

“Um Piloto Automático para as Aeronaves do Projeto ARARA”

Luciano de Oliveira Neris

Orientador: *Prof. Dr. Onofre Trindade Júnior*

Dissertação apresentada ao Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação - ICMC-USP, como parte dos requisitos para a obtenção do título de Mestre em Ciências - Área: Ciências de Computação e Matemática Computacional.

São Carlos - SP

Outubro - 2001

*A Deus pela vida e
aos meus pais Cleusa e Valdemar
pelo amor, pelo carinho e pelo afeto.*

Agradecimentos

Quero agradecer, em especial, ao Prof. Silvio pela oportunidade, apoio e incentivos que me foram dados e sem os quais não seria possível o início e o término deste trabalho.

Ao meu orientador, Prof. Onofre Trindade Júnior, pela orientação, pelo apoio, e por todo o ensinamento que me foi transmitido e sem os quais este trabalho não teria sido concluído.

Aos meus pais, irmãos e avós que sempre me apoiaram e incentivaram.

Aos amigos de Lucélia: Claiton, Clauter, Cristiano, Evandro, Maurício e Tomas pelo apoio e pelas horas de lazer.

Ao apoio financeiro dado pelo CNPq que foi de grande importância para a conclusão deste trabalho.

Aos amigos do LCAD: Luciana (draga mãe), Max (fã do Marciano), Emílio, Fernando, Viviane, Kleber e ao Alex pelos momentos de procrastinação e ajuda nos momentos difíceis.

A turma da rep: Vagner, Milton, Rogério e Cássio por todo apoio.

A todos os funcionários do ICMC e a todos aqueles que, de uma forma ou de outra, contribuíram para a realização deste trabalho.

Sumário

1	Introdução	1
1.1	Organização do Texto	2
2	Veículos Aéreos não Tripulados	4
2.1	Aplicações de UAVs	5
2.2	Tipos de Sistemas com UAV	6
2.3	Sistemas de Navegação e Controle de Vôo	6
2.3.1	Sistemas de Navegação	8
2.3.2	Sistema de Controle de Vôo	9
2.3.3	Sistemas de Controle de Vôo de UAVs	11
2.4	Instrumentos de Bordo	13
2.5	Projeto ARARA	14
2.5.1	Fases do Projeto ARARA	14
2.6	Projetos de Pesquisa Relacionados	15
2.6.1	Projeto Aerosonde	16
2.6.2	Projeto AURORA	16
2.6.3	Projeto AVATAR	18
2.6.4	Projeto MAFV	19
2.7	Considerações Finais	20
3	Equações de Movimento da Aeronave	21
3.1	Aviões	22
3.1.1	Eixos do Avião	24
3.1.2	Forças	25
3.1.3	Movimentos	27
3.1.4	Estabilidade de Vôo	28

3.2	Posição e Orientação do Avião	31
3.3	Equações de Movimento de um Corpo Rígido	34
3.4	Considerações Finais	40
4	Controle Automático	42
4.1	Teoria de Controle Automático	43
4.2	Definições Básicas	44
4.3	Tipos de Sistemas de Controle Automático	45
4.3.1	Tipos de Sistemas de Controle Realimentados	46
4.4	Modelagem Matemática	47
4.4.1	Diagrama de Blocos	48
4.5	Ações de Controle Básicas	49
4.6	Controle PID	52
4.6.1	Métodos de Ajuste	53
4.7	Considerações Finais	56
5	Projeto do Piloto Automático	57
5.1	Diagrama de Contexto do Piloto Automático	58
5.2	Manobras Básicas	60
5.3	Diagrama de Fluxo de Dados do Sistema de Controle	61
5.4	Considerações Finais	65
6	Resultados	66
6.1	Desenvolvimento do Modelo do Sistema de Controle	66
6.2	Simulações	70
6.3	Considerações Finais	77
7	Conclusões	78
7.1	Contribuições do Trabalho	79
7.2	Sugestões para Trabalhos Futuros	79
	Referências Bibliográficas	84
	A MATLAB	85
	B Toolbox FDC 1.3	89

Lista de Figuras

2.1	Principais componentes de um sistema de pouso automático.	10
2.2	Módulos de controle U-NAV.	11
2.3	Diagrama de blocos do sistema MP2000.	12
2.4	Aeronave do projeto Aerosonde.	16
2.5	Dirigível AS800.	17
2.6	Configuração de hardware do projeto AURORA.	18
2.7	Aeronave do projeto AVATAR.	18
2.8	Componentes de um sistema MAFV.	20
3.1	Principais superfícies de controle de um avião.	24
3.2	Eixos de um avião.	25
3.3	Principais forças que atuam em um avião.	25
3.4	Ângulo de ataque de um avião.	26
3.5	Principais planos de movimento de um avião.	28
3.6	Posições do centro de gravidade em relação ao centro de sustentação.	30
3.7	Efeito do ângulo diedro em um avião.	31
3.8	Sistema de referência fixo no avião.	32
4.1	Sistema de controle.	44
4.2	Sistema de controle em malha aberta.	45
4.3	Sistema de controle em malha fechada.	46
4.4	Diagrama de blocos de um sistema de controle em malha fechada.	48
4.5	Controle <i>on-off</i>	50
4.6	Controle proporcional.	51
4.7	Controle integral.	52
4.8	Controle derivativo.	52
4.9	Controle PID.	53

4.10	Curva de resposta ao degrau.	54
4.11	Curva de resposta em forma de "S".	55
4.12	Oscilação mantida em período Pcr.	55
5.1	Diagrama de contexto do piloto automático.	58
5.2	Tela principal do módulo Planejador de Missão.	59
5.3	DFD de nível I.	61
5.4	DFD de nível II.	62
6.1	Modelo do Sistema de Controle.	67
6.2	Bloco Seletor de Parâmetros do modelo do Sistema de Controle.	68
6.3	Bloco Controlador de Rolagem.	68
6.4	Bloco Avião.	69
6.5	Velocidade do avião sem a adição de vento e turbulência.	71
6.6	Ângulo <i>sideslip</i> do avião sem a adição de vento e turbulência.	72
6.7	Ângulo de rolagem do avião sem a adição de vento e turbulência.	73
6.8	Altitude do avião sem a adição de vento e turbulência.	74
6.9	Velocidade do avião com a adição de vento e turbulência.	75
6.10	Ângulo de <i>sideslip</i> do avião com a adição de vento e turbulência.	75
6.11	Ângulo de rolagem do avião com a adição de vento e turbulência.	76
6.12	Altitude do avião com a adição de vento e turbulência.	76
A.1	Tela principal do MATLAB.	85
A.2	Tela principal do programa Simulink.	87
A.3	<i>Nonlinear Control Design Blockset</i>	88
B.1	Tela principal do <i>toolbox</i> FDC 1.3.	89
B.2	Modelo do avião Beaver.	90
C.1	Aeronave ARARA II	98
C.2	Dimensões da aeronave ARARAI.	99
C.3	Componentes de hardware da aeronave ARARAI	100
C.4	DFD do módulos de software da aeronave ARARAI.	100
C.5	Painel de controle da aeronave ARARAI	101

Lista de Tabelas

2.1	Principais sistemas U-NAV.	12
2.2	Sistemas Micropilot.	13
3.1	Definição dos coeficientes inerciais.	37
6.1	Ganho dos controladores PID.	69
B.1	Coefficientes no modelo aerodinâmico do Beaver.	97

Resumo

Os veículos aéreos não tripulados desempenham diversas funções que vão desde tarefas de monitoramento e inspeção, em aplicações não militares, até tarefas de espionagem e detecção de alvos na área militar. Estes veículos têm como principal componente de controle um piloto automático capaz de manter a aeronave estabilizada e de conduzi-la através de uma rota selecionada. Atualmente, o desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados, para aplicações civis, está sendo favorecido e facilitado pelo atual estágio de desenvolvimento tecnológico e, principalmente, pela redução do custo e do tamanho dos componentes eletrônicos.

O projeto ARARA (Aeronaves de Reconhecimento Assistidas por Rádio e Autônomas), visa a construção de um veículo aéreo não tripulado para monitoramento. 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.

O piloto automático para as aeronaves do projeto ARARA está dividido nos módulos Sistema de Navegação e Sistema de Controle. O módulo Sistema de Navegação mantém a aeronave na rota e corrige os desvios em seu curso. O Sistema de Controle mantém a aeronave estabilizada e executa as manobras solicitadas pelo Sistema de Navegação.

O Sistema de Controle é o foco principal deste Trabalho. São descritos o modelo matemático de um avião e os controladores utilizados. O Sistema de Controle nas aeronaves do projeto ARARA é o único módulo que atua diretamente nos servomecanismos existentes no avião, sendo dependente de suas características. As simulações foram realizadas no MATLAB Simulink utilizando módulos específicos para a simulação do modelo do avião e para o ajuste dos controladores.

Os resultados obtidos demonstram a operação do Sistema de Controle projetado. Sua implementação física deve ser feita como parte de um trabalho futuro.

Abstract

Unmanned aerial vehicles can carry out several tasks that extend from monitoring and inspection, in non-military applications, to espionage and detection of objectives in the military area. These vehicles have, as main control component, an autopilot capable to maintain the aircraft stabilized and to guide it to follow a selected route. Nowadays, the development of unmanned aerial vehicles for non-military applications is being easier by the current level of technological development and, chiefly, for the reduction in size and cost of electronic components.

The ARARA project (Autonomous and Radio-Assisted Reconnaissance Aircraft) aims at the construction of an unmanned aerial vehicle for monitoring tasks. Its main objective is the substitution of conventional aircraft used so far to obtain aerial images for the monitoring of crops and areas under ecological control.

The autopilot for aircraft of the ARARA project is split in two modules: Navigation System and Control System. The Navigation System has as main task the maintenance of the aircraft in the route and the correction of course deviations. The Control System has the purpose of maintaining the aircraft stabilized and to execute the maneuvers requested by the Navigation System.

The Control System is the main focus of this work. Mathematical models of the airplane and controllers are described. The Control System for the aircraft of the ARARA project is the only module that acts directly into the servomechanisms in the aircraft, being totally dependent of their characteristics. Simulations were accomplished in MATLAB Simulink using specific packages for the modeling of the airplane and for the tuning of the controllers. Results show the feasibility of the Control System that should be implemented in hardware as a future work.

Capítulo 1

Introdução

O desenvolvimento de veículos aéreos não tripulados ou UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles*), tem ocorrido, principalmente, devido ao grande avanço tecnológico verificado nos últimos anos e ao grande potencial de aplicação que esses veículos apresentam. Podem ser construídos dos mais variados materiais e formas, dependendo apenas da imaginação e criatividade do construtor.

UAVs, na maioria das vezes, são veículos aéreos de pequeno porte projetados para a realização de missões específicas. Podem transportar uma grande variedade de sensores e dispositivos eletrônicos necessários em suas missões.

Os UAVs têm sido utilizados intensivamente na fotografia aérea e na coleta de dados atmosféricos, se beneficiando da miniaturização do GPS (*Global Position System*), câmeras de vídeo, câmeras fotográficas digitais, equipamentos de rádio e equipamentos para medição de variáveis atmosféricas.

O voo autônomo, uma das principais características desses veículos, permite uma diminuição de custos quando comparados aos veículos aéreos convencionais. Essa diminuição ocorre, principalmente, pela inexistência de piloto a bordo da aeronave. Por não necessitar de um piloto, essas aeronaves podem ser utilizadas em missões que normalmente seriam impossíveis ou muito arriscadas para serem executadas por um ser humano.

Com o surgimento dos computadores digitais e dos programas direcionados ao projeto, análise e simulação de sistemas de controle automáticos, o desenvolvimento dos pilotos automáticos para os UAVs tem se tornando uma tarefa mais simples.

Este trabalho tem como objetivo dar continuidade ao Projeto ARARA iniciado por Souza [SOU 99]. Souza discutiu a utilização de UAVs para sensoriamento remoto na agricultura, definiu os seus tipos básicos e implementou um UAV do tipo I. Na segunda fase, concluída por Ribeiro [RIB 00], foi desenvolvido um sistema para a realização de voo sem visada direta da aeronave,

utilizando dados provenientes da instrumentação de bordo como câmeras de vídeo e sensores. A terceira fase, na qual este trabalho está inserido, tem por objetivo o desenvolvimento de sistemas de controle automático para as aeronaves do projeto ARARA, permitindo a realização de missões de forma completamente autônoma.

Neste trabalho é discutida a implementação de um piloto automático para aeronaves do Projeto ARARA. O trabalho aborda, especificamente, o controlador de vôo e sua interação com o sistema SiNaCoM (Sistema de Navegação e Controle de Missão do projeto ARARA) desenvolvido por Barbosa [BAR 01].

1.1 Organização do Texto

Este trabalho encontra-se dividido em sete capítulos. No segundo capítulo são apresentados os conceitos básicos sobre UAVs e os componentes e equipamentos necessários à sua implementação. Também são apresentadas uma descrição sobre os sistemas de navegação existentes e as funções dos sistemas de controle de vôo automático. São descritas as fases do projeto ARARA, em uma das quais este projeto está inserido, e uma breve descrição de outros projetos de pesquisa semelhantes ao projeto ARARA desenvolvidos em outras universidades.

No terceiro capítulo são apresentados alguns conceitos relacionados às aeronaves como as forças e os movimentos a que estão sujeitas. Além disso, são abordados alguns conceitos sobre estabilidade de vôo e são definidos os sistemas de referência utilizados no desenvolvimento das equações de movimento de um avião. Neste capítulo também são apresentadas as equações que modelam matematicamente o comportamento dinâmico de um avião.

O quarto capítulo destina-se à apresentação de conceitos relacionados com a teoria de controle automático. São apresentadas as ações de controle básicas, o controlador PID e as suas formas mais simples de ajuste.

O projeto e a descrição do piloto automático para as aeronaves do Projeto ARARA está contido no quinto capítulo deste trabalho, onde são os módulos Sistema Planejador de Missão e o Sistema de Navegação desenvolvidos por Barbosa [BAR 01], e o módulo Sistema de Controle que compõem o piloto automático. Também é apresentada a relação entre estes três sistemas e as suas interfaces, bem como um diagrama de fluxo de dados do Sistema de Controle e a descrição de suas funções.

No sexto capítulo são apresentados os resultados obtidos nas simulações do Sistema de Controle. Por fim, no sétimo capítulo são apresentadas as conclusões e sugestões de trabalhos futuros.

Os apêndices A, B e C descrevem, respectivamente, o programa e as ferramentas utilizadas na simulação do sistema de controle, a ferramenta contendo o modelo matemático do avião utilizado na simulação e o projeto do avião a ser controlado pelo piloto automático.

Capítulo 2

Veículos Aéreos não Tripulados

Aeronaves não tripuladas são comumente designadas por uma variedade de termos. Segundo Siuru [SIU 97] os termos mais comuns são UAVs (*Unmanned Aerial Vehicle*), UAVs (*Unoccupied Air Vehicle*) e UMAs (*Unmanned Aircraft*), também podendo ser chamadas de UVSs (*Unmanned Vehicle System*), SPVs (*Self Piloted Vehicles*) e UTAs (*Unmanned Tactical Aircraft*).

Veículos aéreos não tripulados mas guiados por um piloto humano em solo ou em um avião são conhecidos como RPV (*Remotely Piloted Vehicle*) e podem ser considerados como aeromodelos rádio controlados (R/C) sofisticados. RPRVs (*Remotely Piloted Research Vehicle*) são RPVs em escala reduzida para aplicação em pesquisa e são utilizados principalmente para o estudo do comportamento das aeronaves no pouso, na decolagem ou em túnel de vento [SIU 97].

Os termos podem também designar aeronaves em função de sua utilização e do projeto de pesquisa relacionado, tal como RPH (*Remotely Piloted Helicopter*) para helicópteros, DA-*AV* (*Dirigible Autonomous Aerial Vehicle*) para dirigíveis e AROD (*Airborne Remotely Operated Device*). A sigla UAV engloba qualquer aeronave não tripulada com ou sem asa assistida por um operador terrestre ou aéreo.

UAVs não possuem um operador humano a bordo, seguem os mesmos princípios de operação das aeronaves convencionais e normalmente são de tamanho reduzido. Os UAVs contêm todos os elementos das aeronaves em tamanho real como motor e dispositivos de controle. Possuem um sistema de navegação automático, total ou parcial, que permite a realização de vôos autônomos em rotas pré-programadas.

Os UAVs variam consideravelmente em termos de tamanho, custo e na maneira como são empregados. Alguns requerem pista longa para decolagem e aterrissagem enquanto outros podem ser manobrados em espaços pequenos. Eles também diferem em termos de propulsão e dispositivos que transportam, incluindo câmeras de vídeo, radares, raio infravermelho, lasers, sensores

meteorológicos, sensores que detectam agentes químicos ou radioativos, ou até mesmo material bélico. Os UAVs também diferem na forma como os dados são coletados podendo ser em tempo real, através de um *link* de rádio, ou armazenados na própria aeronave para posterior recuperação. Sua trajetória de vôo pode ser pré-programada ou realizada por um piloto em solo por meio de dispositivos de rádio controle. [KOS 97].

Com o rápido crescimento do poder computacional, com a miniaturização dos componentes eletrônicos e com o advento de equipamentos de GPS confiáveis e de baixo custo, tornou-se possível o desenvolvimento de UAVs para missões de pesquisa e inspeção com menor custo em relação aos vôos tripulados. Também tem crescido o interesse na execução de tarefas que normalmente são complexas, perigosas ou longas para serem realizadas por uma aeronave tripulada [FRA 98].

Os UAVs podem variar quanto a sua estrutura, tamanho e modelo. Os tipos mais comuns são aviões, helicópteros e dirigíveis. Os aviões são mais fáceis de pilotar que os helicópteros e menos sensíveis a danos causados por erros do piloto. Os dirigíveis apresentam algumas vantagens em relação aos aviões e helicópteros como maior estabilidade de vôo e menor risco a danos. Por outro lado, o controle de um dirigível na presença de vento é complicado e algumas vezes impraticável [ELF 98b].

2.1 Aplicações de UAVs

Os UAVs possuem um grande potencial de aplicação em grande parte inexplorado. Em aplicações não militares eles podem ser utilizados no monitoramento de tráfego; planejamento e levantamento de ocupação urbana; inspeção de linhas de transmissão de energia; inspeção de tubulações; prospecção topográfica, mineral e arqueológica; monitoramento de culturas; estimativa de colheitas e estimativa do número de animais em áreas agropecuárias ou agrícolas. Podem ainda ser utilizados em pesquisas de biodiversidade, climáticas e ambientais; no sensoriamento e monitoramento de florestas e parques nacionais; na medição da composição e poluição do ar em cidades ou áreas industriais; na caracterização de plantas e animais - sua população e distribuição geográfica; entre inúmeras outras aplicações.

Atualmente muitas dessas aplicações são realizadas por meio de dados coletados por sensores instalados em balões, imagens de satélites ou através do estudo de fotografias aéreas obtidas por aviões tripulados. No entanto, estas fontes de informação têm inconvenientes significativos. Balões não são manobráveis, imagens de satélites disponíveis para aplicações civis são limitadas em termos de resolução e fotografias aéreas obtidas de aeronaves tripuladas possuem um custo elevado [ELF 98b].

Na área militar os UAVs são utilizados em missões de reconhecimento e vigilância marítima, aérea e terrestre; no acompanhamento da movimentação tática/estratégica do inimigo e na busca, análise e localização de alvos. São comumente projetados para reutilização, diferentemente dos mísseis que são utilizados uma única vez. Eles também podem realizar as missões mais perigosas como voar em regiões contaminadas por armas nucleares, biológicas ou químicas e podem voar em altitudes elevadas durante longos períodos de tempo.

2.2 Tipos de Sistemas com UAV

De acordo com o nível de complexidade, os sistemas com UAVs são classificados por Souza em três tipos [SOU 99]:

- Tipo I - nesse tipo de sistema os vôos são controlados com visada direta da aeronave utilizando rádios convencionais. São utilizados aeromodelos convencionais equipados com câmeras fotográficas ou de vídeo. Sistemas do tipo I possuem funcionalidade mínima, menor custo e maior facilidade de implementação;
- Tipo II - sistemas desse tipo 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 pilotar e obter fotografias aéreas com referência geográfica;
- Tipo III - nesse tipo de sistema os vôos são autônomos com pequena ou nenhuma interferência do piloto. Os sistemas do tipo III são sistemas do tipo II equipados com equipamentos e software adicionais para permitir o vôo autônomo.

2.3 Sistemas de Navegação e Controle de Vôo

O sistema de navegação tem como função principal obter a posição da aeronave relativa a algum sistema de referência e calcular os comandos de direção [KAY 69].

Uma aeronave requer para a sua navegação a determinação de sua posição em relação ao ponto de partida e aos pontos em sua rota a fim de alcançar um destino estabelecido. As informações básicas 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 feita

por uma variedade de dispositivos de navegação, muitos dos quais dependem de uma referência externa [PAL 93].

Um sistema de navegação pode fornecer informações em uma variedade de formas apropriadas. A informação básica fornecida por todo sistema de navegação é a posição, que geralmente é dada em coordenadas geográficas (latitude, longitude e altitude). Ele fornece informações ao piloto automático na forma de sinais representando o desvio ou erro na localização, na velocidade, ou na direção da aeronave [KAY 69].

Atualmente os aviões modernos incluem uma variedade de sistemas de controle que auxiliam o piloto na navegação, no gerenciamento de vôo e no aumento das características de estabilidade das aeronaves.

As funções do Controle de Vôo Automático de uma aeronave são realizadas por um sistema de controle referenciado, freqüentemente, como AFCS (*Automatic Flight Control System*) ou piloto automático. O piloto automático é um dispositivo que controla uma aeronave em um vôo padrão pré-programado sem a intervenção humana e tem como função principal estabilizar as características dinâmicas de uma aeronave. É responsável também por controlar a atitude, a direção e a velocidade da aeronave e o vôo através de uma rota selecionada. Todas as ações tomadas pelo piloto automático são respostas ao sistema de navegação, de direção e de atitude.

O piloto automático combina as informações recebidas do sistema de navegação com os dados recebidos de sensores e dos sistemas de referência de atitude e direção para gerar comandos de manobra. Os dados recebidos estão na forma de sinais que representam os desvios ou erros na localização, velocidade ou direção da aeronave em um dado momento.

O desenvolvimento e a construção de um piloto automático requer um alto grau de coordenação entre a estrutura (*airframe*) da aeronave, o conjunto de equipamentos instalados e o usuário (piloto). O piloto automático atua diretamente no sistema mecânico da aeronave que tem uma grande influência em seu projeto.

Existem muitos tipos de pilotos automáticos variando desde os mais simples utilizados em pequenos aviões, até os mais sofisticados multi-modo utilizando sistemas de referência inerciais, empregados em grandes aviões. O desenvolvimento desses sistemas data desde 1914 quando os irmãos Sperry demonstraram em um show aéreo em Paris um piloto automático capaz de manter a atitude de um avião. Para testá-lo, Lawrence Sperry equilibrou seu avião em linha reta e em vôo nivelado, acionou o piloto automático e colocou suas mãos sobre a cabeça enquanto seu mecânico caminhava sobre as asas com a intenção de desequilibrar o avião [NEL 98, BRY 94].

