

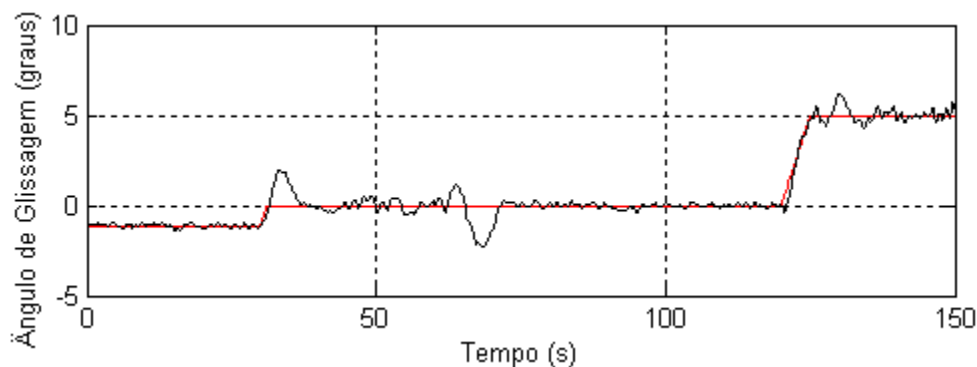


Figura 132 - Variação do Ângulo de Glissagem com Vento e Turbulência.

A partir da análise dos dados das figuras anteriores, é possível observar que os efeitos das perturbações são visíveis, porém não chegam a comprometer seriamente o funcionamento do sistema. As oscilações provocadas são atenuadas pelos controladores, permitindo que a aeronave se mantenha seguindo as referências desejadas, mesmo que às vezes não cumpra os índices de desempenho estabelecidos.

9.2 CONCLUSÃO

Neste trabalho considera-se o desenvolvimento de um sistema de controle de vôo de uma aeronave de baixo custo. Para tal, e de forma a permitir os ensaios em simulação e a análise das características dinâmicas da aeronave, utilizou-se um modelo matemático não linear de base física. O modelo matemático foi simulado usando o ambiente Simulink do Matlab.

De forma a ter uma base de partida e para estabelecimento dos diagramas de blocos, projetou-se um sistema de controle baseado em controladores clássicos. As variáveis controladas - velocidade, altura, ângulo de rolagem e ângulo de glissagem - permitem a estabilização da aeronave e são os comandos de um piloto.

A partir da análise da dinâmica da aeronave, verificou-se que esta varia principalmente em função da velocidade e da altitude da aeronave. Com o objetivo de tornar o desempenho do sistema independente das variações de velocidade e altitude, para cada zona de funcionamento da aeronave foi estabelecido e dimensionado um conjunto de controladores locais para as variáveis controladas.

O projeto dos controladores locais foi baseado na técnica Seleção de ganhos. Foi utilizada Lógica Fuzzy para a interpolação dos diversos controladores em um único controlador capaz de atuar em todas as zonas de funcionamento da aeronave, através da seleção da altitude e velocidade. Apesar do sistema desenvolvido utilizar técnicas de controle baseadas em modelos lineares e a dinâmica da aeronave ser não linear, os controladores desenvolvidos apresentam boas características de robustez face às não linearidades avaliadas em simulação, cumprindo com as especificações para a gama de velocidades e altitudes pretendidas.

Com os controladores locais desenvolvidos e interpolados através de Lógica Fuzzy, foram iniciados os testes de simulação do comportamento da aeronave na execução das manobras básicas. Para os testes foram estabelecidos índices de desempenho e os resultados encontrados foram de acordo com estes índices.