2.3.1 Sistemas de Navegação

Formalmente navegação é o processo de conduzir um veículo de um lugar para outro utilizando algum método de orientação [SMI 93] e envolve questões sobre qual é a posição atual, qual é a posição de destino, como chegar ao destino a partir da posição atual, qual caminho seguir e quais mudanças de percurso são necessárias. Estas questões podem ser respondidas utilizando-se vários métodos de navegação. Os mais comuns são:

- Correção de Posição - consiste na correção da posição de um veículo em relação a um ponto de referência. É o método mais simples e o mais antigo. Existem três técnicas básicas para corrigir posições:
 - Leitura de mapas - consiste em associar o que pode ser visto a olho nu com um mapa;
 - Navegação celestial - consiste em calcular a altitude de um corpo celestial (o ângulo entre a linha de visão do usuário e o horizonte) e então obter a posição do observador;
 - Distância e direção de pontos identificáveis - utiliza as direções e as distâncias do veículo até pontos como torres e faróis, cujas posições são conhecidas, para obter a posição do veículo através de cálculos trigonométricos. A posição do veículo é encontrada por meio da interseção das linhas das direções ou dos círculos de alcance e distância quando essas linhas são transcritas para mapas e gráficos.
- *Dead Reckoning* - baseia-se na última posição conhecida do veículo, na hora em que essa posição foi obtida e na média da velocidade e da direção para a determinação da nova posição. A velocidade é decomposta para obter as componentes de direção norte e leste que podem ser convertidas em medidas angulares (latitude e longitude) e adicionadas à posição inicial para obter a posição atual;
- Navegação Inercial - é um sistema simples que determina a posição e a velocidade a partir da aceleração. A aceleração do veículo é obtida por sensores internos e a velocidade é calculada através de um processo matemático de integração. Em um segundo estágio de integração, é calculada a posição do veículo com base em sua posição inicial e sua velocidade;
- Rádio-navegação - determina a posição de um veículo medindo o tempo de viagem de uma onda eletromagnética de um transmissor em solo até um receptor contido no veículo. Os sistemas de rádio-navegação podem ser classificados em:
 - Rádio navegação ativa - nesse tipo de rádio navegação o veículo envia pulsos à base que os retransmite em uma frequência diferente;

- Rádio navegação passiva - nesse tipo de rádio navegação o veículo espera a estação enviar os pulsos utilizados no cálculo de sua posição.
- GPS - é um sistema de rádio navegação baseado em satélites artificiais. O usuário conhece a posição de um conjunto de satélites em relação a um referencial inercial e a sua posição em relação a este conjunto, podendo obter sua posição. Este sistema consiste de 24 satélites em 6 órbitas circulares a 20.200 km acima da Terra, com um período de 12 horas.

2.3.2 Sistema de Controle de Vôo

As funções de um Sistema de Controle de Vôo podem ser divididas nos seguintes tipos [KAY 69, NEL 98]:

- Aumento de Estabilidade - essa função 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. Esta função está relacionada principalmente ao amortecimento das respostas do veículo às rajadas de vento, melhora na qualidade de pilotagem manual da aeronave e coordenação de manobras. O seu emprego depende das características de cada aeronave e do tipo de vôo realizado, sendo muito importante nos vôos que devem ser extremamente seguros ou com manobras bruscas;
- Manutenção da Atitude - essa função 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 - essa função 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*;
- Controle de Rota - essa função manobra a aeronave em resposta aos dados provenientes do sistema de navegação para alcançar e manter a rota desejada. O controle de rota deve gerar os comandos de manobra que são introduzidos como entradas de atitude e *heading* no piloto automático. A função de controle de rota inclui uma orientação lateral, fornecida por algum sistema de navegação, e uma orientação vertical obtida através de sensores e controlada por um sistema de manutenção de altitude e taxa constante de *climb*. Nos sistemas de controle de rota mais complexos, esta função (na fase final do vôo - pouso), obtém os dados de um

sistema ILS (*Instrument Landing System*). Este sistema permite que aviões sejam operados de forma segura em condições de tempo precárias e com pouca visibilidade. O ILS fornece direção horizontal e vertical para a aeronave que se aproxima de uma determinada pista, como mostra a figura 2.1, e consiste de um elemento transmissor em solo e elementos receptores na aeronave. Um sistema ILS típico é composto por três componentes:

- *Localizer*- transmissor que guia a aeronave em direção ao eixo da pista;
- *Glide Slope* - transmissor que guia a descida da aeronave. Localizado próximo à extremidade da pista, este transmissor envia sinais de rádio para informar o trajeto de descida da aeronave;
- Marcadores - são transmissores que indicam, por meio de sinais sonoros e luzes no painel do avião, a aproximação da aeronave por determinadas posições críticas em relação à cabeceira da pista. Existem, basicamente, 3 tipos de marcadores: *OM-Outer Marker* (Marcador Externo); *MM-Middle Marker* (Marcador Médio); *IM-Inner Marker* (Marcador Interno).

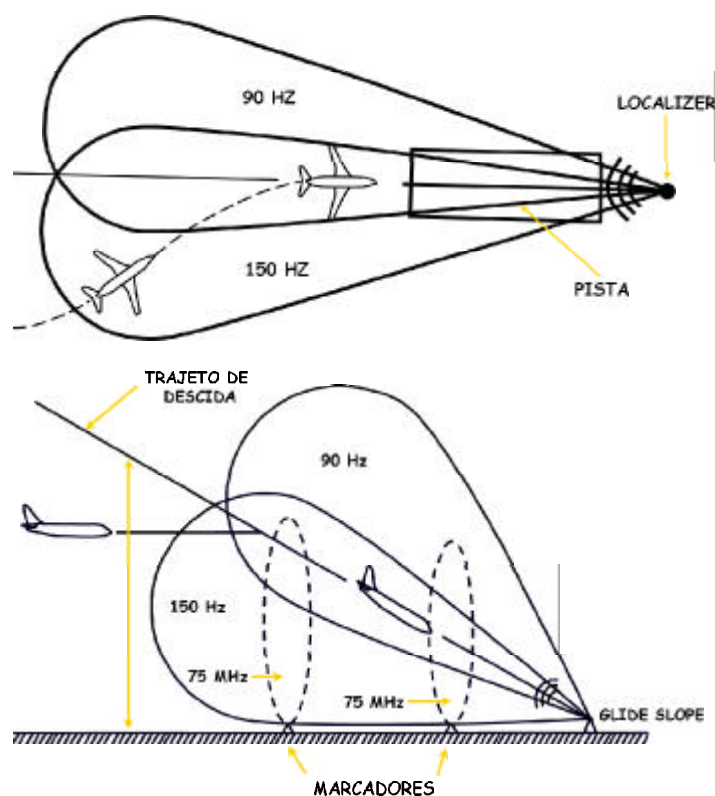


Figura 2.1: Principais componentes de um sistema de pouso automático.

2.3.3 Sistemas de Controle de Vôo de UAVs

Os UAVs têm como componente principal um sistema de controle capaz de manter a aeronave estabilizada e de executar manobras que a conduza através de uma rota selecionada. Atualmente o desenvolvimento de sistemas de controle de vôo para esse tipo de aeronave está sendo favorecido e facilitado pelo grande desenvolvimento tecnológico verificado nos últimos anos e principalmente pela redução dos custos dos componentes eletrônicos. Isso permite que um grande número de empresas possam construir UAVs com sistemas de controle para comercialização. A seguir são descritos os produtos de duas empresas que desenvolveram pilotos automáticos projetados especificamente para a construção de UAVs.

U-NAV

O Sistema de Controle Modular U-NAV, desenvolvido pela Silvertone Electronics [NAV 01], é um sistema de telemetria e controle automático de baixo custo voltado à construção de UAVs ou RPVs. Projetado para se conectar a um receptor R/C padrão, este sistema permite transformar um aeromodelo convencional em um UAV completo equipado com um sistema de manutenção de altitude e velocidade combinado com um sistema de navegação GPS. No Sistema U-NAV cada função de controle padrão é composta por um módulo independente, como mostra a figura 2.2. Os módulos podem ser utilizados de forma conjunta permitindo a configuração de um piloto automático completo. Atualmente existem três módulos de controle disponíveis indicados na tabela 2.1. O PDC10 GPS (unidade de orientação), o PDC20 (controlador de altitude) e o PDC25 (controlador de velocidade - *auto throttle*). Cada módulo de controle é projetado para ser conectado a um sistema de R/C padrão entre o receptor e os servomecanismos.



(a) PDC20



(b) PDC25



(c) PDC10

Figura 2.2: Módulos de controle U-NAV.

Tabela 2.1: Principais sistemas U-NAV.

DESCRIÇÃO	VALOR
PDC10 R/C - Interface GPS	\$199.00
PDC20 R/C - Controlador de Altitude	\$249.00
PDC25 R/C - <i>Auto throttle</i>	\$249.00

MP1000/MP2000

A série de controladores MP100 /MP2000, desenvolvida pela MicroPilot [MCS 01], é projetada para estabilizar e guiar uma grande variedade de UAVs. O piloto automático é composto por um sistema de manutenção de altitude e de manutenção de velocidade, um sistema de coordenação de curvas, um sistema de navegação GPS, um sistema de decolagem e pouso automáticos e todos os sensores necessários para um controle completo da aeronave. Existem trinta e dois controladores PID (Proporcional-Integral-Derivativo) configuráveis pelo usuário e que podem ser ajustado de forma independente.

Os sistemas Micropilot também possuem a capacidade de telemetria. Existem cinco tipos de pacotes de telemetria que são transmitidos a cada 200 milésimos de segundo, permitindo que um tipo diferente de pacote seja transmitido a cada segundo. A figura 2.3 apresenta um diagrama de blocos do sistema descrito e a tabela 2.2 lista os produtos e seus respectivos preços.

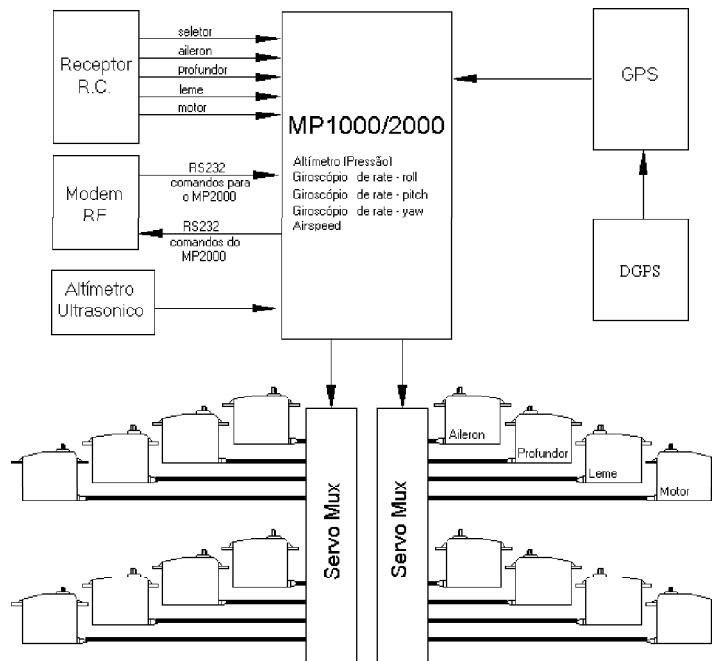


Figura 2.3: Diagrama de blocos do sistema MP2000.

Tabela 2.2: Sistemas Micropilot.

DESCRIÇÃO	VALOR
MP1100 Piloto automático com receptor, antena e conector de GPS	\$1800.00
MP1100UAV UAV pronto para voar	\$4300.00
MP1100VID UAV pronto para voar, incluindo vídeo	\$5800.00
MP1100UP Upgrade MP1100 para MP2000	\$4000.00
MP2000 Piloto automático com receptor, antena e conector de GPS	\$5000.00
MP2000CON Kit de conexão	\$75.00
MP2000AGL Sensor de altitude ultrasonico	\$500.00
MP2000SV Placa de expansão - servo 8 canais	\$300.00
MP2000ANT Antena GPS	\$60.00
MP2000UAV UAV pronto para voar	\$7500.00
MP2000VID UAV pronto para voar, incluindo vídeo	\$9000.00

2.4 Instrumentos de Bordo

Para a realização de vôo sem visada direta (sistemas do tipo II e III) são necessários diversos instrumentos de bordo. Normalmente, esses instrumentos são equivalentes aos que equipam os aviões de tamanho real e dependem das características do vôo que se deseja realizar.

Os instrumentos de vôo podem ser divididos em duas categorias: os que indicam as condições operacionais da aeronave e os que indicam as características do vôo e a posição da aeronave no espaço [PRO 96].

- Instrumentos que indicam a condição operacional da aeronave;
 - Instrumentos do motor;
 - * Indicador de rotação;
 - * Indicador de temperatura do motor;
 - * Indicador da temperatura dos gases do escapamento;
 - * Indicador da pressão do óleo.
 - Indicador de combustível.
- Instrumentos que indicam as características do vôo e a posição da aeronave.

- Altímetro - indica a altitude em relação ao nível do mar;
- Horizonte artificial ou indicador de atitude - indica a posição da aeronave em relação ao horizonte;
- Indicador de coordenação em curvas - indica o equilíbrio de forças na realização de curvas;
- Bússola - indica onde está o norte magnético;
- Indicador de velocidade do ar;
- Bússola giroscópica - semelhante à bússola, porém não é afetada por balanços ou inclinações da aeronave;
- Variômetro - indica a razão de subida ou descida fornecida em pés por minuto;
- GPS;
- ILS;
- *Transponder* - tipo de rádio que permite a identificação da aeronave nas telas de radar do controle de tráfego aéreo.

2.5 Projeto ARARA

O projeto ARARA (Aeronaves de Reconhecimento Assistidas por Rádio e Autônomas), está centrado no uso de aeronaves em escala reduzida para monitoramento. Este projeto possui como principal objetivo a substituição de aeronaves convencionais utilizadas na obtenção de fotografias aéreas para o monitoramento de plantações e áreas sob controle ecológico.

Esse projeto está em desenvolvimento no Laboratório de Computação de Alto Desempenho do Departamento de Ciências de Computação e Estatística - USP São Carlos em parceria com a EMBRAPA - CNPDIA e visa a construção de um UAV utilizando aeronaves do tipo avião.

2.5.1 Fases do Projeto ARARA

O projeto ARARA está dividido em quatro fases. Os resultados de cada fase representam sistemas com níveis de complexidade e custo crescentes para diferentes aplicações. A classificação elaborada por Souza [SOU 99] foi utilizada na definição dessas fases.

Fase I: Classificada como do tipo I, e finalizada por Souza, essa fase possui o mínimo de funcionalidade e apresenta o menor custo com a máxima facilidade de implementação. Nessa fase a aeronave é baseada em componentes convencionais utilizados em aeromodelos. O controle de vôo é feito a partir do solo em um raio de até 1 Km. Uma câmera fotográfica (digital ou

convencional) é adaptada à aeronave e é disparada via comando por rádio. É possível a instalação de uma câmera e um transmissor de vídeo para o monitoramento de regiões em tempo real ou para o melhor posicionamento da aeronave sobre a área a ser fotografada. Esse tipo de sistema é adequado para aplicações onde o voo da aeronave pode ser controlado de uma estação em solo, da mesma forma praticada com os aeromodelos. Sistemas dessa fase apresentam o menor custo entre todos os sistemas definidos no Projeto ARARA.

Fase II: Classificada como do tipo II, e finalizada por Ribeiro [RIB 00], essa fase envolve o projeto e a construção de um aeromodelo R/C com uma grande variedade de sensores para o controle do voo tais como GPS, giroscópio, bússola, velocímetro (*airspeed*), altímetro, horizonte artificial e instrumentos do motor. Estes instrumentos permitem o voo sem a necessidade de acompanhamento visual da aeronave, embora, ainda remotamente pilotadas a partir de uma estação em solo. As imagens vistas pelo piloto na tela de um microcomputador em solo, são transmitidas por duas câmeras instaladas na aeronave. O painel de controle do avião é semelhante ao de um simulador de voo, tal como o Microsoft Flight Simulator [MFS 01], onde são mostrados os dados dos sensores e a imagem vista pela câmera colocada na posição do piloto. Uma descrição completa da aeronave desta fase pode ser encontrada no apêndice C.

Fase III: Classificada como do tipo III, e iniciada por Barbosa [BAR 01], essa fase utiliza o mesmo tipo de aeronave da fase II. Serão incluídos nessa fase o sistema de navegação e o sistema de controle permitindo o voo autônomo e missões completamente automáticas. Na fase III o usuário poderá programar a rota de voo da aeronave e as tarefas a serem cumpridas como fotografar ou filmar uma área pré-definida.

Fase IV: A fase IV é composta pelos sistemas desenvolvidos na fase III e um sistema de processamento de imagens a bordo da aeronave. A execução de missões nessa fase é controlada por decisões baseadas no processamento das imagens obtidas. Na fase IV a aeronave poderá identificar objetos como linhas de transmissão de energia, estradas, cursos de rios, entre outros, permitindo a realização de tarefas de monitoramento totalmente autônomas.

2.6 Projetos de Pesquisa Relacionados

O desenvolvimento do sistema de navegação GPS, permitindo a determinação precisa da posição de um objeto em qualquer parte do mundo, trouxe novas oportunidades para o desenvolvimento de UAVs. Tornou-se tecnicamente e economicamente viável a substituição de aeronaves tripuladas por esse tipo de veículo aéreo em várias aplicações. A seguir são apresentados alguns projetos de pesquisa, voltados à construção de UAVs, oriundos de outras universidades e instituições de

pesquisa.

2.6.1 Projeto Aerosonde

Esse projeto está centrado na construção de um avião robô de longo alcance para monitoramento ambiental. Ele pode ser adaptado para outras aplicações que exigem pequena carga útil. O seu desenvolvimento foi direcionado no reconhecimento meteorológico e ambiental do oceano, podendo investigar furacões e tempestades.

O projeto foi dividido em duas fases. A primeira fase mostrou a viabilidade do projeto e as adaptações necessárias para a segunda fase, possibilitando vôos de longa duração e a grandes altitudes. Ele é completamente autônomo sendo capaz de decolar e pousar sem qualquer interferência humana.

A figura 2.4 mostra a aeronave Aerosonde. Para a navegação é utilizado um receptor GPS. Existe, entretanto, um mecanismo para sobrepor os comandos gerados pelo computador de bordo caso seja necessária a intervenção humana. A aeronave possui sensores para determinar a velocidade do vento, pressão, altitude, temperatura e umidade com o intuito de realizar o monitoramento ambiental. A Aeronave se comunica com a estação em solo utilizando um modem de UHF com raio máximo de alcance de 150 Km [HOL 01, AER 01].



Figura 2.4: Aeronave do projeto Aerosonde.

2.6.2 Projeto AURORA

O Projeto AURORA - *Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship*, desenvolvido no Laboratório de Robótica e Visão do Instituto de Automação da Fundação Centro Tecnológico para Informática (LRV/IA/CTI) em Campinas, tem como objetivo desenvolver UAVs utilizando dirigíveis não tripulados como plataforma e a sua disponibilização à comunidade para a realização

de missões de inspeção aérea incluindo aquelas voltadas ao levantamento de imagens e dados para a pesquisa e monitoração ambientais, climatológica e de biodiversidade. A aeronave do Projeto AURORA possui um nível de autonomia significativo durante todas as fases de sua operação incluindo a habilidade de realizar missões automáticas, diagnóstico de falhas, avaliação em tempo real dos sensores e replanejamento das tarefas. O modelo selecionado de dirigível foi o AS800 da *Airships*, ilustrado na figura 2.5.



Figura 2.5: Dirigível AS800.

O Projeto AURORA está dividido em três fases, com valores diferentes para o número máximo de horas de voo, para a distância máxima percorrida e para a capacidade de carga útil transportada. Os componentes da primeira fase do Projeto AURORA compreendem o dirigível, o subsistema de navegação e o controle a bordo da aeronave, incluindo sensores internos, hardware, software, os sensores de missão e uma estação base móvel.

Os subsistemas de navegação e controle de missão são responsáveis pela aquisição de dados e pelo controle dos atuadores. O hardware do dirigível é composto por um computador, microprocessadores, sensores e atuadores, como mostra a figura 2.6.

O sistema de comunicação é 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.

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 [RAM 99, ELF 98a, RAM 98, ELF 98b].

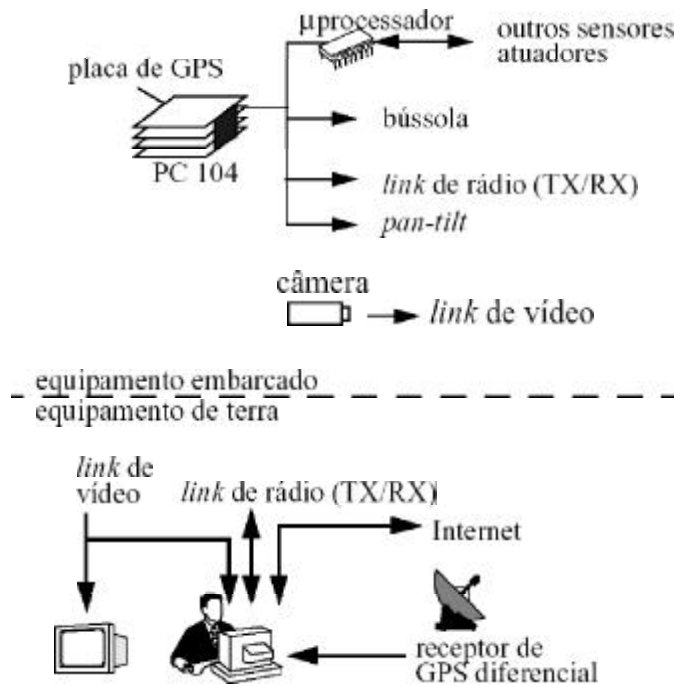


Figura 2.6: Configuração de hardware do projeto AURORA.

2.6.3 Projeto AVATAR

O Projeto AVATAR (*Autonomous Vehicle Aerial Tracking and Retrieval*) foi desenvolvido na Universidade de Southern Califórnia pelo Robotics Research Laboratory. O veículo selecionado para o projeto foi um helicóptero rádio controlado apresentado na figura 2.7.



Figura 2.7: Aeronave do projeto AVATAR.

Em sua primeira versão foram utilizados dois processadores 68332 da Motorola, substituídos posteriormente por uma placa pc-104 486, que executa todo o controle de vôo e o processamento de imagens. O hardware é composto de um receptor de GPS e uma Unidade de Medição Inercial. Um pacote integrado GPS/INS (*Inertial Navigation System*) equipa o helicóptero fornecendo latitude,

longitude, altitude, velocidade horizontal e vertical, atitude, ângulo de guinada e taxa de variação da velocidade.

O computador da base recebe as informações de telemetria e envia alguns comandos. Um transmissor foi montado dentro do helicóptero para fornecer imagens ao vivo do AVATAR em um monitor específico para esta função [MON 00, AVA 01].

2.6.4 Projeto MAFV

O projeto MAFV (*Multi-purpose Autonomous Flight*), desenvolvido pelo Sir Lawrence Wackett Centre do RMIT (Royal Melbourne Institute of Technology), tem como objetivo desenvolver um UAV para vários propósitos. Ele é equipado com um sistema de controle adaptativo e sua arquitetura é modular. Isto permite que cargas e módulos de orientação e navegação sejam substituídos de forma a otimizar o UAV para diferentes missões.

O veículo MAFV determina a sua posição utilizando o sistema GPS diferencial. Através da comparação com as coordenadas de *waypoints* pré-programados, o sistema de gerenciamento de vôo manobra o veículo ao longo da trajetória previamente estabelecida. Os sensores a bordo do MAFV realizam e armazenam as suas leituras para serem transmitidas para uma estação terrestre, via satélite. Após a missão ser completada o veículo MAFV retorna automaticamente para um *waypoint* pré-determinado onde o controle é passado ou para um controlador manual (rádio-controle) ou para um sistema de pouso automático.

Para a maioria das missões o sistema MAFV utiliza o sistema GPS na determinação de sua posição. Em caso de falha, o sistema GPS é substituído automaticamente por um sistema de navegação inercial. O usuário do sistema MAFV pode definir o seu plano de vôo através de uma interface gráfica interativa possibilitando a definição de *waypoints* em um mapa digital. Após a definição do plano de vôo este é carregado no computador de bordo e pode ser modificado durante o vôo através de comunicação via satélite.

A figura 2.8 apresenta o esquema da unidade de gerenciamento de vôo e os sistemas conectados a ela. Os requisitos para a navegação do veículo MAFV dependem de cada missão. Entretanto, a maioria das missões requer um mesmo conjunto mínimo de requisitos. Todas as configurações do sistema MAFV utilizam um lançador (catapulta), um sistema de recuperação e uma estação receptora de dados. Jabiru e Sarus são dois MAFV desenvolvidos por este instituto [BEL 97, THO 95, VAL 96, MAF 01].

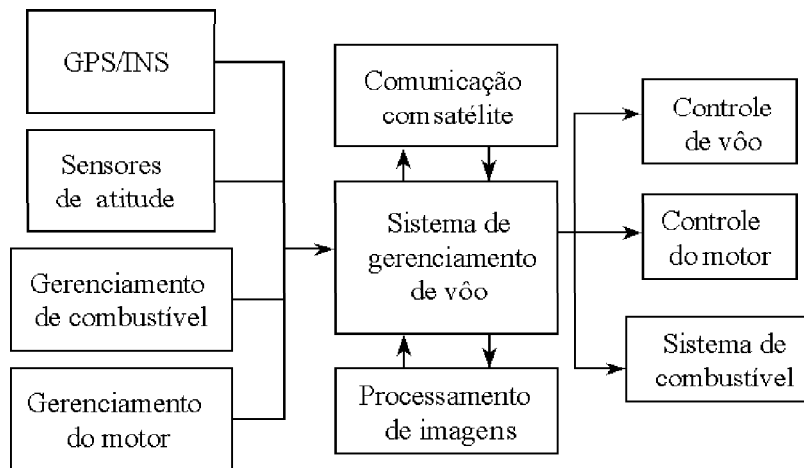


Figura 2.8: Componentes de um sistema MAFV.

2.7 Considerações Finais

Neste capítulo foram apresentados os conceitos relacionados a UAVs, sistemas de navegação tradicionais e o sistema de navegação GPS. Foram citados as funções do sistema de controle de voo e dois sistemas de controle comerciais para UAVs. Foram revistos, também, os objetivos e as fases do projeto ARARA. Encerrando este capítulo foram apresentados quatro projetos de outras universidades relacionados com a construção e utilização de UAVs. Com a intenção de mostrar a diversidade destes veículos, foram apresentados projetos que utilizam os três tipos de aeronaves mais comuns: aviões, helicópteros e dirigíveis.

O próximo capítulo destina-se a apresentação de alguns conceitos sobre aviões, sobre os sistemas de referência utilizados e sobre as equações de movimento de um avião.

Capítulo 3

Equações de Movimento da Aeronave

A tecnologia de controle de vôo tem alterado drasticamente a forma como os aviões são projetados e voam. As qualidades de vôo dos aviões modernos são melhoradas por um conjunto de leis de controle executadas por computadores a bordo dos aviões. Sistemas de controle de vôo conectados mecanicamente estão sendo substituídos por sistemas de controle eletrônicos conhecidos como *fly-by-wire*. Cada sistema de controle de vôo automático pode ser projetado e analisado efetivamente através de ferramentas computacionais que incorporam várias técnicas de projeto e modelos matemáticos dinâmicos [RAU 98].

Existem vários métodos empregados na simulação do vôo de aviões. A técnica mais comum é a implementação baseada em um conjunto fundamental de equações de movimento obtidas a partir das leis de Newton. O modelo matemático que descreve o comportamento dinâmico de um avião geralmente consiste em um conjunto de equações diferenciais não-lineares [NEW 01]. Os modelos matemáticos são representações simplificadas de um sistema real. Seria impossível analisar um sistema se todas as suas características fossem incorporadas ao modelo matemático, pois, sistemas reais de qualquer tipo podem depender de muitos dados e conter milhares de variáveis. O modelo matemático que descreve o comportamento dinâmico de um avião é a base de qualquer simulação de vôo e extremamente importante no desenvolvimento, testes e ajustes de um piloto automático [CHI 98, CAL 95].

Normalmente, no desenvolvimento do modelo matemático de um avião são feitas algumas suposições com a intenção de simplificar o modelo. Para tal, considera-se um avião como sendo um corpo rígido tornando-o um ponto de massa com seis graus de liberdade, três associados com o movimento angular sobre o centro de gravidade - rolagem, guinada e arfagem, e três associados com o movimento de translação do centro de gravidade. Esta suposição pode ser aplicada em pequenos UAVs, no entanto, a aeroelasticidade e a flexibilidade da estrutura de grandes aviões não podem ser

ignoradas. Também se supõem que um avião tenha massa constante, que a atmosfera encontra-se em repouso em relação à Terra e sua superfície é considerada plana [RAU 98, CHI 98, CAL 95].

3.1 Aviões

Denomina-se avião ou aeroplano a aeronave mais pesada que o ar cuja sustentação provém das forças que provoca ao avançar na atmosfera. Os aviões são capazes de decolar e voar graças à força de tração gerada pelo motor, mesmo sendo mais pesados que o ar. Isto é possível devido à sustentação, uma força ascensional gerada pelo fluxo de ar modificado, de forma conveniente, pelas asas. Esta força é capaz de vencer a atração da gravidade, que se manifesta no peso do avião, e a força de arrasto, que é a resistência ao avanço [NEB 98].

O avião, considerado como um corpo rígido voando através do espaço, move-se através de uma trajetória determinada pelas características da inércia do avião, pelo campo gravitacional da Terra, pela propulsão gerada pelo motor e pelas forças e momentos aerodinâmicos criados pela reação entre o avião e o ar através do qual ele se move. As forças criadas no avião são resultantes de sua velocidade, da densidade do ar através do qual ele se move, da geometria do avião e do ângulo do fluxo de ar em relação à direção do movimento do avião.

Os trajetos através dos quais o avião pode voar são limitados somente pelas suas características aerodinâmicas, seu sistema de propulsão e sua resistência estrutural. Estas características definem o máximo desempenho e a manobrabilidade do avião [PER 49].

Apesar de existir uma grande variedade de aviões, variando desde o formato de suas asas até os sistemas de propulsão, quase todos são compostos dos mesmos componentes (fixos ou móveis) básicos. Geralmente os componentes fixos incluem as asas, a fuselagem, a cauda ou empenagem, o motor ou motores, um estabilizador vertical e um estabilizador horizontal. Os componentes móveis incluem os profundores, os ailerons e os lemes que permitem modificar a atitude do avião [NEW 01]. Tais componentes podem ser agrupados nos seguintes grupos: estrutura (asas, fuselagem, empenagem, superfícies de controle e carenagem), conjunto moto-propulsor (motor e hélice) e sistemas (trem de pouso, controles, ignição, instrumentos e alimentação de combustível) [PRO 96].

Estrutura

Asas - são os planos horizontais fixados em cada lado da fuselagem, sendo as principais superfícies de sustentação. As asas podem abrigar depósitos de combustível e devem situar-se próximas ao centro de gravidade do avião. Para o desenvolvimento da força de sustentação as asas devem possuir um formato apropriado. A parte anterior, arredondada, é conhecida como bordo de ataque,

enquanto que a parte posterior, afunilada, denomina-se bordo de fuga. As asas também possuem algumas superfícies de controle como os ailerons e os flaps.

Fuselagem - é o corpo do avião em forma de fusão. A fuselagem é projetada para acomodar a tripulação, os passageiros e as cargas. Todos os outros componentes estruturais principais como as asas e os estabilizadores estão fixados à fuselagem. Ela também acomoda os comandos, o painel de instrumentos e outros sistemas.

Empenagem - está fixada no cone posterior da fuselagem e é constituída por planos ou superfícies verticais e horizontais fixas cuja finalidade é a de estabilizar o avião em vôo, tanto em direção como em nível (altitude). Os planos verticais estabilizam a tendência do avião de girar para a esquerda ou para a direita. A eles está conectada uma superfície móvel conhecida como leme de direção. Os planos horizontais se opõem à tendência do avião de abaixar e levantar o nariz e a eles está conectada uma superfície móvel chamada de profundor.

Superfícies de controle - são os planos móveis presentes nas asas e na empenagem como mostra a figura 3.1. As superfícies de controle permitem mudar o comportamento do avião quanto à altitude e atitude. Tais superfícies são:

- Lemes: são divididos em leme de profundidade (profundor) e de direção. O leme de profundidade, instalado no estabilizador horizontal da cauda, controla o ângulo de ataque do avião mudando sua atitude em relação ao horizonte, fazendo com que o nariz do avião suba ou desça. O leme de direção está ligado ao estabilizador vertical da cauda e permite girar o nariz do avião para a esquerda ou direita;
- Flaps: são superfícies de comando auxiliares instaladas nas asas. Ambos se movem simultaneamente para baixo, de modo a favorecer a sustentação e reduzir a velocidade de vôo;
- Ailerons: são superfícies móveis que formam parte do bordo de fuga das asas. Podem se mover simetricamente, uma para cima e outra para baixo, permitindo o movimento de rolagem;
- Compensadores: são pequenas superfícies de controle auxiliares conectadas às superfícies de controle principais. Elas permitem o nivelamento do vôo do avião neutralizando o esforço do piloto sobre os comandos.

Carenagem - são capas removíveis colocadas sobre as rodas e o motor com o objetivo de melhorar as características aerodinâmicas do avião e de proteção contra chuva e poeira.

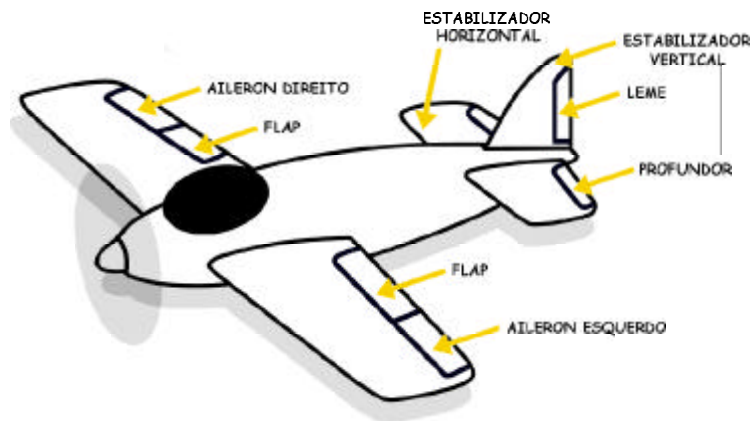


Figura 3.1: Principais superfícies de controle de um avião.

Conjunto Moto-propulsor

O grupo motor-propulsor, geralmente posicionado na parte frontal da fuselagem, é composto pelo motor do avião e pela hélice que penetra no ar e puxa atrás de si toda a estrutura do avião.

Sistemas

Os sistemas são complementos da estrutura e do conjunto moto-propulsor. Alguns sistemas são indispensáveis como o trem de pouso e alimentação de combustível. Outros nem sempre são necessários, como a iluminação interna ou o sistema de ar condicionado.

3.1.1 Eixos do Avião

Um avião em vôo pode movimentar-se em três direções: para os lados, para frente, para cima ou para baixo. Desses movimentos são definidos três eixos para o avião: eixo longitudinal, eixo lateral e eixo vertical [LOB 96, PRO 96]. Ilustrados na figura 3.2, estes eixos são descritos como:

- Eixo longitudinal - é o eixo principal do avião que se estende desde o nariz até a extremidade do cone de cauda do avião, atravessando a fuselagem no seu comprimento;
- Eixo lateral ou transversal - atravessa o avião de uma ponta a outra das asas e cruza o eixo longitudinal, definindo junto com este, o plano horizontal;
- Eixo vertical - atravessa o avião perpendicularmente ao plano horizontal definido pelos outros dois eixos.

A figura 3.2 ilustra os eixos citados acima.

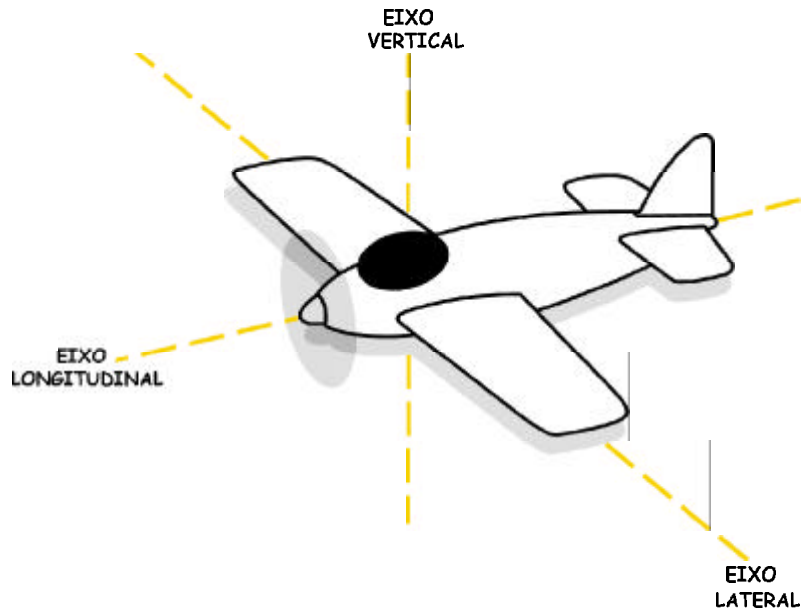


Figura 3.2: Eixos de um avião.

3.1.2 Forças

Ao se pilotar um avião, tenta-se controlar quatro forças que atuam sobre o seu centro de gravidade (tração, sustentação, peso e arrasto) [PRO 96]. Estas forças estão ilustradas na figura 3.3.

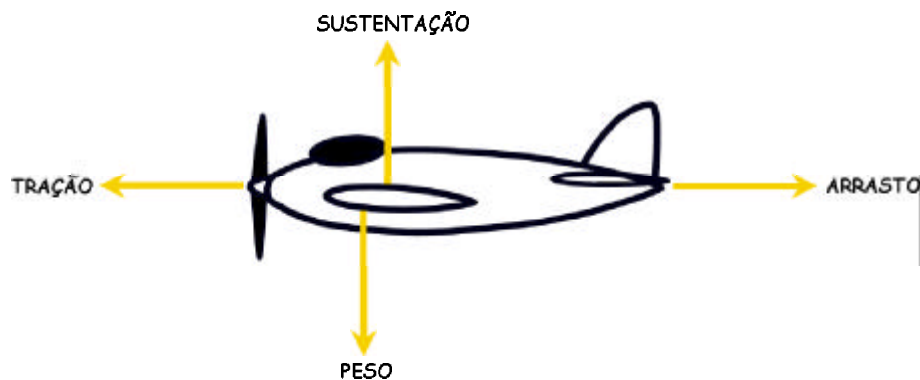


Figura 3.3: Principais forças que atuam em um avião.

- Tração é a força produzida pelo motor do avião através do movimento da hélice. Sua direção é a do eixo do motor sendo quase paralela ao eixo longitudinal do avião.
- Sustentação é a componente da força aerodinâmica gerada quando o avião se desloca através de uma massa de ar. O ponto por onde passa a linha de ação da força de sustentação é

chamado de Centro de Sustentação, ou Centro de Pressão. Sua direção é perpendicular ao fluxo de ar relativo. Para aumentar a sustentação a inclinação da asa em relação ao fluxo de ar é aumentada (ângulo de ataque). Este ângulo, ilustrado na figura 3.4, é formado entre a asa do avião e a direção do fluxo de ar atravessado por ela. O fluxo de ar em torno das asas surge quando o avião se desloca no espaço aéreo e tem direção sempre contrária à direção de deslocamento das asas e velocidade igual a do avião em relação à massa de ar (velocidade aerodinâmica ¹).

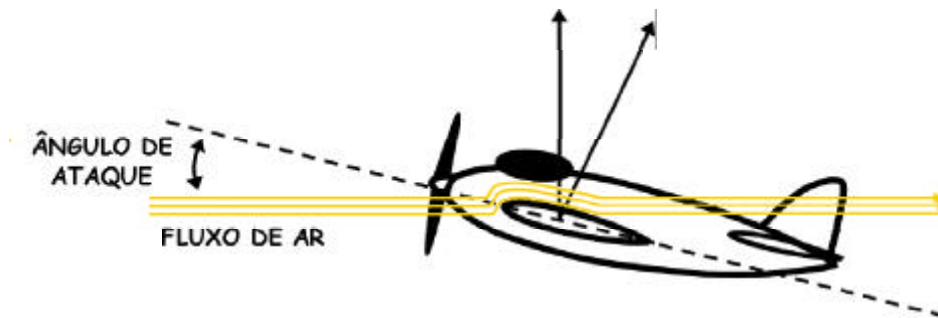


Figura 3.4: Ângulo de ataque de um avião.

Aumentando o ângulo de ataque aumenta-se a sustentação e também a inclinação do perfil da asa, deixando uma maior superfície exposta à ação do fluxo de ar. Esta maior superfície exposta aumenta a resistência ao ar e conseqüentemente o arrasto.

- Peso é a força de atração gravitacional que a Terra exerce sobre a massa do avião. O ponto imaginário onde todo o peso do avião é concentrado é chamado de Centro de Massa ou Centro de Gravidade (c.g.).
- Arrasto é a componente da força aerodinâmica gerada quando o avião se desloca através da massa de ar. É a resistência ao avanço causada principalmente pelo atrito com o ar. Sua direção é paralela à direção do fluxo de ar.

A sustentação de um avião no ar depende da sua velocidade aerodinâmica e do ângulo de ataque. Quanto maior o ângulo de ataque maior a sustentação obtida, desde que seja mantida uma velocidade mínima para manter o fluxo de ar sobre as asas. Esse ângulo gera sustentação até um certo ponto, a partir do qual, o ar deixa de fluir de forma contínua sobre as asas e se desprende entrando em turbilhonamento. O aumento do turbilhonamento reduz rapidamente a força de sustentação e causa um efeito conhecido como estol. Um avião estola quando o ângulo de ataque de suas asas ultrapassa um certo ângulo crítico, a uma velocidade menor do que a permitida

¹Velocidade aerodinâmica é a velocidade do avião em relação à massa de ar.

pelo tipo de avião. Esse ângulo crítico, ou ângulo de estol, é o maior ângulo permitido para manter o avião voando sem perda de altitude.

Além das quatro forças citadas acima, existem também outras três forças que atuam no avião e que não são menos importantes: efeito de torque, força centrífuga e fator de carga.

O efeito do torque é ocasionado basicamente pela força de rotação da hélice que gera uma reação contrária no avião. Esta força resulta em um efeito que tende a desviar o avião para a esquerda (com o sentido de rotação da hélice para a direita).

A força centrífuga ocorre somente quando o avião faz uma curva ou muda de direção horizontalmente ou verticalmente em relação à sua trajetória de vôo. Essa força tem sentido contrário ao raio da curva executada pelo avião e tende a afastá-lo para fora do centro da curva.

O fator de carga é um esforço tensional sobre a estrutura produzida por qualquer força aplicada sobre o avião capaz de desviá-lo de uma trajetória retilínea. Esse fator de carga é a razão entre o esforço aerodinâmico exercido sobre as estruturas e o peso bruto do avião.

3.1.3 Movimentos

Dominando as forças que atuam sobre o avião, tenta-se levá-lo ao destino pré-estabelecido através de três movimentos básicos, como mostra a figura 3.5 [NEB 98]:

- Arfagem - executado em torno do eixo lateral, é provocado pela superfície de comando localizada na extremidade posterior do avião (leme de profundidade). Este movimento consiste em elevar ou abaixar o nariz do avião (*pitch*);
- Inclinação lateral - executado em torno do eixo longitudinal, a inclinação lateral é provocada pelas superfícies de comando localizadas nas extremidades das asas direita e esquerda denominadas aileron direito e aileron esquerdo. Este movimento consiste em colocar a ponta de uma asa em um plano mais baixo que a outra permitindo o movimento de rolagem (*roll*);
- Guinada - executado em torno do eixo vertical é provocado pela superfície de comando localizada na extremidade posterior do avião (leme de direção). Este movimento consiste em girar o nariz do avião para a direita ou para a esquerda (*yaw*).

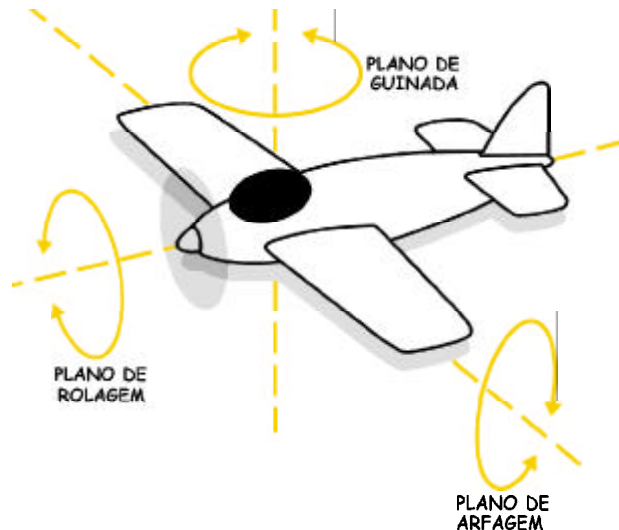


Figura 3.5: Principais planos de movimento de um avião.

3.1.4 Estabilidade de Vôo

Estabilidade é a habilidade inerente de um corpo, após ter o seu equilíbrio² perturbado, de desenvolver as forças ou os momentos que tendem a retornar o corpo a sua posição original.

Em um avião o distúrbio pode ser gerado pela ação do piloto ou por fenômenos atmosféricos como rajadas de vento ou turbulências. A reação do avião ao distúrbio de sua atitude de vôo depende de suas características de estabilidade. Um avião estável tende a retornar a sua condição original de vôo após um distúrbio.

Na maioria dos casos é importante que o avião seja estável o suficiente para que o piloto não tenha que comandar constantemente as superfícies de controle. Aviões com pouca ou nenhuma estabilidade podem voar, mas eles são inseguros e necessitam de dispositivos que forneçam estabilidade artificial. Tais dispositivos são conhecidos como SAS - *Stability Augmentation System*.

A estabilidade é classificada em estática e dinâmica. Ambas as estabilidades estão relacionadas à habilidade de um corpo em retornar ao seu estado inicial após ter sido perturbado. A estabilidade estática é a tendência inicial do veículo em retornar ao seu estado de equilíbrio após um distúrbio. A estabilidade dinâmica está relacionada com o tempo gasto pelo corpo para retornar a sua posição original [NEW 01].

A estabilidade estática e a estabilidade dinâmica podem ser classificadas de acordo com a natureza das respostas, em positivas, negativas ou neutras. A estabilidade é positiva quando, após

²Um avião está em equilíbrio quando está em um vôo nivelado e retilíneo desenvolvendo uma velocidade constante, isto é, a resultante de todas as forças agindo sobre o avião é nula. Em um avião em equilíbrio também é nula a soma de todos os momentos em relação a qualquer um dos seus três eixos [LOB 99].

o deslocamento, as forças e momentos que agem em um corpo atuam para restaurar o seu estado original; neutra se as forças e os momentos fazem com que o corpo adquira uma nova posição de relação constante com a posição original; e negativa se a nova posição do corpo diverge de sua posição original.