Embora tenha sido um amplo estudo, ainda assim algumas questões que surgiram durante o trabalho ficaram em aberto. Algumas dessas questões poderão proporcionar eventuais trabalhos futuros, são as seguintes:

- A técnica de Seleção de Ganhos (*Gain Scheduling*), resolve os problemas colocados com as variações de velocidade e de altitude. No entanto, variações imprevisíveis de pressão dinâmica e do centro de massa ou falhas na aeronave não são solucionadas por esta técnica. Pesquisas posteriores com base em controles adaptativos podem gerar melhorias no desempenho do sistema.
- Estudo e desenvolvimento de técnicas de tolerância à falhas. Sensores ou atuadores podem apresentar problemas e para evitar um dano à aeronave algumas medidas precisam ser tomadas.
- Identificação dos parâmetros da aeronave a ser utilizada no projeto UAV-UFBA e a alteração do *toolbox* FDC para receber estes parâmetros. De posse desta alteração, é possível o ajuste do sistema desenvolvido para esta nova realidade.
- Desenvolvimento físico deste sistema em hardware embarcado para a aeronave do projeto, com os devidos ajustes necessários.

REFERÊNCIAS

- ARNING, Richard K.; SASSEN, Stefan. Flight Control of Micro Aerial Vehicles. In: AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, 10., 2004, Providence. **GN&C'04**. Reston: American Institute Of Aeronautics and Astronautics, 2004. p. 1 - 12.
- ASTRÖM, K. J.. Theory and Applications of Adaptive Control: A Survey. **Automatica**, New York, p. 471-486. may 1983.
- ASTRÖM, Karl Johan; WITTENMARK, Bjorn. **Adaptive Control**. New York: Addison-wesley, 1989. 580 p.
- BAKER, Sue. Predator missile launch test totally successful. **Program Manager Magazine**, Belvoir, v. 30 , n. 2, p.81-81, mar./apr. 2001. Bimestral. Disponível em: <<http://www.dau.mil/pubs/pm/pmpdf01/ma01.pdf>>. Acesso em: 12 maio 2003.
- BATORY, D. et al. **A Domain Model for Avionics Software**. Austin: University Of Texas At Austin, 1992. ADAGE-UT-92-01.
- BICCHI, Antonio. A Criterion for the Optimal Design of Multiaxis Force Sensors. **Journal Of Robotics And Autonomous Systems**, Amsterdam, p. 269-286. out. 1992.
- BLATNER, David. **The Flying Book: Everything You Have Ever Wondered About Flying On Airplanes**. New York: Walker & Company, 2003. 383 p. ISBN 0802798667.
- BLYENBURGH, Peter Van. UAVs: An overview. **Air & Space Europe**. Orlando, p. 43-47. set. 1999.
- BRIAN, L. Stevens; FRANK, L. Lewis. **Aircraft Control and Simulation**. New Jersey: Wiley-IEEE, 2003. 680 p. ISBN 0471371459.
- CORKE, Thomas C.. **Design of Aircraft**. Harlow: Prentice Hall, 2002. 408 p. ISBN 0130892343.
- COUGHANOWR, D. R.; KOPPEL, L. B.. **Análise e Controle de Processos**. 8. ed. Rio de Janeiro: Editora Guanabara Dois, 1987. 474 p. Tradução de Carlos Augusto G. Perlingeiro e outros.
- DEGANI, Asaf; HEYMANN, Michael. Pilot-autopilot interaction: A formal perspective. In: International Conference On Human-Computer Interaction In Aeronautics, 8., 2000, Toulouse. **HCI--Aero 2000**. Menlo Park: AAAI, 2000. p. 157 - 168.
- DITTRICH, Joerg S.. **Design and Integration of an Unmanned Aerial Vehicle Navigation System**. 2002. 65 f. Dissertação (Mestrado) - School Of Aerospace Engineering, Georgia Institute Of Technology, Atlanta, 2002.
- DIXON, Stephen; WICKENS, Christopher D.. **Imperfect Automation in Unmanned Aerial Vehicle Flight Control**. Savoy: Institute Of Aviation, 2003. 80 p. AHFD-03-17/MAAD-03-2
- DOEBELIN, Ernest O.. **Measurement Systems: Application and Design**. 4. ed. Columbus: McGraw-Hill, 1989. 992 p. ISBN 0070173389.