Em um avião as estabilidades estática e dinâmica estão relacionadas aos três eixos das aeronaves: estabilidade longitudinal sobre o eixo lateral; estabilidade direcional sobre o eixo vertical e estabilidade lateral sobre o eixo longitudinal. O deslocamento do avião causado pelos distúrbios já citados, e os movimentos criados para a sua estabilização podem deslocá-lo em algum de seus três eixos [PAL 93, NEL 98].

Estabilidade Longitudinal

A estabilidade longitudinal age sobre o plano de arfagem e sobre o eixo lateral. Para ser estável longitudinalmente, um avião precisa ter uma tendência natural ou não para retornar a mesma atitude de arfagem após um distúrbio. Se o ângulo de ataque aumenta repentinamente por um distúrbio, forças serão produzidas para abaixar o nariz e diminuir o ângulo de ataque. A localização do centro de gravidade em relação ao centro de sustentação determina em grande parte a estabilidade longitudinal de um avião. A figura 3.6 (a) ilustra a estabilidade longitudinal neutra. Note que o centro de sustentação está posicionado sobre o centro de gravidade. Um avião com estabilidade neutra não produz nenhum momento inerente de arfagem ao redor do centro de gravidade.

A figura 3.6 (b) ilustra o centro de sustentação na frente do centro de gravidade. Um avião nesta configuração exibe estabilidade negativa e um momento indesejável (nariz para cima) de arfagem durante o vôo. Se esse avião for submetido a um distúrbio, momentos de arfagem para cima e para baixo aparecem e tendem a aumentar de amplitude.

A figura 3.6 (c) mostra um avião com o centro de sustentação atrás do centro de gravidade. Novamente isso produz uma estabilidade negativa e alguma força deve balancear a força peso. Essa força é conseguida projetando o avião de tal maneira que o ar fluindo para baixo no bordo de fuga da asa atinge a parte superior do estabilizador horizontal. Isso cria uma força para baixo na cauda do avião que se contrapõem à tendência do abaixamento do nariz e provê estabilidade positiva.

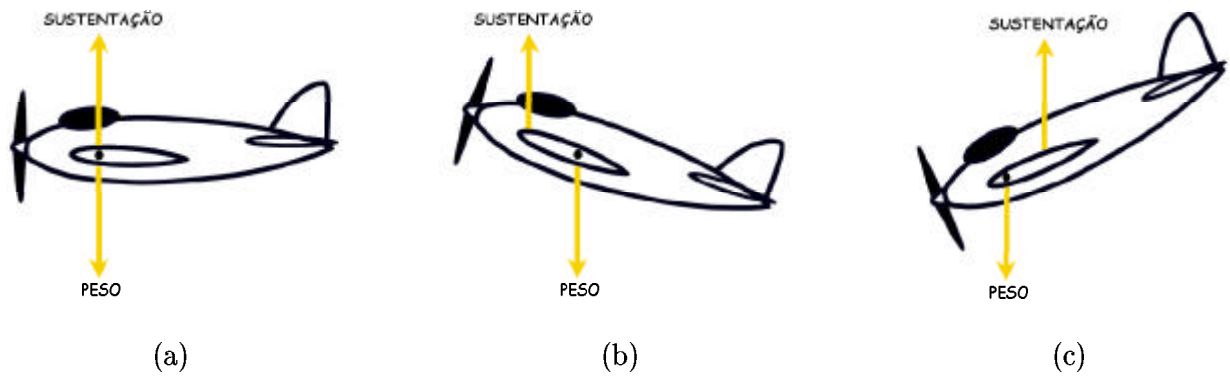


Figura 3.6: Posições do centro de gravidade em relação ao centro de sustentação.

Estabilidade Lateral

Um avião possui estabilidade lateral se for produzido um momento de rolagem (movimento oposto ao deslocamento) sobre o eixo longitudinal para retornar o avião a sua condição de nivelamento da asa.

Em um vôo normal e horizontal as forças de sustentação e peso são verticais e estão balanceadas mantendo o equilíbrio do avião. Se o avião por algum motivo desenvolve um movimento de rolagem, a força de sustentação se inclina fazendo com que uma parte dessa força atue verticalmente e a outra lateralmente, na direção da asa mais baixa. Como o sentido da força peso continua no sentido vertical, não haverá balanceamento com a força de sustentação que está agindo lateralmente e o avião deslizará para o lado da asa mais baixa. Essa derrapagem, sendo um movimento relativo através do ar, naturalmente causa um fluxo de ar que vem da direção oposta ao deslizamento lateral [KER 98]. Esta rajada de vento pode estabilizar lateralmente o avião caso ele possua um ângulo diedro em suas asas.

O ângulo diedro é formado pela base da asa e sua ponta, como mostra a figura 3.7, aumentando a estabilidade lateral. 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 à sua posição original com as asas niveladas.

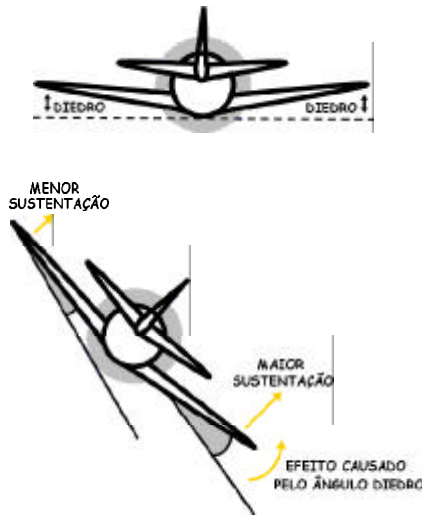


Figura 3.7: Efeito do ângulo diedro em um avião.

Estabilidade Direcional

A estabilidade direcional está relacionada com a estabilidade do avião sobre o seu eixo vertical [NEL 98]. Para alcançar a condição de equilíbrio é necessário desenvolver momentos de guinada que são contrários ao deslocamento sobre o eixo vertical do avião, restaurando assim o seu equilíbrio. Ao contrário da estabilidade longitudinal, a estabilidade direcional não é independente em sua influência no comportamento do avião. Os momentos e deslocamentos de guinada também produzem momentos e deslocamentos de rolagem sobre o eixo longitudinal e têm influência nos movimentos laterais. A estabilidade direcional é obtida pelo estabilizador vertical situado na cauda do avião.

3.2 Posição e Orientação do Avião

Para descrever o movimento de um avião é necessário definir um sistema de coordenadas adequado para a formulação das equações de movimento. Para muitos problemas relacionados ao movimento do 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) [NEL 98, CAL 95].

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.

Tendo como origem o centro de gravidade do avião, o sistema de referência no veículo 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 3.8.

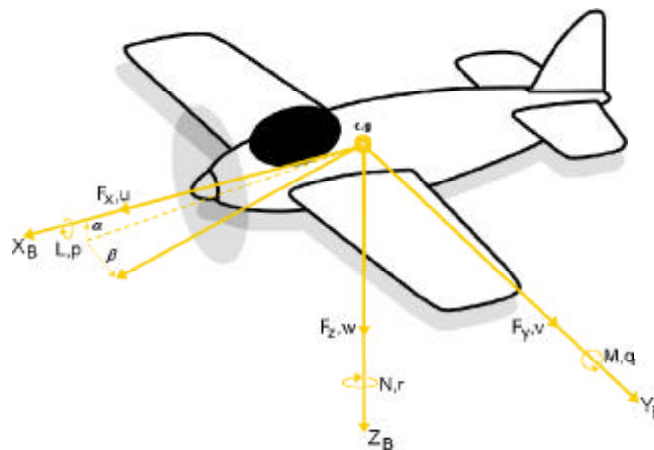


Figura 3.8: Sistema de referência fixo no avião.

Os eixos $O_E X_B$ e $O_E Z_B$ pertencem ao plano de simetria, com $O_E Z_B$ direcionado para baixo. Os eixos $O_E X_B$, $O_E Z_B$ e $O_E Y_B$ correspondem respectivamente aos eixos longitudinal, lateral e vertical do avião definidos na seção 3.1.1.

As componentes das forças que agem no avião ao longo dos eixos $O_E X_B$, $O_E Y_B$ e $O_E Z_B$ 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 , 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 $O_E X_B$, $O_E Y_B$ e $O_E Z_B$ chamadas velocidade de rolagem, velocidade de arfagem e velocidade de guinada nesta mesma ordem [NEL 98, CAL 95, RAU 98].

O ângulo de ataque (α) e o ângulo de *sideslip*³ (β), também ilustrado na figura 3.8, podem ser definidos em termos das componentes de velocidade u , v e w . As equações para α e β são dadas

³O 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

por [NEL 98]:

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

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

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_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 à 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 [RAU 98].

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 , é 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 [NEL 98, CHI 98, ROS 82, NEW 01]:

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

$$\Theta = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\text{sen } \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen } \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

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

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

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

3.3 Equações de Movimento de um Corpo Rígido

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 sobre a influência de uma força F tem-se [NEL 98, CHI 98, RAU 98]:

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

Aplicando a equação 3.8 a todos os pontos de massa de um corpo rígido obtém-se:

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

Considerando o centro de gravidade do corpo rígido como tendo uma velocidade $V_{c.g.}$ com componentes u , v e w ao longo dos eixos X_B , Y_B e Z_B , a velocidade de cada ponto de massa será igual a soma de $V_{c.g.}$ à 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:

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

portanto, substituindo a equação 3.10 na equação 3.9 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 agindo em um corpo rígido torna-se:

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

A equação 3.13 relaciona a força total externa que age no corpo com o movimento de seu centro de massa [NEL 98, CHI 98, RAU 98]. Torna-se necessário desenvolver também a equação de momento referente ao movimento do centro de gravidade. 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. [RAU 98]:

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

onde:

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

e:

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

Na equação 3.16, $\delta M_{c.g.}$ 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:

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

Aplicando a equação 3.18 a todos os pontos de massa de um corpo rígido, obtém-se:

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

Sobre o centro de gravidade a equação 3.19 reduz-se a:

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

onde h corresponde ao momento angular resultante do corpo sobre o 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, tem-se:

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

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 $r = ix + jy + kz$, e a 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 nas equações 3.27 são definidos como os momentos e produtos inerciais sobre os eixos x , y e z , sendo representado como [RAU 98]:

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

Os momentos e os produtos inerciais dependem da forma do corpo e da maneira em que sua massa é distribuída. Quanto maiores os momentos inerciais maior será a rotação do corpo [NEL 98].

Utilizando estas definições as equações 3.27 podem ser escritas na forma vetorial como um produto do tensor de inércia I com o vetor de velocidade angular Ω [RAU 98]:

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

onde I é definido como:

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

Quando um sistema de referência fixo no corpo é escolhido, os produtos e momentos inerciais da equação 3.27 tornam-se constantes. O sistema de referência então 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 [RAU 98]:

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

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

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

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 são a base para o desenvolvimento do modelo dinâmico geral de um corpo rígido. Elas 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. Com isto obtém-se:

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

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 [RAU 98].

Reescrevendo as equações 3.32 e 3.33 na forma escalar nos componentes ao longo do sistema de eixos, tem-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 3.1 [RAU 98].

Tabela 3.1: 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	$J_{xy}I_{zz} + J_{yz}J_{xz}$
I_3	$J_{xy}J_{yz} + I_{yy}J_{xz}$
I_4	$I_{xx}I_{zz} - J_{xz}^2$
I_5	$I_{xx}J_{yz} + J_{xy}J_{xz}$
I_6	$I_{xx}I_{yy} - J_{xy}^2$

P_l	$I_1/ I $
P_m	$I_2/ I $
P_n	$I_3/ I $
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 $
R_{rr}	$-(J_{yz}I_3 - J_{xz}I_5)/ I $

Até o momento foram desenvolvidas as equações de força e momento a partir de um sistema de eixos fixo no avião. Torna-se necessário conhecer a atitude e a posição do avião em relação à Terra. Como foi citado na seção 3.2, a atitude do avião em relação à 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 [RAU 98, NEL 98]:

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

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:

$$\begin{aligned}
\dot{x}_e &= \{u_e \operatorname{cos} \theta + (v_e \operatorname{sen} \phi + w_e \operatorname{cos} \phi) \operatorname{sen} \theta\} \operatorname{cos} \psi - (v_e \operatorname{cos} \phi - w_e \operatorname{sen} \phi) \operatorname{sen} \psi \\
\dot{y}_e &= \{u_e \operatorname{cos} \theta + (v_e \operatorname{sen} \phi + w_e \operatorname{cos} \phi) \operatorname{sen} \theta\} \operatorname{sen} \psi + (v_e \operatorname{cos} \phi - w_e \operatorname{sen} \phi) \operatorname{cos} \psi \\
\dot{z}_e &= -u_e \operatorname{sen} \theta + (v_e \operatorname{sen} \phi + w_e \operatorname{cos} \phi) \operatorname{cos} \theta
\end{aligned} \tag{3.39}$$

Estas equações são o resultado da seguinte transformação:

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

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:

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

As equações 3.36, 3.37, 3.38 e 3.39 correspondem as 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 *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 utilizadas na solução das equações de movimento, ou seja, elas podem ser utilizadas como as variáveis de estado para o modelo de um corpo rígido [RAU 98].

As equações de força, momento e as relações cinemáticas podem ser combinadas em uma 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:

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

onde x é o vetor de estado, u é o vetor de entrada, e t o tempo.

O vetor de estado x consiste de doze elementos: três velocidades lineares, três velocidades angulares, três ângulos de Euler que definem a atitude do avião em relação à Terra, duas coordenadas e a altitude que definem a posição do avião em relação à Terra. Como citado anteriormente, é mais conveniente substituir as componentes de velocidade u , v e w pelo ângulo de ataque, pelo ângulo de *sideslip* e pela velocidade aerodinâmica V , desta forma o vetor de estado é dado

por [RAU 98]:

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

O passo seguinte no desenvolvimento de um modelo dinâmico é identificar as diferentes contribuições para os momentos e forças externas agindo em um corpo rígido. Estas contribuições são dependentes do tipo de veículo em consideração. As forças e momentos agindo em um avião são geralmente definidos em termos de coeficientes 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 de seus coeficientes aerodinâmicos. Decompondo todas as forças e somando-as em relação aos eixos do sistema de referência, tem-se [NEL 98, CAL 95]:

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

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

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

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

$$L = C_l QSl \quad (3.50)$$

$$M = C_m QSl \quad (3.51)$$

$$N = C_n QSl \quad (3.52)$$

onde Q é a pressão dinâmica, S é a área das asas e l é a envergadura da asa 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 aerodinâmicos C_x , C_y , C_z , C_l , C_m e C_n primariamente são dependentes do número de Mach ⁴, do número de Reynolds ⁵, do ângulo de ataque e do ângulo de *sideslip* [NEL 98].

No apêndice B pode ser encontrado a descrição dos coeficientes aerodinâmicos e a descrição do modelo do Avião De Havilland Beaver. O modelo deste avião está presente na ferramenta utilizada no desenvolvimento e simulação do piloto automático projetado neste trabalho.

3.4 Considerações Finais

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

⁴O número de Mach é o quociente entre a velocidade de vôo e a velocidade local do som.

⁵O número de Reynolds é a razão entre as forças inerciais e as forças viscosas de um fluido.

em um avião, na definição da atitude do avião e na definição da 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 neste capítulo.

No próximo capítulo são apresentados os conceitos e os tipos de controle automático. É apresentado também o controlador PID, bem como os métodos básicos de ajuste dos seus parâmetros.

Capítulo 4

Controle Automático

O controle automático tem representado um papel importante no avanço tecnológico e científico verificado nas últimas décadas. Além de ser extremamente importante em veículos espaciais, mísseis, aviões e nos sistemas robóticos, o controle automático tornou-se fundamental nos processos industriais e de fabricação modernos. São essenciais, por exemplo, no controle de pressão, temperatura, umidade, viscosidade e fluxo. Eles também são essenciais no controle de variáveis tais como posição, velocidade, aceleração e força, que são de grande importância para o perfeito funcionamento de máquinas industriais.

O controle automático permite um aumento na produtividade e alívio no trabalho fastidioso em muitas operações manuais e repetitivas. A busca por qualidade, eficiência e precisão praticamente exige a presença de sistemas de controle em malha fechada sem a presença do operador humano.

Diariamente, as pessoas participam ativa ou passivamente de diversos sistemas de controle. Sempre que elas participam de um determinado processo com a função de monitorá-lo, elas estão participando do fechamento de uma malha de controle. Um exemplo muito comum é o ato de guiar um automóvel, onde o motorista atuando em seu volante e acelerador mantém a velocidade e direção do veículo.

O primeiro trabalho significativo em controle automático foi o de James Watt, que construiu um controlador centrífugo para o controle de velocidade de uma máquina a vapor no século XVIII. Minorsky, Hazen e Nyquist também realizaram trabalhos significativos nos primeiros estágios de desenvolvimento da teoria de controle [OGA 93].

4.1 Teoria de Controle Automático

A teoria de controle trata da análise e síntese da lógica de controle para um sistema. Um sistema pode ser considerado como uma coleção de componentes que trabalham juntos para realizar uma função particular. Um avião é um exemplo de um sistema complexo para transportar pessoas e cargas.

A teoria de controle desenvolveu-se através de duas abordagens analíticas diferentes. A primeira baseou-se nos métodos de resposta em frequência, nas técnicas de *root locus*, nas funções de transferência e na transformada de Laplace. A análise e o projeto de um sistema são feitos no domínio de frequência - domínio S . Iniciada no final de 1930, esta abordagem para a teoria de controle é conhecida como clássica ou controle convencional. A principal vantagem deste método de análise é a sua simplicidade. As ferramentas de análise baseadas nos trabalhos de Bode, Nyquist e Evans formam a base da teoria clássica, sendo necessário para o projeto de um sistema de controle o conhecimento sobre transformada de Laplace e funções de transferência.

A segunda abordagem surgiu com o desenvolvimento dos computadores digitais e com o aumento da complexidade dos processos modernos. Estes processos normalmente possuem muitas entradas e saídas e necessitam, portanto, de outros métodos de análise. Esses métodos baseiam-se na descrição dos sistemas no espaço de estado que utiliza exaustivamente os conceitos de matriz de transferência. A análise e o projeto de um sistema são feitos no domínio do tempo. O estado de um sistema é um conjunto mínimo de variáveis que contém informação suficiente para permitir calcular todos os estados do sistema, dado o estado atual e os futuros sinais de entrada. Estas técnicas, desenvolvidas por volta de 1960, são conhecidas como teoria de controle moderno. Para a sua utilização são necessários conhecimentos sobre matriz algébrica e o conceito de espaço de estado na representação dos sistemas [NEL 98].

Atualmente as aplicações da teoria de controle moderno incluem sistemas não pertencentes à engenharia, tais como os sistemas biológicos, biométricos, econômicos e sócio-econômicos.

4.2 Definições Básicas

Um sistema de controle é basicamente um sistema entrada-saída, conforme ilustrado na figura 4.1.

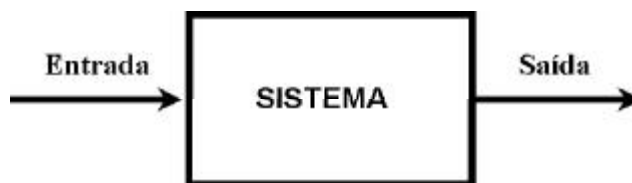


Figura 4.1: Sistema de controle.

O sistema a ser controlado é geralmente chamado de processo. O processo é um sistema dinâmico descrito matematicamente por um conjunto de equações diferenciais. Como exemplos de sistemas dinâmicos pode-se citar os sistemas elétricos, mecânicos, químicos, biológicos e econômicos. A entrada do processo é chamada de variável de controle, ou variável manipulada, e a saída do processo é chamada de variável controlada, ou variável de processo. As variáveis controladas são grandezas ou condições que são medidas e controladas. As variáveis manipuladas são as grandezas ou condições que são variadas pelo controlador de modo a afetar o valor das variáveis controladas [KYO 85, OGA 93].

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 dos problemas relacionados ao desenvolvimento de controladores consiste em determinar os sinais adequados a serem aplicados a partir da saída desejada e do conhecimento do processo.

Além dos termos citados acima, outras definições adicionais são necessárias para descrever os sistemas de controle [OGA 93]. Tais definições são:

Sistema: O termo Sistema pode ser utilizado para designar um equipamento, parte de um equipamento ou um conjunto de partes de um equipamento que executa uma operação particular. É qualquer objeto físico a ser controlado. Um automóvel (equipamento) pode ser visto como uma sistema, assim como o seu sistema de injeção de combustível (parte do equipamento) e o próprio motor do automóvel (conjunto de partes).

Processo: Um processo pode ser definido como uma operação natural ou artificial que evolui progressivamente, caracterizado por uma série de mudanças que se sucedem conduzindo a um resultado ou finalidade particular. Qualquer operação a ser controlada pode se designada como um processo. Os processos químicos, físicos e biológicos são exemplos de processos.

set-point: O *Set-point*, ou valor de referência, é aquele valor que se deseja para a saída de um sistema.

Perturbações ou Distúrbios: O termo distúrbio refere-se a qualquer evento que tende a afetar de forma adversa o valor da saída. O distúrbio pode ser gerado internamente ou externamente ao sistema. Nesse, último caso o distúrbio é considerado como um sinal de entrada do sistema

Servomecanismo: Servomecanismo, ou Servossistema, é um sistema de controle realimentado no qual a saída do sistema é uma posição mecânica, uma velocidade ou uma aceleração.

Sistema de Controle Realimentado: é um sistema que tende a manter uma relação pré-estabelecida entre o sinal de saída e um valor de referência desejado, comparando-os e utilizando a diferença entre estes sinais como um meio de controle do sinal de saída.

4.3 Tipos de Sistemas de Controle Automático

Os sistemas de controle podem ser classificados em sistemas de controle em malha aberta (*open-loop*) e em sistemas de controle em malha fechada (*closed-loop*).

Nos sistemas de controle em malha aberta a ação de controle é independente da saída. Eles são os mais simples de todos os dispositivos de controle. Nesse tipo de sistema de controle a saída não tem nenhum efeito sobre a ação de controle, ou seja, a saída não é medida e não é realimentada para a comparação com a entrada. Os sistemas de controle em malha aberta são usualmente divididos em duas partes: o controlador e o atuador como mostra a figura 4.2. Um sinal de entrada ou comando é aplicado ao controlador, cuja saída age como um sinal atuador. Esse sinal controla o processo de forma que a variável controlada se comporte de acordo com algum padrão pré-estabelecido.



Figura 4.2: Sistema de controle em malha aberta.

Nos sistemas de controle em malha fechada o sinal de saída possui um efeito direto no sinal de entrada. São, portanto, sistemas de controle realimentados. O uso da realimentação nos sistemas de controle em malha fechada torna a resposta do sistema relativamente insensível a distúrbios externos e a variações internas nos parâmetros do sistema.

Em geral, para tornar o sistema mais preciso e fazer com que ele reaja a 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.

Como mostra a figura 4.3, um sistema de controle em malha fechada típico é formado por quatro componentes básicos: sensor, comparador, controlador e atuador. Os sensores medem o comportamento do sistema e o realimenta ao comparador. O comparador gera um sinal de erro ao controlador comparando o sinal realimentado com o sinal de referência. O controlador gera os comandos para o atuador em resposta ao sinal de erro obtido. Sua função é garantir que o atuador responda aos comandos o mais rapidamente possível, garantindo ao mesmo tempo que o sistema permaneça estável sob todas as condições de operação [KURO 85, NEL 98, OGA 93, CAS 69].

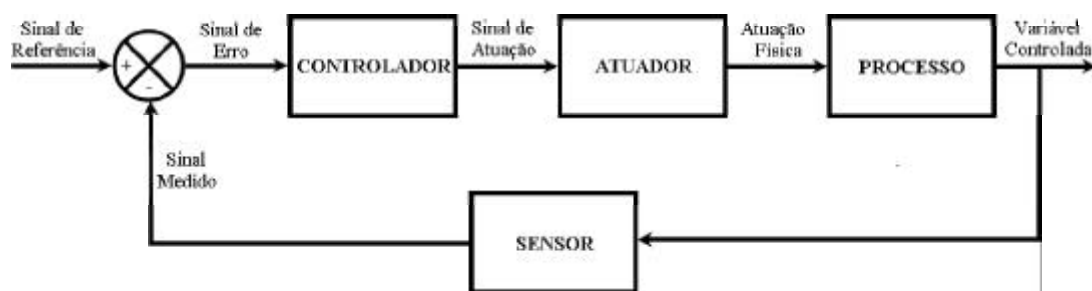


Figura 4.3: Sistema de controle em malha fechada.

4.3.1 Tipos de Sistemas de Controle Realimentados

Os sistemas de controle realimentados podem ser classificados em um número muito grande de formas, dependendo da finalidade da classificação. Se forem classificados de acordo com o método de análise e projeto, os sistemas podem ser lineares e não lineares, variantes ou invariantes no tempo. Se forem classificados de acordo com o sinal amostrado, os sistemas podem ser classificados como sistemas com dados contínuos ou com dados amostrados ou sistemas modulados ou não modulados. Com referência ao tipo de componentes do sistema, eles podem ainda ser sistemas de controle eletromecânicos, hidráulicos, pneumáticos ou biológicos [KURO 85, OGA 93].

- Sistemas lineares e não lineares - os sistemas lineares não existem na prática, pois, os sistemas físicos são normalmente não lineares. Modelos lineares são idealizados para simplicidade de análise e de projeto. Um sistema é linear quando os sinais dos módulos do sistema de controle são limitados a uma certa faixa, na qual os componentes do sistema exibem características lineares. Quando os sinais se estendem fora da faixa linear de operação eles não são considerados lineares;

- Sistemas variantes e invariantes no tempo - Um sistema de controle é dito variante no tempo quando um ou mais parâmetros variam com o tempo e a resposta depende do tempo em que uma entrada é aplicada. A maioria dos sistemas físicos possuem elementos que derivam ou variam com o tempo. Um sistema é considerado invariante no tempo se os parâmetros de controle são constantes em relação ao tempo durante a operação do sistema. A resposta do sistema independe do instante de tempo no qual a entrada é aplicada;
- Sistemas de controle com dados contínuos - são sistemas nos quais os sinais em várias partes do sistema são funções da variável de tempo contínua. Esses sinais podem ser classificados como ca (com algum tipo de modulação) ou cc (sinais não modulados);
- Sistemas de controle com dados amostrados - diferem dos sistemas a dados contínuos, pois, os sinais em um ou mais pontos do sistema estão na forma de um trem de pulsos ou de um código digital. Geralmente um sistema com dados amostrados recebe dados ou informações intermitentes apenas em instantes específicos de tempo.

4.4 Modelagem Matemática

Os componentes e dispositivos presentes nos mais diversos sistemas de controle são geralmente de natureza totalmente distinta, como por exemplo, componentes eletromecânicos, hidráulicos, pneumáticos e eletrônicos. Para que haja uma uniformidade na análise, estes componentes e/ou dispositivos são substituídos pelos seus modelos matemáticos. Um dos principais problemas no projeto de um sistema de controle é a obtenção de modelos matemáticos para os dispositivos físicos. Estes modelos devem representar os aspectos essenciais desses dispositivos.

O modelo matemático de um sistema dinâmico é definido como sendo o conjunto de equações que representa a dinâmica do sistema com uma certa precisão. O modelo matemático de um dado sistema não é único podendo ser representado por diferentes modelos dependendo da análise que se deseja fazer. Na obtenção do modelo matemático existe um compromisso entre a simplicidade do modelo e a sua precisão. Nenhum modelo matemático, por mais preciso que seja, consegue representar completamente um sistema.

Em geral os sistemas dinâmicos são não lineares. Os procedimentos matemáticos para se obter as soluções dos modelos não lineares são muito complicados. Por isso, geralmente substituí-se o modelo não linear por um modelo linear com validade somente em uma região limitada de operação ou para um ponto de operação. A obtenção dos modelos que representam um dado sistema é baseada nas leis que regem aquele sistema. Por exemplo, na modelagem de um sistema mecânico

deve-se ter em mente as leis de Newton; na modelagem de sistemas elétricos deve-se ter em mente as leis das correntes e das tensões de Kirchoff; na modelagem de sistemas térmicos deve-se ter em mente as leis que regem os fenômenos térmicos como a condução, a radiação e a convecção do calor [OGA 93]

4.4.1 Diagrama de Blocos

As funções desempenhadas por cada sistema normalmente são representadas por diagrama de blocos. Um diagrama de blocos de um sistema é uma representação ilustrada das funções desempenhadas por cada um dos componentes e do fluxo dos sinais. Ele indica as inter-relações que existem entre os vários componentes. Na teoria de controle clássico cada componente do sistema de controle é definido em termos de sua função de transferência. As funções de transferência são comumente utilizadas para caracterizar as relações de entrada-saída de componentes ou sistemas que podem ser descritos por equações diferenciais lineares invariantes no tempo.

A função de transferência de um sistema de equações diferenciais lineares invariantes no tempo é definida como a relação da transformada de Laplace da saída (função resposta) para a transformada de Laplace da entrada (função excitação), sob a hipótese de que todas as condições iniciais são nulas. A transformada de Laplace é um método de resolução de equações diferenciais lineares. Este método simplifica os cálculos para a obtenção da resposta do sistema, pois permite por exemplo, converter funções senoidais ou exponenciais em funções algébricas. Uma vantagem do método da transformada de Laplace é que ele permite o uso de técnicas gráficas para prever o desempenho do sistema, sem a necessidade de resolver realmente as equações diferenciais [OGA 93].

A figura 4.4 mostra o diagrama de blocos de um sistema de controle em malha fechada.

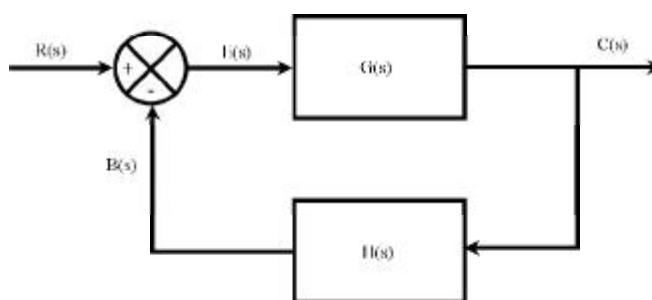


Figura 4.4: Diagrama de blocos de um sistema de controle em malha fechada.

A saída $C(s)$ é realimentada ao ponto de soma onde ela é comparada com a entrada de referência $R(s)$. A saída $C(s)$ é obtida pela multiplicação da função de transferência $G(s)$ com a entrada $E(s)$.

Quando a saída é realimentada no ponto de soma, para a comparação com a entrada, é necessário converter a forma de sinal de saída na forma do sinal de entrada. Esta conversão é realizada pelo elemento de realimentação cuja função de transferência é $H(s)$. O papel do elemento de realimentação é modificar a saída antes que ela seja comparada com a entrada.

A função de transferência de malha fechada $C(s)/R(s)$ pode ser obtida por uma simples manipulação algébrica do diagrama de blocos. O sinal de erro é a diferença entre a entrada e o sinal realimentado:

$$E(s) = R(s) - B(s) \quad (4.1)$$

O sinal de realimentação $B(s)$ pode ser expresso em termos da função de transferência do elemento de realimentação e do sinal de saída:

$$B(s) = H(s)C(s) \quad (4.2)$$

E o sinal de saída $C(s)$ está relacionado com o sinal de erro e a função de transferência $G(s)$:

$$C(s) = G(s)E(s) \quad (4.3)$$

Substituindo as equações 4.1 e 4.2 na equação 4.3 obtém-se:

$$C(s) = G(s)R(s) - G(s)H(s)C(s) \quad (4.4)$$

A equação 4.4 pode ser resolvida para a função de transferência de malha fechada $C(s)/R(s)$ que é a razão da saída pela entrada do sistema:

$$\frac{C(s)}{R(s)} = \frac{G(s)}{1 + G(s)H(s)} \quad (4.5)$$

4.5 Ações de Controle Básicas

Um controlador automático num sistema de controle em malha fechada compara o valor real da variável controlada com um valor de referência, determina um desvio ou erro e produz um sinal de controle que deverá reduzir ou anular o desvio existente no sistema. A relação entre o sinal de controle produzido pelo controlador e o sinal de erro é denominada de ação de controle ou lei de controle. As ações de controle são classificadas em quatro ações básicas: ação liga-desliga ou *on-off*, ação proporcional, ação integral e ação derivativa [OGA 93].

Ação On-Off: Neste tipo de sistema de controle o elemento atuante possui apenas duas posições, normalmente ligado ou desligado. O diagrama de blocos da figura 4.5 ilustra esse tipo de ação de controle.

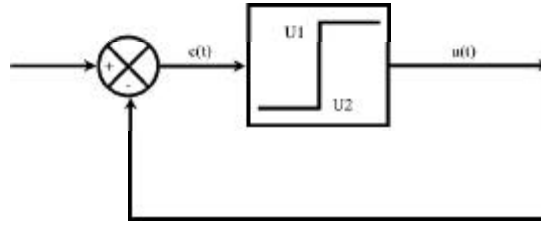


Figura 4.5: Controle *on-off*.

Em um controle de duas posições, o sinal de controle $u(t)$ permanece, ou em um valor máximo, ou em um valor mínimo, dependendo do sinal de erro ser positivo ou negativo:

$$u(t) = \begin{cases} U1, & \text{para } e(t) > 0 \\ U2, & \text{para } e(t) < 0 \end{cases} \quad (4.6)$$

A utilização de uma ação de controle *on-off* as vezes é problemática, pois, pode gerar um sinal de controle com uma frequência de chaveamento muito alta. Para tornar a mudança de estado do sinal de controle menos freqüente define-se normalmente uma região denominada de intervalo diferencial que é utilizada como referência para a mudança de estado do sinal de controle.

Uma oscilação da saída entre dois limites é uma resposta típica deste sistema de controle. O controle liga-desliga é relativamente simples e pode ser utilizado quando não se necessita de um controle muito preciso.

Ação proporcional: A ação proporcional é a mais importante de todas as ações e está presente em todos os controladores baseados nessas ações básicas. A ação proporcional é aquela onde o sinal de saída do controlador é proporcional ao erro do sistema. A relação entre o sinal de controle $u(t)$ e o sinal de erro $e(t)$ é dada por:

$$u(t) = K_p e(t) \quad (4.7)$$

ou pela transformada de Laplace como:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p \quad (4.8)$$

onde K_p é denominado de ganho proporcional ou sensibilidade proporcional.

Independente do mecanismo de controle ou do tipo de sinal utilizado (eletrônico, pneumático, etc.), o controlador proporcional é essencialmente um amplificador de sinal. A ação proporcional pode ser representada em um diagrama de blocos como ilustrado pela figura 4.6:

A ação proporcional possui o inconveniente de nunca conseguir anular totalmente o erro. A medida em que o erro vai se aproximando de zero o sinal de controle também vai diminuindo

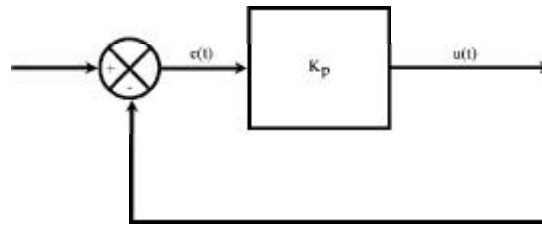


Figura 4.6: Controle proporcional.

e chegará a tal ponto que será insuficiente para continuar a anular o erro. A partir daí o sistema entra em regime permanente com um erro constante.

Ação integral: Em um controlador com a ação de controle integral, o valor da saída do controlador é variado em uma taxa proporcional ao sinal de erro atuante. A relação entre o sinal de controle $u(t)$ e o sinal de erro $e(t)$ é dada por:

$$\frac{du(t)}{dt} = K_i e(t) \quad (4.9)$$

ou pela transformada de Laplace como:

$$u(t) = K_i \int e(t) dt \quad (4.10)$$

onde K_i é denominado de constante integral. A função de transferência do controlador integral é dada por:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_i}{s} \quad (4.11)$$

Na ação de controle integral, se o erro for zero, o sinal de controle torna-se constante, diferente da ação proporcional em que o sinal de controle também vai a zero. O uso do integrador como controlador faz com que o sistema fique mais lento, pois, a resposta depende da acumulação do sinal de erro na entrada do sistema. No entanto, esta ação de controle leva a um erro de regime permanente nulo por não necessitar de um sinal de entrada para gerar uma saída. Embora mais lenta, essa ação de controle é muito precisa, sendo utilizada normalmente em conjunto com a ação proporcional.

A ação de controle integral pode ser representada em um diagrama de blocos como o ilustrado pela figura 4.7:

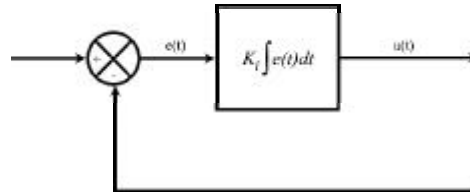


Figura 4.7: Controle integral.

Ação Derivativa: A ação derivativa é aquela em que o sinal de controle $u(t)$ é proporcional a variação do sinal de erro $e(t)$. A relação entre o sinal de controle $u(t)$ e o sinal de erro $e(t)$ é dada por:

$$u(t) = K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.12)$$

onde K_d é denominado de constante derivativa. A função de transferência que representa a ação de controle derivativa é dada por:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_d S \quad (4.13)$$

A ação derivativa pode ser representada em um diagrama de blocos como ilustrado pela figura 4.8:

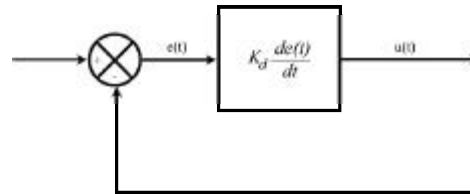


Figura 4.8: Controle derivativo.

A tendência da ação de controle derivativa é tentar antecipar a ação do controlador para que o erro, tão logo passe a existir, seja forçado a diminuir. A ação derivativa tem a função de tornar a resposta do sistema de controle mais rápida. Por apenas reagir à existência de um erro variável, esta ação de controle não pode ser utilizada isoladamente em um controlador.

4.6 Controle PID

O princípio básico do controle PID (Proporcional-Integral-Derivativo) é agir sobre a variável a ser controlada através de uma combinação apropriada de três ações de controle: a ação de controle proporcional, a ação de controle integral e a ação de controle derivativa. A ação proporcional, indispensável para uma boa resposta do sistema de controle, é combinada à ação integral para anular o erro de *off-set* que a ação proporcional não consegue anular. A ação derivativa torna a

reposta do controlador mais rápida e menos oscilatória [OGA 93, NEL 98, GIO 01, CAO 99]. O diagrama de blocos contido na figura 4.9 mostra este tipo de controlador.

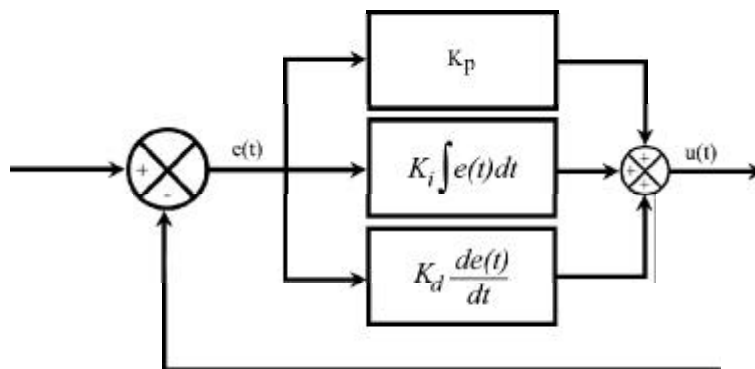


Figura 4.9: Controle PID.

Normalmente os parâmetros do controlador PID são especificados em termos das constantes de tempo associadas ao processo de integração e derivação, ou seja:

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \iff \frac{U(s)}{E(s)} = K \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (4.14)$$

onde K_p , T_i e T_d são os parâmetros do controlador PID.

Alguns cuidados na aplicação prática deste controlador devem ser tomados para que se obtenha o desempenho adequado do sistema controlado, sem os quais o efeito final do controlador pode ser degradado ou mesmo inadequado. Os principais efeitos a serem considerados são a saturação do sinal atuante, a limitação do ganho do termo derivativo em altas frequências e a ponderação do sinal de referência por um fator adequado.

A implementação do controlador PID na forma digital pode ser feita fazendo-se aproximações numéricas das derivadas e da integral que aparecem na lei de controle. Pode-se, por exemplo, discretizar a integração tanto por aproximação retangular quanto por aproximação trapezoidal.

4.6.1 Métodos de Ajuste

Métodos de ajuste correspondem ao processo de selecionar os parâmetros do controlador para satisfazer as especificações de desempenho. Em um controlador PID este processo é conhecido como sintonia do controlador PID e corresponde a escolha adequada dos seus parâmetros K_p , T_i e T_d .

Quando não existe informação alguma a respeito do comportamento do processo, o ajuste somente pode ser efetuado por tentativa e erro. No entanto, no caso de um modelo completo, isto é, no caso em que se possa prever com precisão o comportamento do processo para qualquer condição

de operação possível e qualquer entrada e perturbações, as informações necessárias ao ajuste são fornecidas pelo um modelo matemático. Neste caso o procedimento de cálculo dos parâmetros do controlador é sistemático e relativamente simples, possibilitando inclusive maximizar o desempenho do sistema. No entanto, a obtenção de um modelo matemático pode ser muito custosa.

Em geral um desempenho satisfatório pode ser obtido com um nível intermediário de informação, cujo custo de obtenção é bastante modesto. Esta informação pode estar sob a forma de um modelo matemático simplificado ou simplesmente conter um número reduzido de características fundamentais do processo.

Ziegler e Nichols sugeriram regras para a determinação de parâmetros dos controladores PID baseadas nas respostas ao degrau experimentais ou baseadas no valor de K_p que resulta em estabilidade marginal com apenas a ação de controle proporcional sendo utilizada. Estas regras são muito convenientes quando os modelos matemáticos dos sistemas não são conhecidos. Há dois métodos de determinação dos parâmetros de um controlador PID pelas regras de Ziegler e Nichols. Ambos os métodos visam à obtenção de 25% de sobre-sinal máximo na resposta ao degrau como mostra a figura 4.10 [OGA 93, NEL 98].

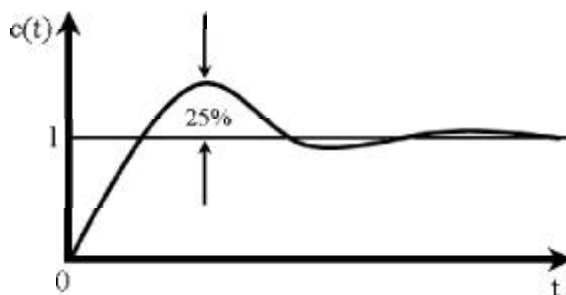


Figura 4.10: Curva de resposta ao degrau.

O primeiro método consiste em obter experimentalmente a resposta do sistema a uma entrada degrau unitário. Se a resposta apresentar uma curva em forma de "S", os parâmetros do controlador podem ser calculados pelas seguintes relações:

$$K = 1,2 \frac{T}{L} \quad (4.15)$$

$$T_i = 2L \quad (4.16)$$

$$T_d = 0,5L \quad (4.17)$$

A curva em forma de "S" pode ser caracterizada por duas constantes: tempo de retardo L e constante de tempo T , como mostra a da figura 4.11. O tempo de retardo e a constante de tempo

são determinados desenhando-se uma reta tangente no ponto de inflexão da curva em forma de "S" e determinando-se as interseções da tangente com o eixo dos tempos e com a reta $c(t) = K$.

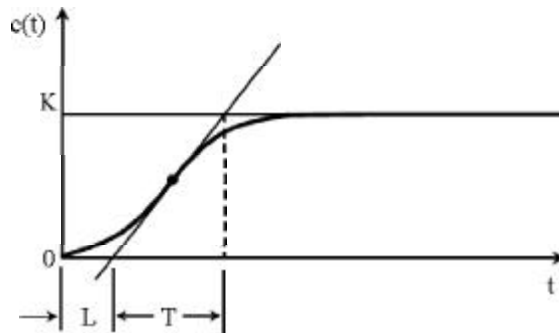


Figura 4.11: Curva de resposta em forma de "S".

O segundo método consiste em aumentar o ganho K_p do controlador até que a saída do sistema exiba oscilações conforme a ilustrada na figura 4.12.

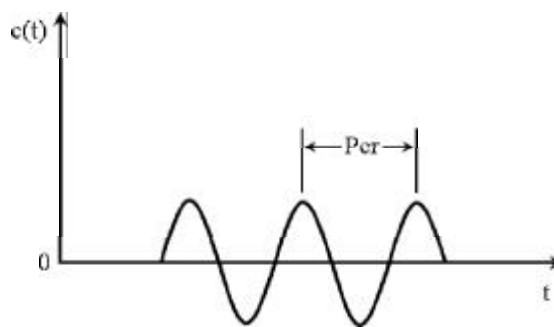


Figura 4.12: Oscilação mantida em período P_{cr} .

O valor do ganho K_{cr} necessário para causar esta oscilação é chamado de ganho crítico do processo e o período destas oscilações P_{cr} é conhecido como período crítico. Os parâmetros do controlador PID são dados pelas seguintes equações:

$$K = 0,6K_{cr} \quad (4.18)$$

$$T_i = 0,5P_{cr} \quad (4.19)$$

$$T_d = 0,125P_{cr} \quad (4.20)$$

As regras de Ziegler-Nichols para a determinação de parâmetros dos controladores PID também podem ser aplicadas a sistemas cujas dinâmicas são conhecidas. No caso da dinâmica ser conhecida pode-se utilizar muitas técnicas analíticas e gráficas para o projeto de controladores

PID. Geralmente, para os sistemas com dinâmicas complicadas mas sem integradores, as regras de determinação de parâmetros de Ziegler-Nichols podem ser facilmente utilizadas [OGA 93].

4.7 Considerações Finais

Os conceitos básicos sobre a teoria de controle foram apresentados neste capítulo. Foram apresentadas algumas considerações sobre o desenvolvimento do modelo matemático de sistemas físicos e a maneira mais utilizada para representar as funções de um sistema. Também foram apresentadas as ações básicas de controle e o controlador PID, bem com os métodos de ajuste de Ziegler e Nichols.

O próximo capítulo destina-se a descrição do projeto do piloto automático para as aeronaves do projeto ARARA. Também são apresentados o diagrama de blocos e a descrição das principais funções do sistema de controle projetado.