DREW, John G et al. **Unmanned Aerial Vehicle End-to-End Support Considerations**. Santa Monica: Rand Corporation, 2005. 112 p. ISBN 0833038028.

ELFES, A. et al. A semi-autonomous robotic airship for environmental monitoring missions. In: IEEE International Conference On Robotics and Automation, 5., 1998, Leuven. **ICRA'98**. Piscataway: Omnipress, 1998. v. 1, p. 3449 - 3455.

FASCIONI, Lígia Cristina. **Avaliação de Arquiteturas de Comunicação Distribuídas para Interligação de Sensores e Atuadores em um Helicóptero Não Tripulado**. 1996. 100 f. Dissertação (Mestrado) - LCM, UFSC, Santa Catarina, 1996.

FILARDI, Vitor Leão et al. Projeto de um sistema de navegação e telemetria para aeronaves não tripuladas. In: Seminário Nacional de Controle e Automação, 4., 2005, Salvador. **IV SNCA**. Salvador: Ainst, 2005. p. 1 - 7. CD-ROM.

FILARDI, Vitor Leão. **Desenvolvimento de um sistema para navegação e telemetria de aeronaves não-tripuladas**. 2006. 110 f. Dissertação (Mestrado) - PPGM, UFBA, Salvador, 2006.

GROOVER, M. P. et al. **Robótica: Tecnologia e programas**. São Paulo: Mc Graw-Hill, 1989.

HALLBERG, E. et al. Development of a flight test system for unmanned air vehicles. **IEEE Control Systems Magazine**, Minneapolis, v. 19, n. 1, p.55-65, feb. 1999. ISSN 0272-1708.

HANG, C. C.; LEE, T. H.; HO, W. K.. **Adaptive Control**. New York: Instrument Society of America, 1993. 261 p. ISBN 1-55617-477-2.

HARRIS, David. **Flight Instruments and Automatic Flight Control Systems**. Oxford: Blackwell Publishing, 2003. 384 p. ISBN 0632059516.

HUNT, K. J.; JOHANSEN, T. A.. Design and analysis of gain-scheduled control using local controller networks. **International Journal Of Control**, New York, p. 619-652. 20 Mar. 1997.

JANG, Jung Soon; TOMLIN, Claire J.. Design and Implementation of a Low Cost, Hierarchical and Modular Avionics Architecture for the DragonFly UAVs. In: AIAA, 2002., 2002, Monterey. **Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit**. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2002. p. 4465 - 4476.

JONHSON, E; FORTAINE, S.. Use of flight simulation to complement flight testing of low-cost uavs In: AIAA Modeling and Simulation Technology Conference, 7., 2001, Montreal. **MSTC'01**. Montreal: AIAA, 2001. p. 4059 - 4071.

KANELLAKOPOULOS, I.; KOKOTOVIC, P. V.; MARINO, R.. An extended direct scheme for robust adaptive nonlinear control. **Source Automatica: Journal of IFAC**, New York, p. 247-255. fev. 1991.

KAYTON, Myron; FRIED, Walter R.. **Avionics Navigation Systems**. 2. ed. New York: John Wiley & Sons, Inc, 1997. 800 p. ISBN 0-471-54795-6.

LETHAM, Lawrence. **GPS Made Easy: Using Global Positioning Systems in the Outdoors**. Calgary: Rocky Mountain Books, 1998. 208 p. ISBN 0898868238.

LU, Wen-chi. **The Development of Data Collection and Navigation System for an Unmanned.** 2001. 78 f. Dissertação (Mestrado) - Institute Of Aeronautics and Astronautics, National Cheng Kung University, Taiwan, 2001.

MAETA, Silvio Mano. **Desenvolvimento da Infra-estrutura Embarcada do Projeto AURORA** 2001. 192 f. Dissertação (Mestrado) - IC, Unicamp, Campinas, 2001.