Capítulo 5

Projeto do Piloto Automático

As funções de um piloto automático podem ser divididas nas funções de orientação e controle. A função de orientação determina o curso e a velocidade a ser seguida pela aeronave em relação a algum sistema de referência. A função de controle desenvolve e aplica as forças e momentos necessários para restaurar o estado de equilíbrio da aeronave após um distúrbio. A fronteira entre estas funções dificilmente pode ser definida devido a interações funcionais, operacionais e de equipamentos que elas podem compartilhar [NEL 98, RAU 98].

No piloto automático para as aeronaves do projeto ARARA, o sistema de orientação e o sistema de controle são definidos separadamente. O sistema de orientação juntamente com o sistema de posicionamento global (GPS) compõe o Sistema de Navegação. O sistema de Controle para as aeronaves do projeto ARARA é o único módulo que atua diretamente nos servomecanismos existentes no avião, sendo totalmente dependente de suas características.

O Sistema de Navegação foi projetado de forma a maximizar a sua independência do Sistema de Controle e dos parâmetros que caracterizam cada tipo de avião. A interface entre os dois sistemas é realizada simplesmente por comandos simples, como por exemplo "vão ascendente". O Sistema de Navegação conduz o avião ao longo de uma trajetória e realiza um conjunto de operações definidas previamente pelo usuário. O Sistema de Controle, em resposta aos comandos do Sistema de Navegação, aciona as superfícies de controle do avião posicionando-a na posição desejada. Também é função do Sistema de Controle estabilizar o avião mantendo sua atitude e velocidade.

O objetivo principal de uma divisão clara entre os sistemas de orientação e controle é a de tornar o piloto automático modular. Esta modularidade simplifica as operações de implementação e ajustes e minimiza as alterações necessárias decorrentes da substituição do avião.

5.1 Diagrama de Contexto do Piloto Automático

O Sistema de Controle e o Sistema de Navegação, juntamente com o Sistema Planejador de Missão utilizado na definição da rota, compõem um sistema de três de camadas. Nesta configuração fica a cargo do Sistema de Controle conhecer todos os parâmetros que caracterizam cada tipo de avião. A relação entre as funções que compõem o piloto automático para as aeronaves do projeto ARARA é dada pelo seguinte diagrama de contexto:

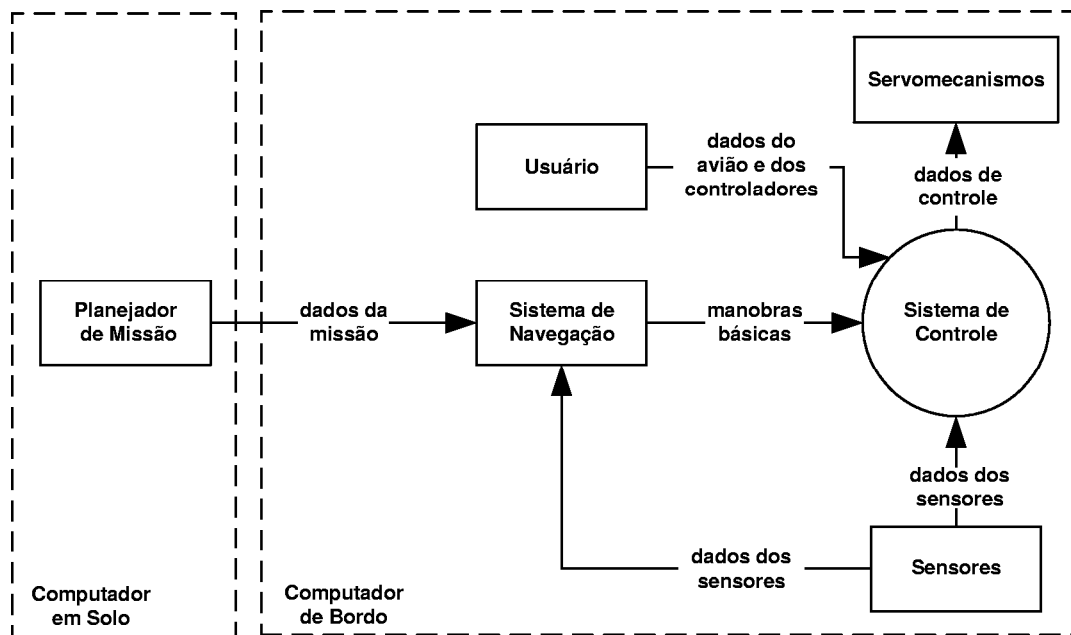


Figura 5.1: Diagrama de contexto do piloto automático.

O Sistema de Navegação e o Planejador de Missão do Projeto ARARA, desenvolvido por Barbosa [BAR 01], juntamente com o Sistema de Controle, desenvolvido neste trabalho, permitem que as aeronaves do projeto ARARA possam realizar missões de forma completamente autônoma.

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. A figura 5.2 apresenta a tela principal desse módulo que é utilizado para traçar um plano de vôo. A partir dessa interface o usuário tem a opção de inserir marcos no mapa, traçar a rota ou gerar um novo plano de vôo.

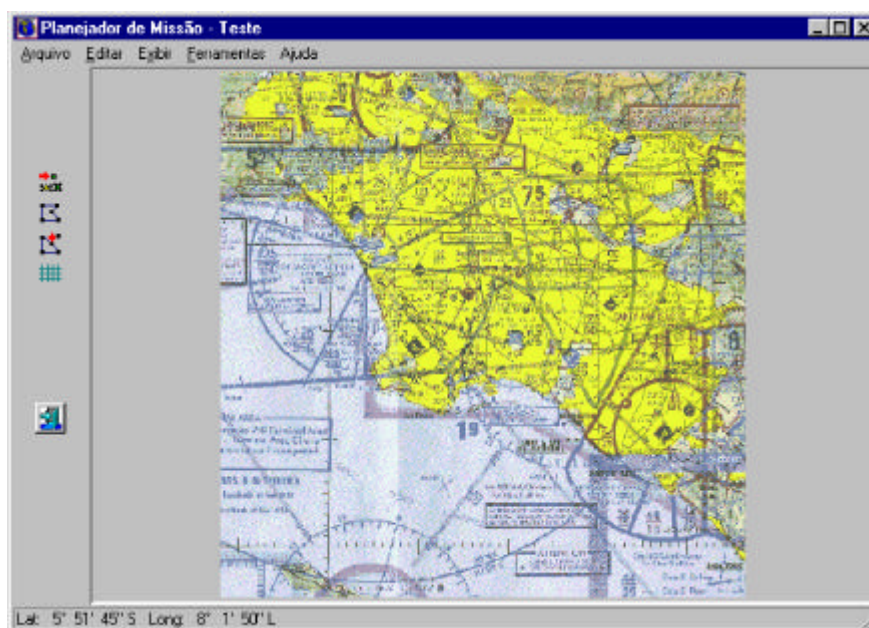


Figura 5.2: Tela principal do módulo Planejador de Missão.

O Sistema de Navegação controla a navegação do avião ao longo da rota traçada pelo usuário. A navegação é baseada no sistema de posicionamento GPS e em um conjunto de sensores de navegação instalados a bordo do avião.

O conjunto de *waypoints* que corresponde à rota escolhida pelo usuário é decomposto pelo Sistema de Navegação em pares. Para cada par é calculado um conjunto de manobras que são enviadas ao Sistema de Controle. Durante o voo o Sistema de Navegação verifica continuamente a posição e a direção do avião realizando leituras contínuas nos sensores de posição (GPS), direção (bússola) e altitude (altímetro). Caso o avião saia da rota, o Sistema de Navegação calcula as manobras de correção e as envia ao Sistema de Controle [BAR 01].

O Sistema de Controle, para as aeronaves do Projeto ARARA, possui como função manter a atitude de voo do avião constante e realizar as manobras enviadas pelo Sistema de Navegação. Fica a cargo do Sistema de Navegação controlar a direção do avião e realizar as correções em sua rota caso ele seja atingido por rajadas de vento. Estas correções sempre são realizadas através das manobras enviadas ao Sistema de Controle.

Os componentes básicos do Sistema de Controle para as aeronaves do Projeto ARARA são cinco controladores PID executados e ajustados de forma independente. Os parâmetros destes controladores são ajustados através de simulações realizadas no programa MATLAB. A escolha do controlador PID se deve ao fato de ser simples o ajuste e implementação desses controladores.

Os controladores PID devem manter a velocidade, o ângulo de rolagem, o ângulo de *sideslip* e a altitude ou a rotação do motor. Os únicos controladores que não serão executados em paralelo

serão os controladores de altitude e de rotação do motor. Estes controladores por atuarem no mesmo servo mecanismo, serão selecionados de acordo com a manobra a ser realizada.

5.2 Manobras Básicas

As manobras enviadas ao Sistema de Controle são chamadas de manobras básicas e correspondem a interface existente entre o Sistema de Navegação e o Sistema de Controle. As manobras básicas definidas para uma aeronave do projeto ARARA são [BAR 01]:

- Vôo nivelado: a aeronave deve voar em linha reta, horizontalmente em relação ao solo, com as asas niveladas (sem inclinação lateral). A direção e a altitude da aeronave devem ser mantidas constantes. A velocidade utilizada é a velocidade de cruzeiro;
- Vôo ascendente: a aeronave descreve uma trajetória reta, com as asas niveladas, ganhando altitude. A direção deve ser mantida constante e a velocidade utilizada é a velocidade de melhor razão de subida;
- Vôo descendente: a aeronave descreve uma trajetória reta, com as asas niveladas, perdendo altitude;
- Curva nivelada: a aeronave deve manter a altitude constante. A direção da curva pode ser esquerda ou direita e o raio pequeno, médio ou grande;
- Abortar missão: esta manobra deve ser realizada se ocorrer falha em qualquer um dos sistemas, sensores ou motor da aeronave. O piloto automático deve desligar o motor e acionar o pára-quedas;
- Finalizar missão: é realizada ao término de uma missão. A aeronave deve ser estabilizada e nivelada, o motor desligado e o pára-quedas acionado pelo piloto automático;
- Glissagem: manobra que permite a aeronave deslizar lateralmente em sua trajetória (ângulo de *sideslip*). Esta manobra é aplicada à aeronave quando o vento a desvia de sua rota original. É aplicado um ângulo de correção de deriva na proa da aeronave permitindo que a mesma possa deslizar lateralmente em direção ao *waypoint* de destino.

As manobras básicas citadas acima são classificadas em manobras de curso, manobras de adaptação e manobras de correção. Cada conjunto de manobras trata diferentes situações de vôo. As manobras de curso são apenas combinações de manobras básicas. Estas manobras são realizadas quando a distância entre o *waypoint* de origem e o *waypoint* de destino é suficiente para a realização

de manobras básicas sem nenhuma adaptação. As manobras de adaptação são constituídas por um conjunto de manobras básicas e um conjunto de *waypoints* intermediários que são inseridos na rota original com a finalidade de adaptá-la para que o avião tenha condições de sobrevoar o par de *waypoints*. Estas manobras são realizadas quando a distância entre o *waypoint* de origem e o *waypoint* de destino não é suficiente para que sejam realizadas apenas manobras de curso ou para mudar a direção do avião. As manobras de correção são realizadas para corrigir a posição do avião caso ela desvie da rota original devido a rajadas de vento [BAR 01].

5.3 Diagrama de Fluxo de Dados do Sistema de Controle

O diagrama de fluxo de dados (DFD), apresentado na figura 5.3, ilustra as funções que compõem o Sistema de Controle para as aeronaves do Projeto ARARA. Estas funções são descritas a seguir.

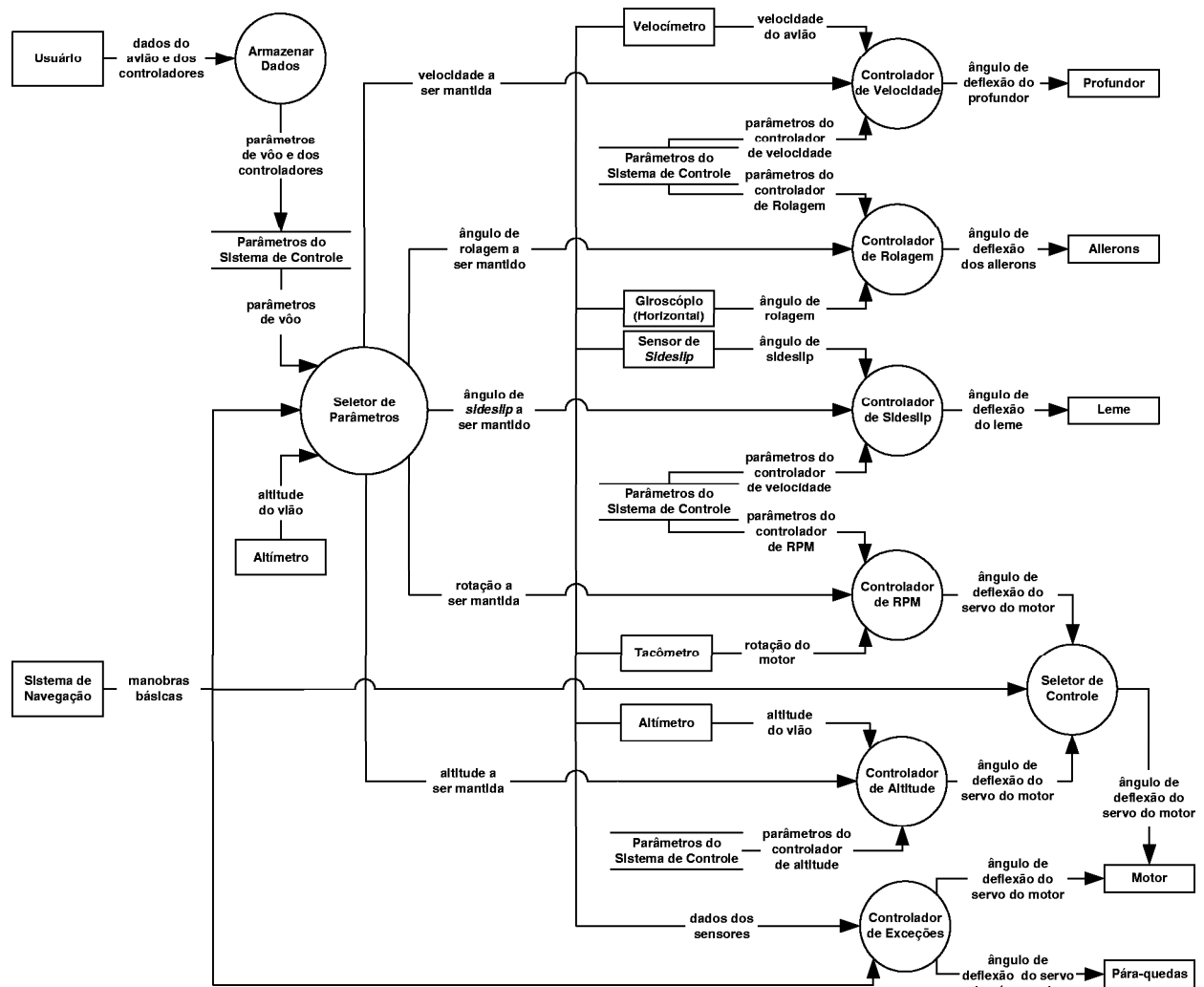


Figura 5.3: DFD de nível I.

Armazenar Dados

A função armazenar dados obtém os dados da aeronave e dos controladores e os armazena para posterior utilização. Estes dados correspondem aos ganhos dos controladores de velocidade, rolagem, *sideslip*, RPM e altitude e aos parâmetros do avião, como as velocidades de cruzeiro, de descida e de subida, a máxima e a mínima rotação do motor e os ângulos de rolagem que deverão ser mantidos pelo controlador de rolagem.

Seletor de Parâmetros

A função Seletor de Parâmetros obtém a manobra básica do Sistema de Navegação e ajusta os parâmetros das funções Controlador de Rolagem, Controlador de *Sideslip*, Controlador de Velocidade e Controlador de Altitude em função da manobra enviada. Esta função atua basicamente como um seletor de dados.

O DFD, ilustrado na figura 5.4, apresenta a função Seletor de Parâmetros.

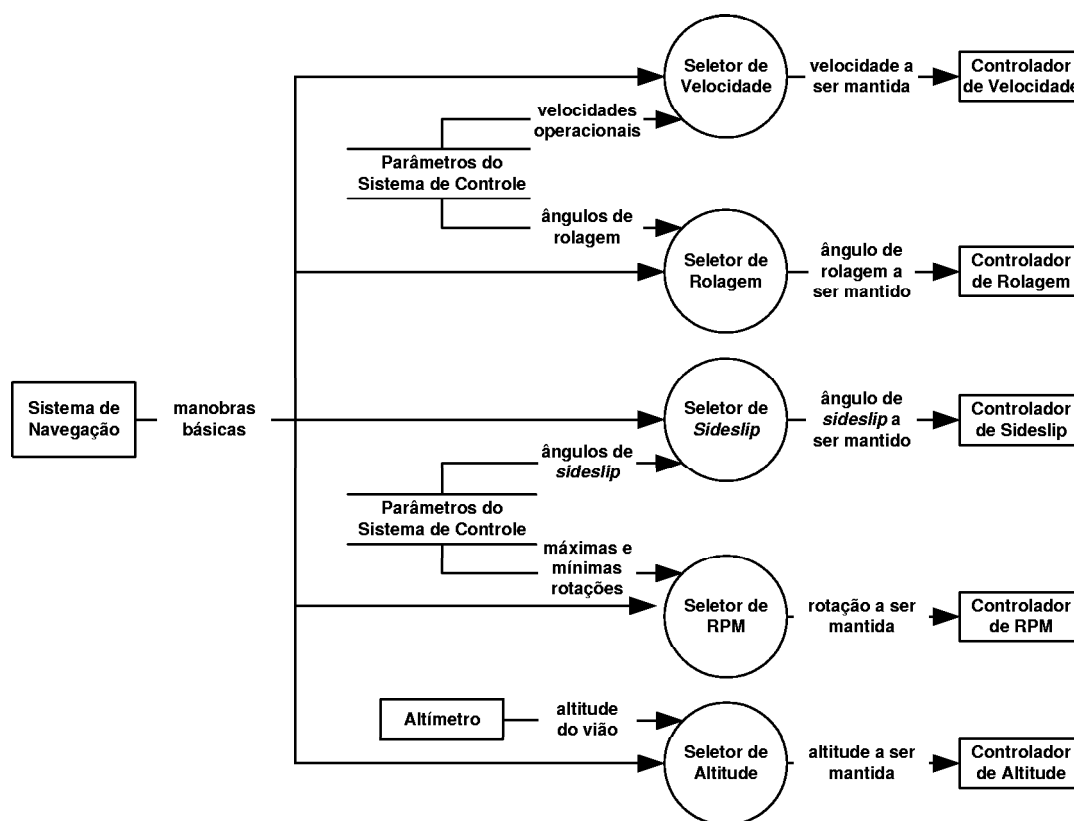


Figura 5.4: DFD de nível II.

As funções Seletor de Velocidade, Seletor de Rolagem, Seletor de *Sideslip*, Seletor de RPM e Seletor de Altitude atuam em paralelo selecionando, a cada manobra enviada, os dados adequados a serem mantidos pelos controladores. A função Seletor de *Sideslip* é a única função que recebe

dados variáveis do Sistema de Navegação. Estes dados correspondem ao ângulo de *sideslip*, que deverá ser mantido pelo Controlador de *Sideslip*, calculado pelo Sistema de Navegação para corrigir o desvio de rota causado pelo vento.

Os dados a serem selecionados para cada manobra são:

- Vôo nivelado:
 - velocidade de cruzeiro - indicada pelo usuário;
 - altitude atual - obtida do altímetro no momento da seleção desta manobra;
 - ângulo de rolagem 0 grau;
 - ângulo de *sideslip* 0 grau;
- Vôo ascendente:
 - velocidade de subida - indicada pelo usuário;
 - máxima rotação do motor - indicada pelo usuário;
 - ângulo de rolagem 0 grau;
 - ângulo de *sideslip* 0 grau;
- Vôo descendente:
 - velocidade de descida - indicada pelo usuário;
 - mínima rotação do motor - indicada pelo usuário;
 - ângulo de rolagem 0 grau;
 - ângulo de *sideslip* 0 grau;
- Curva nivelada:
 - velocidade de cruzeiro - indicada pelo usuário;
 - altitude atual - obtida do altímetro no momento da seleção desta manobra;
 - ângulo de rolagem 15, 30, 45, -15, -30 ou -45 graus - indicado pelo usuário e selecionados de acordo com a direção e o raio da curva;
 - ângulo de *sideslip* 0 grau;
- Glissagem:
 - velocidade de cruzeiro - indicada pelo usuário;

- altitude atual - obtida do altímetro no momento da seleção desta manobra;
- ângulo de rolagem 0 grau;
- ângulo de *sideslip* 0 a 45 graus - enviada pelo Sistema de Navegação;

Controlador de Velocidade

O Controlador de Velocidade mantém a aeronave em uma velocidade constante ajustando, para isso, a deflexão do profundor. A velocidade a ser mantida corresponde à velocidade enviada pelo Seletor de Parâmetros que é comparada com a velocidade da aeronave, obtida do velocímetro, para gerar um erro a ser eliminado por esse controlador. Esta função diminui ou aumenta a força de arrasto causando um aumento ou diminuição da velocidade.

Controlador de Rolagem

O Controlador de Rolagem controla o servomecanismo dos ailerons alterando a atitude do avião em relação ao eixo longitudinal. Sua função é manter as asas do avião equilibradas ou fixadas em um determinado ângulo. O ângulo a ser mantido corresponde ao ângulo enviado pelo Seletor de Parâmetros que é comparado com o dados de um giroscópio (horizontal) para gerar um erro a ser eliminado por esse controlador.

Controlador de *Sideslip*

O Controlador de *Sideslip* mantém fixo o ângulo de *sideslip* e possui como objetivo principal a correção dos desvios da rota causados pelo vento. Esta função controla o leme de direção para eliminar o erro gerado pela comparação entre o ângulo obtido do sensor de *sideslip* e o ângulo enviado pelo Seletor de Parâmetros.

Controlador de RPM

O Controlador de RPM mantém o motor em uma rotação fixa controlando, para isso, o servo de alimentação de combustível do motor. A rotação do motor é obtida por um tacômetro e comparada a rotação a ser mantida, enviada pela função Seletor de Parâmetros, para gerar um erro a ser eliminado por este controlador.

Controlador de Altitude

O Controlador de Altitude controla o servo de alimentação de combustível do motor para manter constante a velocidade do avião. Esta função aumenta ou diminui a força de sustentação para

manter constante a altitude do avião. A altitude a ser mantida é obtida da função Seletor de Parâmetros e comparada com a altitude obtida do altímetro para gerar um erro a ser eliminado por essa função.

Seletor de Controle

A função Seletor de Controle seleciona o controlador que deverá controlar o motor em um dado momento. As funções que podem ser selecionadas correspondem ao Controlador de RPM e ao Controlador de Altitude. O Controlador de RPM apenas é selecionado quando a manobra "vô ascendente" ou "vô descendente" for solicitada pelo Sistema de Navegação.

Controlador de Exceções

A função Controlador de Exceções monitora o comportamento do avião e seus dispositivos para determinar a necessidade de abortar a missão. Esta função também pode ser acionada pelo Sistema de Navegação através das manobras "abortar missão" ou "finalizar missão". A função Controlador de Exceções atua sobre o motor, para desligá-lo, e sobre o pára-quedas, para acioná-lo.

5.4 Considerações Finais

Este capítulo foi destinado a apresentação do piloto automático que deverá controlar as aeronaves do projeto ARARA. Foram apresentados os três sistemas que o compõem: Planejador de Missão, Sistema de Navegação e o Sistema de Controle. Devido ao projeto modular do piloto automático, o Sistema de Controle é o único sistema a ser alterado em uma eventual substituição do avião.

O próximo capítulo apresenta os resultados obtidos na simulação do Sistema de Controle. Este sistema foi modelado utilizando o programa MATLAB, o programa Simulink e o *toolbox* FDC1.3. Uma breve descrição dos programas MATLAB e Simulink pode ser encontrada no apêndice A. O *toolbox* FDC 1.3 está descrito no apêndice B.

Capítulo 6

Resultados

O primeiro passo no desenvolvimento de um sistema de controle para um sistema físico é desenvolver um modelo matemático que se aproxime o máximo possível do sistema real. Este modelo é então utilizado no desenvolvimento, ajustes e testes dos controladores.

Atualmente, o desenvolvimento de controladores e a construção de modelos matemáticos dos sistemas físicos estão se tornando mais simples e mais rápidos. Programas como o MATLAB agregam diversas ferramentas destinadas a simulação dos sistemas físicos e ao ajuste de controladores.

O programa MATLAB foi utilizado na construção do modelo do Sistema de Controle para as aeronaves do projeto ARARA e foi escolhido por ser um programa muito utilizado em simulações, por apresentar um número muito grande de ferramentas destinadas ao modelamento e ajustes de controladores e devido à existência de um conjunto de ferramentas direcionada ao modelamento de aviões. Os apêndices A e B contêm uma descrição mais detalhada destas ferramentas.

6.1 Desenvolvimento do Modelo do Sistema de Controle

O modelo do Sistema de Controle para as aeronaves do projeto ARARA, construído sobre o MATLAB e o Simulink, engloba apenas as funções e as manobras básicas principais especificadas no DFD de nível I do capítulo 5. Com a intenção de facilitar o processo de simulação, a manobra básica “curva nivelada” foi desmembrada nas manobras “curva à direita” e “curva à esquerda”, ambas com ângulos de vinte graus. A figura 6.1 apresenta o modelo do Sistema de Controle construído.

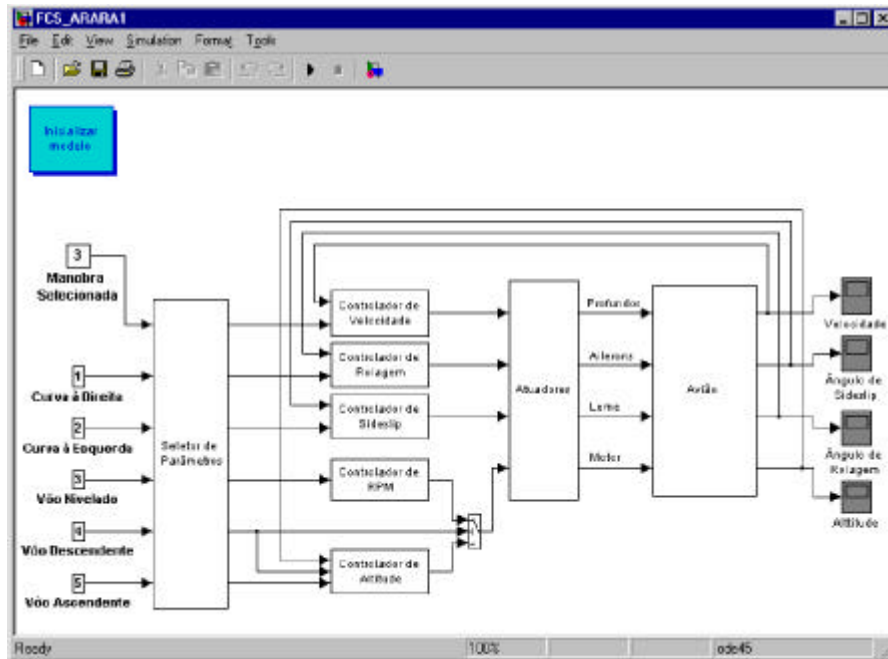


Figura 6.1: Modelo do Sistema de Controle.

Este modelo é composto basicamente pelo seletor de parâmetros; pelos controladores PID de velocidade, rolagem, *sideslip*, RPM e altitude; pelo modelo dos atuadores e pelo modelo do avião.

O bloco Seletor de Parâmetros é responsável por ajustar os parâmetros de todos os controladores em função da manobra básica contida no bloco Manobra Selecionada. A figura 6.2, ilustra o bloco Seletor de Parâmetros que compõe o modelo do Sistema de Controle.

Este bloco é composto basicamente pelo bloco switch do Simulink. Os blocos Data Store Read, Data Store Write e From são utilizados para a obtenção da altitude atual fornecida pelo modelo da aeronave. Esta altitude é utilizada pelo Controlador de Altitude para manter fixa a altitude do avião.

Os blocos Controlador de Velocidade, Controlador de Rolagem Controlador de *Sideslip* e o Controlador de Altitude, são compostos por um bloco somador, responsável por obter o erro entre dados a serem mantidos e os dados atuais fornecido pelo modelo da aeronave, pelo controlador PID e por um bloco *saturation* que evita a saturação dos atuadores. O bloco Controlador de RPM é apenas composto pelo bloco *saturation* para limitar a máxima e a mínima rotação do motor do avião. Esta configuração foi construída devido a inexistência de uma variável que indique a rotação atual do motor do avião e por não existir o modelo do servo que controla a alimentação de combustível do motor do avião no modelo utilizado.

A figura 6.3 mostra o bloco Controlador de Rolagem. Por conterem os mesmos componentes,

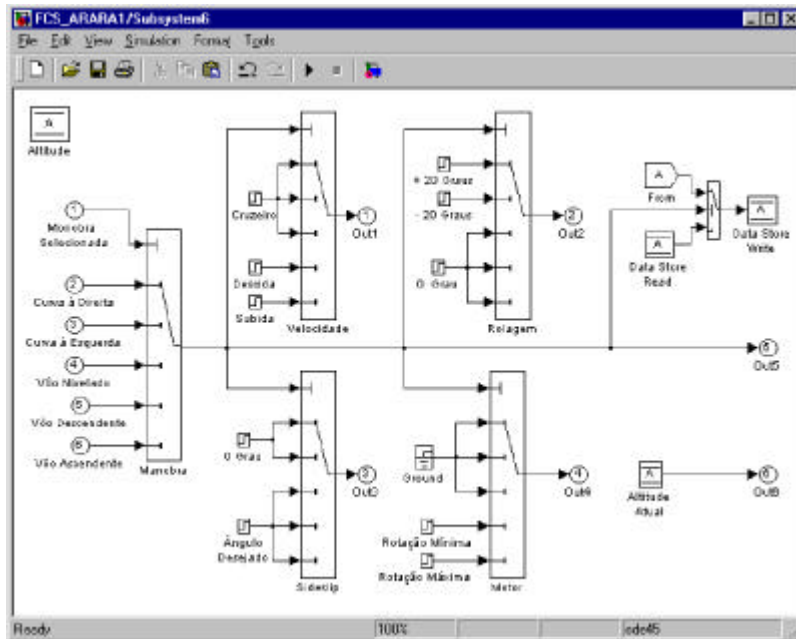


Figura 6.2: Bloco Seletor de Parâmetros do modelo do Sistema de Controle.

os outros controladores citados acima não são apresentados.

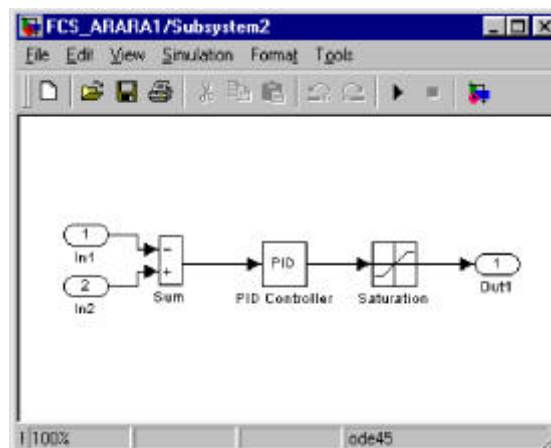


Figura 6.3: Bloco Controlador de Rolagem.

Os ganhos dos controladores foram obtidos através da ferramenta NCD (*Nonlinear Control Design*) contida no programa MATLAB descrito no apêndice C. Cada um dos controladores foi inicialmente construído separadamente para facilitar a obtenção de seus ganhos. A tabela 6.1 contém os ganhos de cada um dos controladores presentes no Sistema de Controle.

Tabela 6.1: Ganho dos controladores PID.

CONTROLADOR	KP	KI	KD
Controlador de velocidade	0.02232	0.0029049	0.058207
Controlador de rolagem	-10.395	-2.4996	-3.1178
Controlador de <i>sideslip</i>	0.69148	0.45998	0.54637
Controlador de altitude	249.60	35.608	6.1462

Os blocos Atuadores e Avião são blocos pertencentes ao *toolbox* FDC 1.3 descrito no apêndice B. Estes blocos correspondem ao modelo do avião De Havilland Beaver que acompanha este *toolbox*. Este modelo de avião foi utilizado devido à falta de dados necessários para o levantamento do modelo do avião ARARA II descrito no apêndice C. O bloco Avião é ilustrado na figura 6.4.

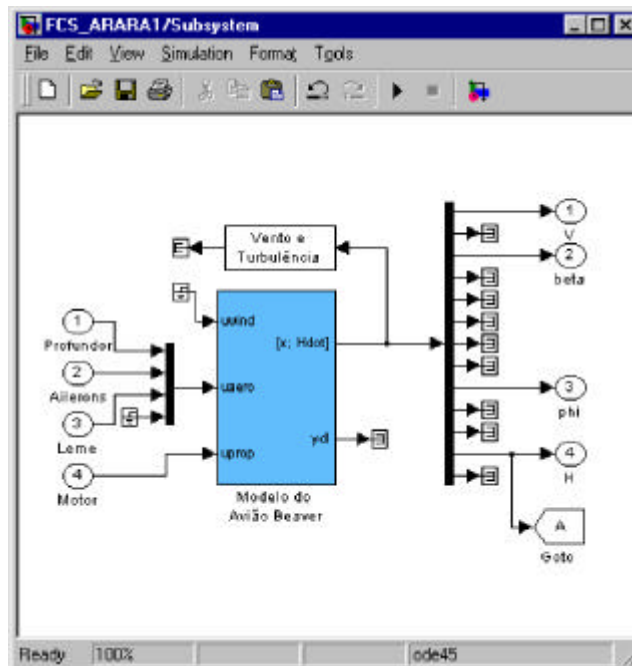


Figura 6.4: Bloco Avião.

Este bloco contém as equações de movimento que representam a dinâmica do avião Beaver. Possui como entradas os dados do vento e da turbulência, a deflexão do profundor, dos ailerons, do leme, dos flaps, a rotação do motor e a pressão de admissão. As saídas principais deste bloco correspondem à velocidade aerodinâmica, ao ângulo de *sideslip*, ao ângulo de rolagem e à altitude do avião. A descrição mais detalhada deste bloco pode ser encontrada no apêndice B.

6.2 Simulações

As simulações do Sistema de Controle foram realizadas utilizando o modelo citado acima. As manobras executadas durante o período de simulação foram: “vôo ascendente”, “vôo Descendente”, “vôo nivelado”, “curva à esquerda” e “curva à direita”. Cada manobra básica foi acionada a cada 70 segundos resultando em um tempo total de simulação de 350 segundos. A simulação do Sistema de Controle foi realizada em duas etapas, nas quais foi analisado o desempenho dos controladores com e sem a adição de vento e turbulência ao modelo do avião utilizado. O modelo de vento e turbulência utilizado na simulação está contido no *toolbox* FDC 1.3 descrito no apêndice B.

Em todas as simulações realizadas o modelo do avião foi configurado para apresentar as condições iniciais de vôo seguintes:

- Velocidade aerodinâmica = 45m/s;
- Altitude = 1500m;
- Ângulo de *heading* = 0 graus;
- Ângulo de rolagem = 0 graus;
- Pressão de admissão do motor = 20 "Hg;
- Rotação do motor = 1800 RPM.

Os resultados obtidos em cada simulação são apresentados nas figuras 6.5, 6.6, 6.7, 6.8, 6.9, 6.10, 6.11 e 6.12. As primeiras quatro figuras representam a velocidade, o ângulo de *sideslip*, o ângulo de rolagem e a altitude sem a adição de vento e turbulência. As últimas quatro figuras representam os mesmos valores com a adição do vento e turbulência ao modelo do avião Beaver. Nos dois casos foram simulados um vôo ascendente, um vôo descendente, uma curva para a esquerda, uma curva para a direita e um vôo nivelado.

A figura 6.5 apresenta a velocidade do avião, em m/s, durante o período de simulação. Os *overshoots* presentes no gráfico correspondem ao início de uma nova manobra básica. Pode-se notar que cada *overshoot* não ultrapassou a 1 m/s, sendo totalmente eliminado em no máximo 30 segundos.

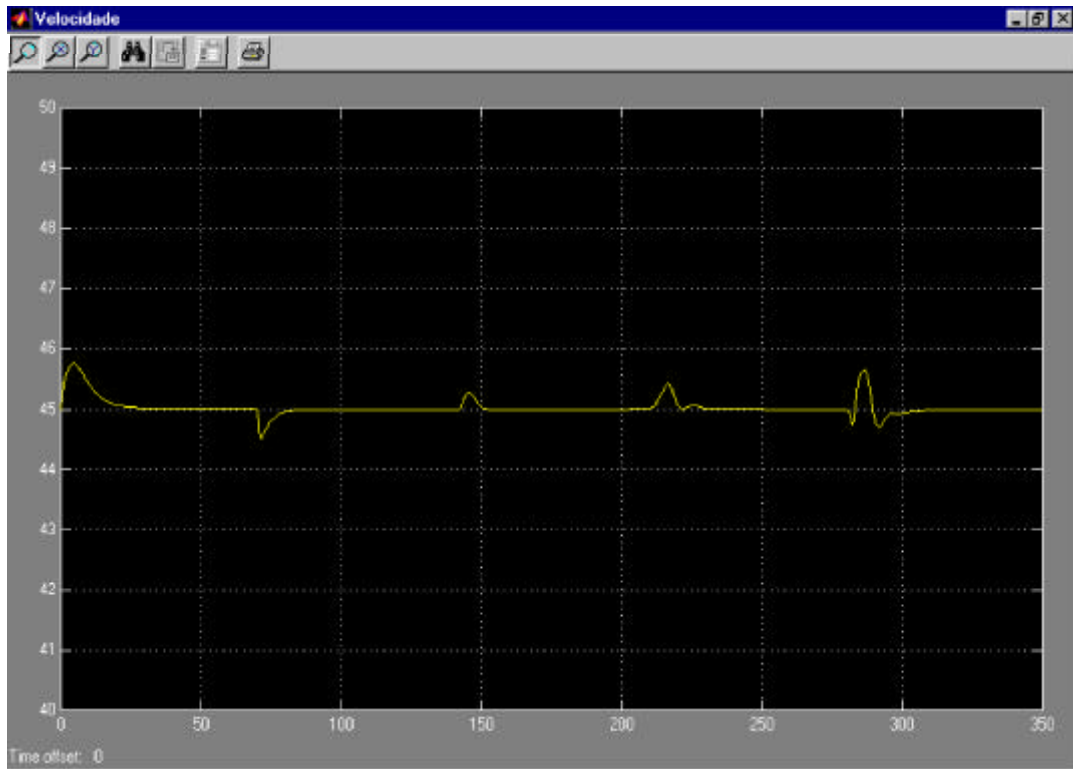


Figura 6.5: Velocidade do avião sem a adição de vento e turbulência.

A figura 6.6 apresenta o ângulo de *sideslip* do avião, durante o período de simulação indicado em radianos. Os *overshoots* presentes no gráfico correspondem ao início de uma nova manobra básica. Pode-se notar no gráfico que os maiores *overshoots* correspondem a seleção das manobras “curva à esquerda e curva à direita”. Estes *overshoots* atingem aproximadamente 2 radianos, sendo totalmente eliminados em no máximo 30 segundos.

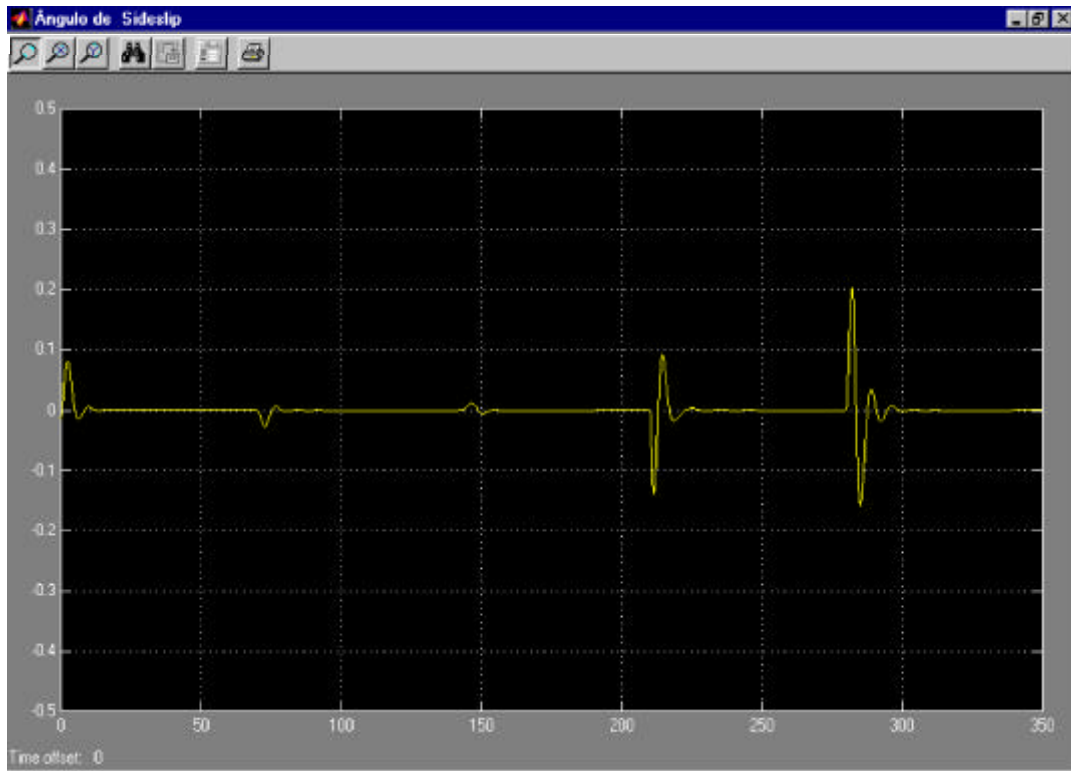


Figura 6.6: Ângulo *sideslip* do avião sem a adição de vento e turbulência.

A figura 6.7 mostra o ângulo de rolagem do avião, indicado em radianos. As variações indicadas no gráfico correspondem a seleção das manobras “curva à esquerda” e “curva à direita”, ambas de 20 graus.

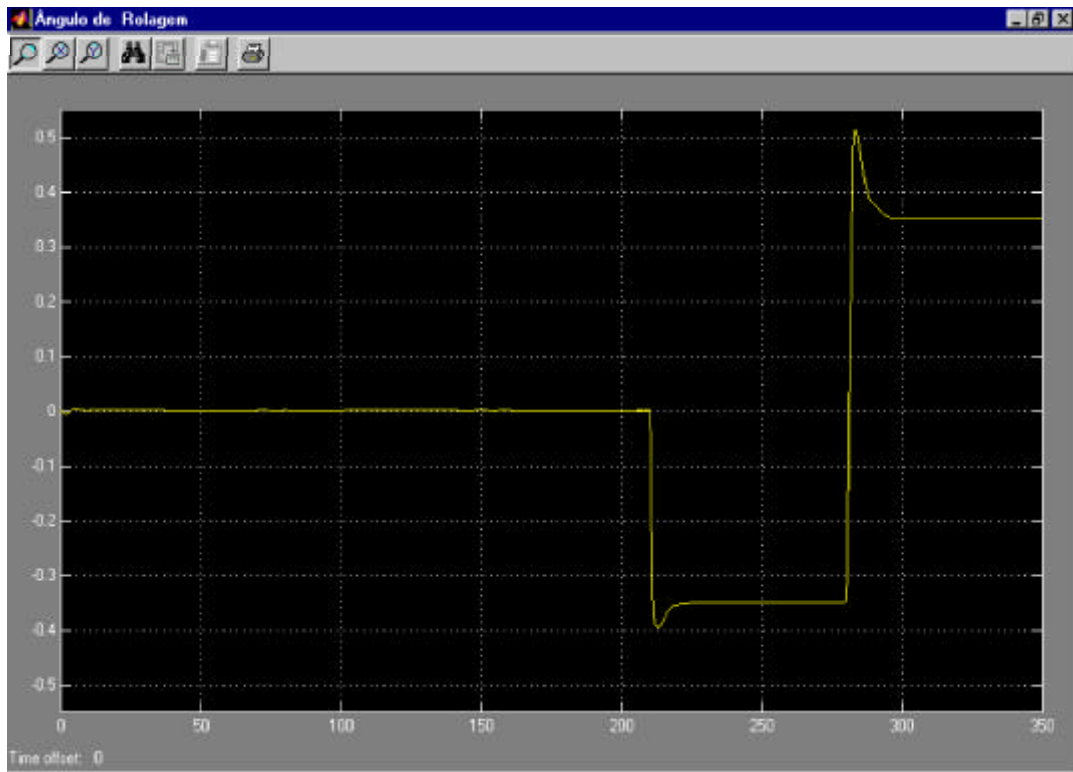


Figura 6.7: Ângulo de rolagem do avião sem a adição de vento e turbulência.

A figura 6.8 mostra a altitude do avião, indicada no gráfico em metros, durante o período de simulação. As rampas ascendentes e descendentes correspondem à seleção das manobras “vôo ascendente” e “vôo descendente” respectivamente. É possível notar no gráfico que o avião elevou a sua altitude em 130 metros em aproximadamente 70 segundos.

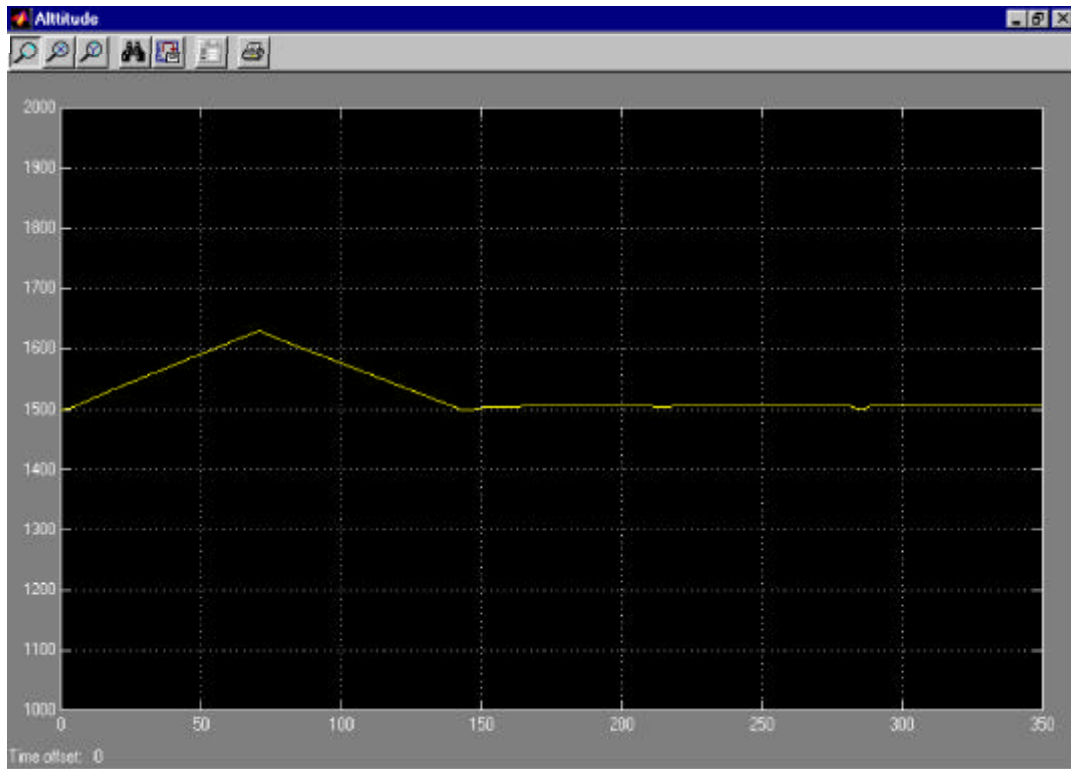


Figura 6.8: Altitude do avião sem a adição de vento e turbulência.