MAMDANI, E. H.. Application of fuzzy algorithms for control of simple dynamic plant. **Proceedings of the IEE**, New York, p. 1585-1888. dec. 1974.

MATLAB: The Language of Technical Computing. Version 6.0 R12 [S.I]: The MathWorks, Inc., 2003.

MENDEL, J. M.. Fuzzy Logic Systems for Engineering: A Tutorial. **Proceedings of the IEEE**, Los Angeles, v. 83, n. 3, p.345-377, mar. 1995. ISSN 0018-9219.

MICROPILOT. **MicroPilot Systems**. Disponível em: < <http://www.micropilot.com/>>. Acesso em: 16 fev. 2005.

MUÑOZ, M. A.. **Manual de Vuelo**. Disponível em: <<http://inicia.es/de/vuelo/>>. Acesso em: 05 mar. 2005.

MURPHY, D. W. et al. MSSMP: No Place to Hide. In: Association for Unmanned Vehicle Systems International Conference, 3., 1997, Baltimore. **AUVSI'97**. Baltimore: Auvsi, 1997. p. 281 - 290.

NCD: Nonlinear Control Design Blockset. Version 1.0 [S.I]: The MathWorks, Inc., 2003.

NEHMZOW, Ulrich. **Mobile Robotics: A Practical Introduction**. New York: Springer, 2000. 300 p. ISBN 1-85233-726-5.

NELSON, Robert C.. **Flight Stability and Automatic Control**. 2. ed. New York: McGraw-Hill International Editions, 1998. 456 p. ISBN 0070462739.

NERIS, Luciano de Oliveira. **Um piloto automático para as Aeronaves do Projeto ARARA**. 2001. 113 f. Dissertação (Mestrado) - ICMC, USP, São Carlos, 2001.

NEWMAN, Dava J.. **Interactive Aerospace Engineering and Design**. Dubuque: McGraw-Hill, 2001. 470 p. ISBN 0072351241.

OGATA, Katsuhiko. **Engenharia de Controle Moderno**. 3. ed. Rio de Janeiro: Prentice-Hall, 1998. 800 p. ISBN 8587918230.

OGUNNAIKE, B. A.; RAY, W. H.. **Process Dynamics, Modeling, and Control**. New York: Oxford University Press, 1994. 1260 p.

PALLET, E. H. J.; COYLE, Shawn. **Automatic Flight Control**. 4. ed. Malden: Blackwell Science, 1993. 334 p. ISBN 0-632-03495-5.

PAZOS, Fernando. **Automação de Sistemas & Robótica**. Rio de Janeiro: Axcel Books, 2002. 384 p.

PROCHASKA, Edgard O. C.. **Aprendendo a Voar: Manual Básico para Treinamento Prático de Pilotos - Avião.** São Paulo: Asa – Edições e Artes Gráficas Ltda, 1996. 248 p.

RADIX, J. C.. **Gyroscopes e Gyrometres.** Toulouse: Cepadues, 1978. 390 p. ISBN 2854280377.

RAUW, M. O.. **FDC 1.3 A SIMULINK Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis.** Disponível em: <<http://home.wanadoo.nl/dutchroll>>. Acesso em: 10 jul. 2003.

RAYMER, D. P.. **Aircraft Design: A Conceptual Approach.** 3. ed. New York: AIAA, 1999. 900 p. ISBN 1-56347-281-0.

ROSÁRIO, J. M.. **Princípios de Mecatrônica.** São Paulo: Prentice-Hall, 2005.

SAMMUT, Claude et al. Learning to fly In: International Conference on Machine Learning, 9., 1992, Aberdeen. **ML'92.** San Mateo: Morgan Kaufmann, 1992. p. 385 - 393.

SAMPAIO, Ronivaldo Passos et al. Arquitetura para sistema de controle de vôo autônomo de aviões em escala. In: Seminário Nacional de Controle e Automação, 4., 2005, Salvador. **IV SNCA.** Salvador: Ainst, 2005. p. 1 - 7. CD-ROM.

SAMPAIO, Ronivaldo Passos; CAVALCANTE, C. A. M. T.; SCHNITMAN, Leizer. Sistema de Controle de Atitude Embarcado Para Vôo Autônomo de Aviões em Escala. In: Simpósio de Guerra Eletrônica, 6., 2004, São José Dos Campos. **VI SIGE.** São José dos Campos: ITA, 2004. p. 1 - 7. CD-ROM.

SANTOS, Marcelo Brandão et al. Estudo de controladores para um projeto de UAV. In: Seminário Nacional de Controle e Automação, 4., 2005, Salvador. **IV SNCA.** Salvador: Ainst, 2005. p. 1 - 7. CD-ROM.

SANTOS, Rodrigo Borges dos. **Metodologias para geração e atualização de mosaicos de fotos aéreas no Projeto ARARA.** 2004. 130 f. Dissertação (Mestrado) - ICMC, USP, São Carlos, 2004.

SCHMITT, Vernon R.; MORRIS, James W.; JENNEY, Gavin D.. **Fly-By-Wire: A Historical and Design Perspective.** Warrendale: SAE International, 1998. 132 p. ISBN 0768002184.

SHINSKEY, F. Gregg. **Feedback Controllers for the Process Industries.** New York: McGraw-Hill, 1994. 281 p. ISBN 0070569053.

SIMULINK: Simulation and Model-Based Design. Version 4.0 [S.I]: The MathWorks, Inc., 2003.

SOUZA, N. P.. **Sistemas Alternativos para a Obtenção de Imagem Aérea e sua Aplicação na Agricultura.** 1999. 132 f. Dissertação (Mestrado) - ICMC, USP, São Carlos, 1999.

SZUROVY, Geza; GOULIAN, Mike. **Basic Aerobatics.** Blue Ridge Summit: Tab Books, 1994. 254 p. ISBN 0070629269.

TAKAGI, T.; SUGENO, M.. Fuzzy Identification of Systems and its Applications to Modelling and Control. **IEEE Transactions on System, Man and Cybernetics**, New York, v. 15, n. 1, p.116-132, jan. 1985.

TANSCHWEIT, Ricardo. Sistemas Fuzzy In: Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente, 6., 2003, Bauru. **VI SBAI**. Bauru: Anais de Minicursos, 2003. p. 1 - 35.

TREVISANI, Kléber. **Uma Extensão do Sistema de Telemetria e Telecomandos do Projeto ARARA para Transmissão Digital de Vídeo e Dados**. 2002. 126 f. Dissertação (Mestrado) - ICMC, USP, São Carlos, 2002.

UAVFLIGHT. **UAV Flight Systems**. Disponível em: <<http://www.uavflight.com/>>. Acesso em: 15 fev. 2005.

VIVIAN, E. Charles. **A History of Aeronautics**. New York: Kessinger Publishing, 2004. 299 p. ISBN 1419101560.

WIKANDER, J.; TRNGREN, M.. Mechatronics as an engineering science. In: Mechatronics International Conference, 98., 1998, Skövde. **6th UK Mechatronics Forum International Conference**. Kidlington: Elsevier Science Ltd., 1998. p. 100 - 112.

WONG, K. C.. Aerospace Industry Opportunities in Australia Unmanned Aerial Vehicles (UAVs): Are They Ready This Time? Are We?. **Royal Aeronautical Society**, Sydney, p. 1-13. 26 Nov. 1997. Disponível em: <http://www.aeromech.usyd.edu.au/wwwdocs/UAV_RAeS_prez_26Nov97.PDF>. Acesso em: 8 jun. 2003.

ZADEH, Lotfi A.. Fuzzy Sets. **Information And Control**, New York, p. 338-353. dec. 1965.