As próximas quatro figuras apresentam a velocidade, o ângulo de *sideslip*, o ângulo de rolagem e a altitude do avião com a adição do vento e da turbulência ao modelo do avião. Em todas as figuras é possível notar que os controladores mantiveram de forma muito satisfatória as variáveis controladas.

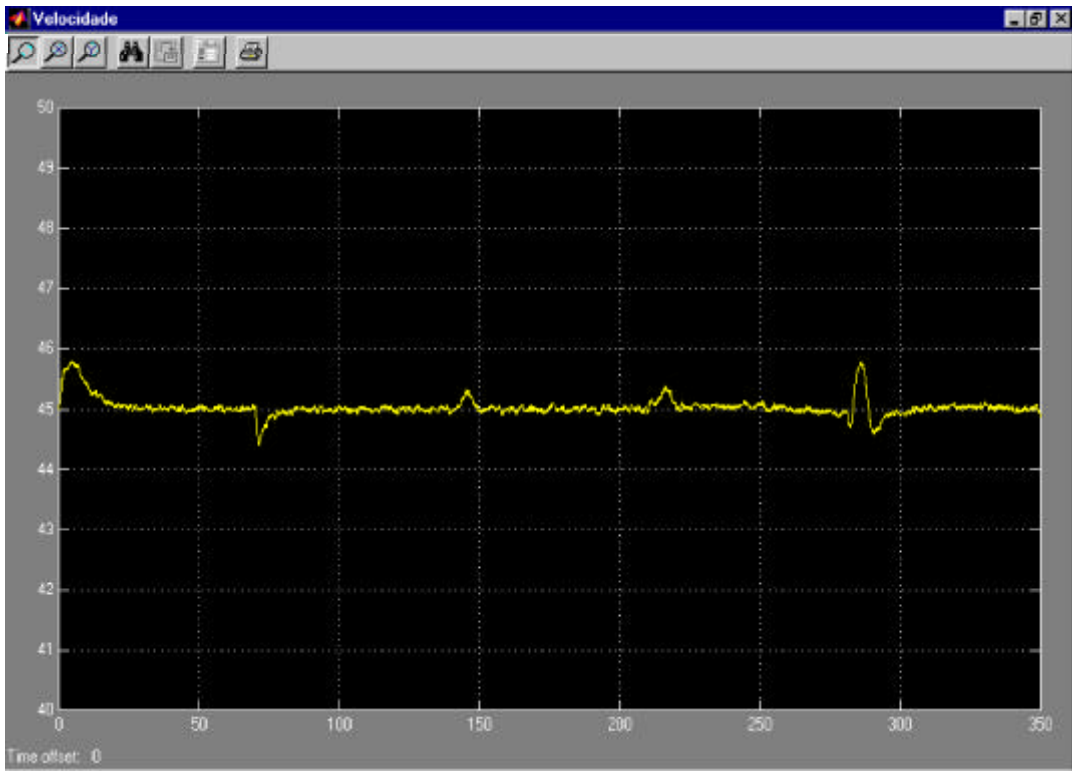


Figura 6.9: Velocidade do avião com a adição de vento e turbulência.

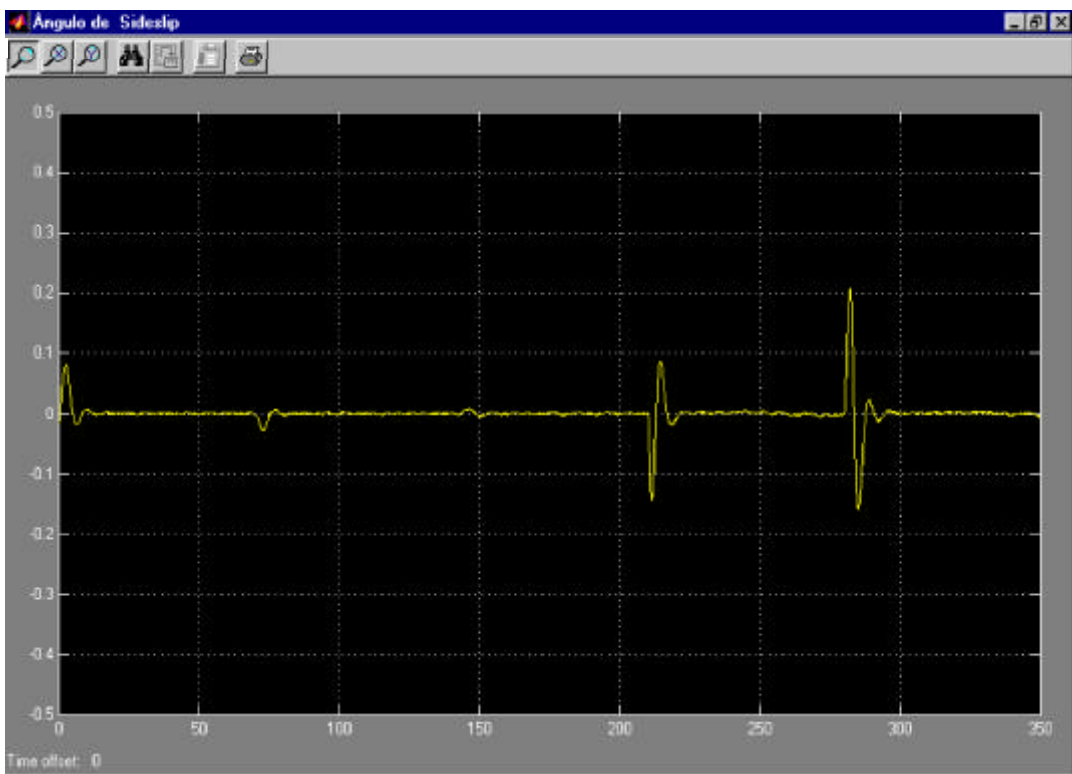


Figura 6.10: Ângulo de *sideslip* do avião com a adição de vento e turbulência.

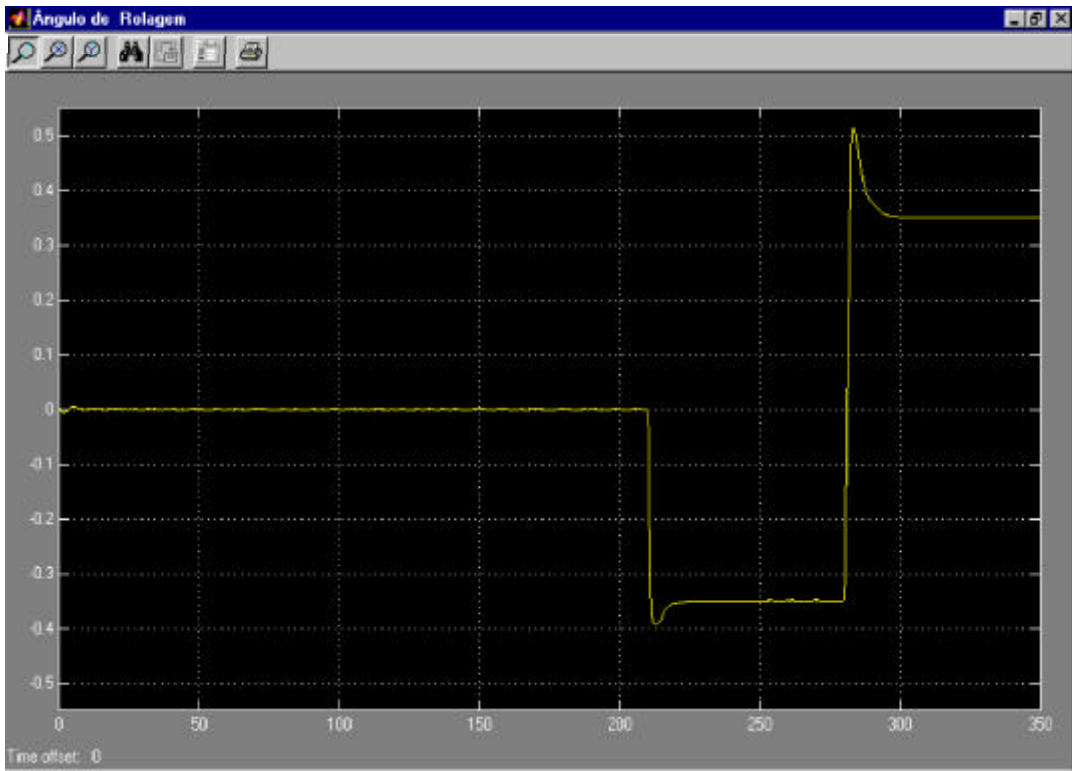


Figura 6.11: Ângulo de rolagem do avião com a adição de vento e turbulência.

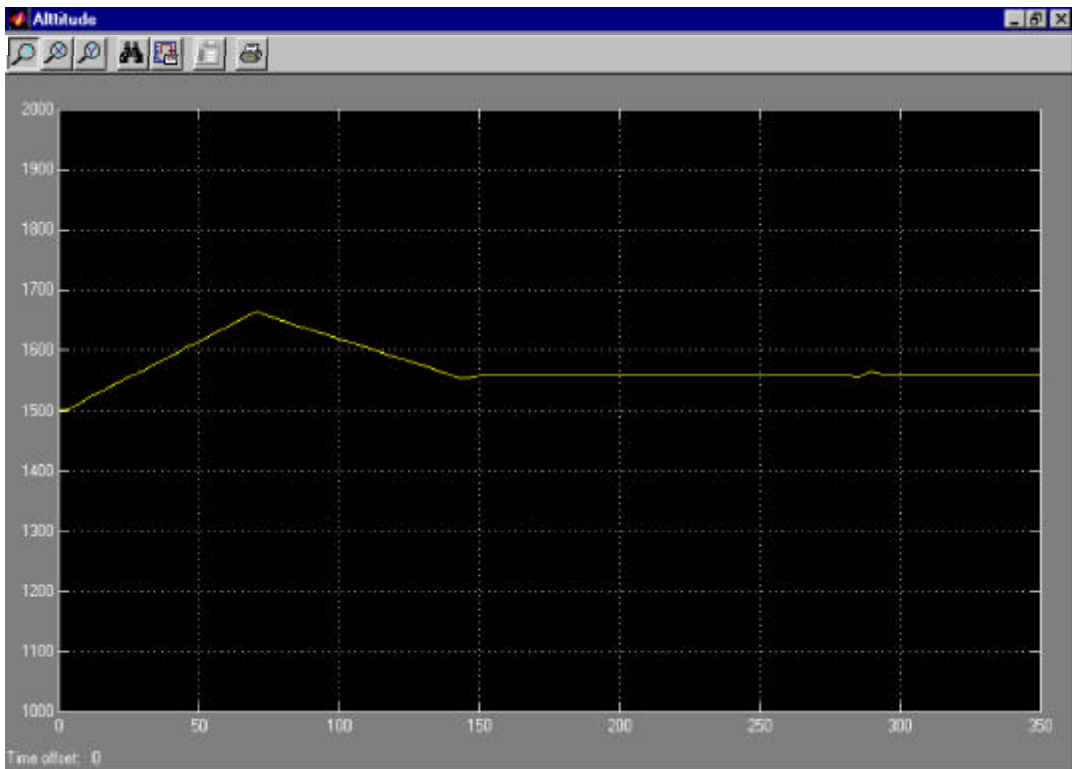


Figura 6.12: Altitude do avião com a adição de vento e turbulência.

6.3 Considerações Finais

Neste capítulo foram apresentados os resultados obtidos na simulação do Sistema de Controle feita no MATLAB. Foram apresentadas as principais variáveis controladas como: altitude, velocidade, ângulo de rolagem e ângulo de *sideslip*.

As simulações foram realizadas com e sem a presença de vento e turbulência e os resultados mostraram que é viável e suficiente a utilização de cinco controladores PID na execução das manobras básicas propostas por Barbosa [BAR 01]. As respostas obtidas estão de acordo com o que foi projetado.

No próximo capítulo são apresentadas as conclusões finais deste trabalho e sugestões para a sua continuidade.

Capítulo 7

Conclusões

Este trabalho teve por objetivo apresentar o projeto de um piloto automático para a aeronave ARARA II, dando continuidade a terceira fase do projeto ARARA. O piloto automático foi projetado de forma a ser o mais flexível possível, tendo em vista a facilidade de implementação e de manutenção. O presente trabalho abordou especificamente o Sistema de Controle, pois, o Sistema de Navegação foi desenvolvido em outro trabalho por Barbosa [BAR 01]. Estes dois sistemas são os módulos principais do piloto automático para as aeronaves do projeto ARARA.

Para o desenvolvimento do sistema de controle foram revistos conceitos básicos relacionados com UAVs, suas aplicações e os equipamentos que os compõem. Foram revistos também conceitos importantes no desenvolvimento de um sistema de controle de vôo como os conceitos relacionados aos controladores e ao desenvolvimento do modelo matemático de uma aeronave.

A área de controle de aeronaves é bastante ampla, pois, envolve diversas disciplinas como por exemplo o estudo de sensores, sistemas embarcados, controle automático e projeto de aeronaves. Devido a esta diversidade foram encontradas muitas dificuldades no desenvolvimento deste trabalho, exigindo um grande esforço e tempo de aprendizado. O processo de desenvolvimento do piloto automático foi muito facilitado pelas ferramentas computacionais existentes e selecionadas na pesquisa bibliográfica realizada.

O piloto automático é composto basicamente por dois módulos: Sistema de Navegação e Sistema de Controle. O Sistema de Controle, objetivo deste trabalho, foi projetado de forma a manter a aeronave estabilizada e a realizar manobras simples solicitadas pelo Sistema de Navegação.

A simulação do Sistema de Controle foi realizada através do programa MATLAB e de um *toolbox* específico ao modelamento de aeronaves. Estas ferramentas mostraram-se muito eficientes na obtenção dos parâmetros dos controladores e na análise dos resultados obtidos.

7.1 Contribuições do Trabalho

A principal contribuição deste trabalho é a especificação de um piloto automático para um veículo aéreo não tripulado. O Sistema de Controle, projetado e simulado, foi desenvolvido de forma a se adaptar ao Sistema de Navegação. Outras contribuições importantes são :

- Estudo dos sistemas de controle encontrados nos diversos UAVs desenvolvidos por outras universidades. Este estudo possibilitou ao desenvolvimento de uma solução que melhor se adapta às necessidades da aeronave ARARAI;
- Pesquisa e estudo das ferramentas computacionais existentes para o modelamento de sistemas dinâmicos e de controladores;
- Estudo do *toolbox FDC 1.3* utilizado na simulação do Sistema de Controle;
- Desenvolvimento do modelo do Sistema de Controle projetado utilizando o programa MATLAB e o *toolbox FDC 1.3*;
- Ajuste dos controladores e análise dos resultados obtidos nas simulações.

7.2 Sugestões para Trabalhos Futuros

Devido a complexidade do projeto, a falta dos parâmetros da aeronave ARARAI, a falta de sensores e equipamentos para ensaios e o curto espaço de tempo disponível para a sua execução, não foi possível a implementação física do Sistema de Controle. Torna-se portanto, importante a execução dos seguintes trabalhos adicionais:

- Levantamento dos parâmetros da aeronave ARARAI. Estes parâmetros correspondem principalmente aos coeficientes aerodinâmicos utilizados nas equações de movimento e podem ser obtidos através de ensaios em vôo;
- Alteração do *toolbox FDC 1.3*. De posse de todos os parâmetros da aeronave ARARA II, o próximo passo é adaptar o modelo do avião Beaver, já construído no Simulink utilizando o FDC 1.3, para a aeronave ARARA II. É necessário desenvolver o modelo dos servos e o modelo do motor utilizados no projeto ARARA;
- Ajuste dos controladores PID. De posse do modelo da Aeronave ARARA II, o passo seguinte é ajustar os parâmetros dos controladores. Este ajuste poder ser realizado através do *blockset NCD* do MATLAB;

- Implementação do Sistema de Controle. O passo final do desenvolvimento do Sistema de Controle é a implementação do hardware e do software necessários para a execução das funções especificadas no capítulo 5. Este sistema, juntamente com o Sistema de Navegação, corresponde ao piloto automático para as aeronaves do projeto ARARA.

Referências Bibliográficas

- [AER 01] **Aerosonde**. <http://www.aerosonde.com>, 2001.
- [AVA 01] **AVATAR - Autonomous Vehicle Aerial Tracking and Retrieval**. <http://www-robotics.usc.edu/~avatar/>, 2001.
- [BAR 01] BARBOSA, L. C. P. **SiNaCoM - Sistema de Navegação e Controle de Missão do Projeto ARARA**. 2001. 137f.. Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo. São Carlos.
- [BEL 97] BELTON, W. A. et al. An autonomous system for atmospheric research applications. In: PROCEEDINGS AAC7, 1997. **Proceedings...** Sydney, Australia:[s.n.], 1997.
- [BRY 94] BRYSON, A. E. **Control of Spacecraft and Aircraft**. Princeton University Press, 1994.
- [CAL 95] CALEFFI, T. **Desenvolvimento de um Programa para Simuladores de Vôo**. 1995. 182f.. Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo. São Carlos.
- [CAO 99] CAON JÚNIOR, J. R. **Controladores PID Industriais com Sintonia Automática por Realimentação a Relê**. 1999. 118f.. Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo. São Carlos.
- [CAS 69] CASTRUCCI, P. B. L. **Controle automático; teoria e projeto**. Edgard Blücher, 1969.
- [CHI 98] CHINOWUTTHICHAI, R. **Automatic Flight Control System for a Terrain Following UAV**. 1998. 170f.. RMIT Department of Aerospace Engineering.
- [ELF 98a] ELFES, A. et al. Projeto aurora. In: XII BRAZILIAN CONFERENCE ON AUTOMATICS, 1998. **Proceedings...** Uberlândia, MG:[s.n.], 1998. p.79–84.

- [ELF 98b] ELFES, A. et al. A semi-autonomous robotic airship for environment monitoring missions. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION, 1998. **Proceedings...** Leuven, Belgium:[s.n.], 1998. p.3449–3455.
- [FRA 98] FRATE, J. H. D. Recent flight test experience with uninhabited aerial vehicles at the nasa dryden flight research center. NASA, April, 1998. Relatório TécnicoNASA/TM-1998-206546.
- [GIO 01] GIORGINI, A. L. **Implementação de um Controlador PID Digital para Robótica Baseada em Computação Reconfigurável**. 2001. 108f.. Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo. São Carlos.
- [HOL 01] HOLLAND, G. J. et al. The aerosonde robotic aircraft: A new paradigm for environmental observations. **Bulletin of the American Meteorological Society**, [S.l.], v.82, n.5, p.889–902, 2001.
- [KAY 69] Kayton, M., editors. **Avionics navigation systems**. Wiley, 1969.
- [KER 98] KERDOME, A. C. **Flight without formulae**. Harlow: Longman Scientific & Technical, 1998.
- [KOS 97] KOSIAK, S. **Unmanned Aerial Vehicles - Current Plans and Prospects for the Future**. CSBA - Center for Strategic and Budgetary Assessments, July, 1997. http://www.csbaonline.org/4Publications/Archive/B.19970711.Unmanned_Aerial_Ve/B.19970711.Unmanned_Aerial_Ve.htm.
- [KUO 85] KUO, B. C. **Sistemas de Controle Automático**. Prentice-Hall, 1985.
- [LOB 96] LOBO, J. F. **Noções de Física Aplicada a Vôo Simulado**. Fórum de Simulações Aéreas - FSA, <http://www.fsa.com.br>, 1996.
- [LOB 99] LOBO, J. F. **Peso e Balanceamento de Aeronaves de Pequeno Porte**. Fórum de Simulações Aéreas - FSA, <http://www.fsa.com.br>, Junho, 1999.
- [MAF 01] **MAFV - Multipurpose Autonomous Flight Vehicle**. <http://www.aero.rmit.edu.au/wackettCentre/uav/homepage.html>, 2001.
- [MAT 01] **MATLAB**. <http://www.mathworks.com/>, 2001.
- [MCS 01] **Micropilot Control System**. <http://www.micropilot.com/>, 2001.

- [MFS 01] **Microsoft Flight Simulator 2002.** <http://www.microsoft.com/games/fs2002/default.asp>, 2001.
- [MON 00] MONTGOMERY, J. **The USC Autonomous Flying Vehicle (AFV) Project: Year 2000 Status.** <http://citeseer.nj.nec.com/montgomery00usc.html>, September, 2000.
- [NAV 01] **U-NAV Modular UAV Control System.** <http://www.silvertone.com.au/pdc.htm>, 2001.
- [NCD 01] **Nonlinear Control Design Blockset.** http://www.mathworks.com/access/helpdesk/help/pdf_doc/ncd/ncd_blks.pdf, 2001.
- [NEB 98] **Nova Enciclopédia Barsa, v.2.** Encyclopaedia Britannica do Brasil Publicações, 1998.
- [NEL 98] NELSON, R. C. **Flight Stability and Automatic Control.** McGraw-Hill International Editions, 1998.
- [NEW 01] NEWMAN, D. J. **Interactive Aerospace Engineering and Design.** McGraw-Hill, 2001.
- [OGA 93] OGATA, K. **Engenharia de Controle Moderno.** Prentice Hall do Brasil, 1993.
- [PAL 93] PALLETT, E. H. J. **Automatic Flight Control.** Blackwell Science Ltda, 1993.
- [PER 49] PERKINS, C. D. **Airplane Performance Stability and Control.** New York, Wiley, 1949.
- [PRO 96] PROCHASKA, E. O. C. **Aprendendo a Voar - Manual básico para treinamento prático de piloto - avião.** Edições e Artes Gráficas Ltda, 1996.
- [RAM 98] RAMOS, J. J. G. et al. Project aurora: Autonomous unmanned remote monitoring robotic airship. In: 2ND INTERNATIONAL AIRSHIP CONVENTIONAL AND EXHIBITION, 1998. **Proceedings...** Bedford, UK:[s.n.], 1998. p.91-103.
- [RAM 99] RAMOS, J. J. G. et al. A software environment for an autonomous unmanned airship. In: PROCEEDINGS OF THE 1999 IEE/ASME INTERNATIONAL CONFERENCE ON ADVANCED INTELLIGENT MECHATRONICS, 1999. **Proceedings...** Atlanta, USA:[s.n.], 1999.

- [RAU 98] RAUW, M. **FDC 1.2 - A Simulink Toolbox for Flight Dynamics and Control Analysis**. <http://www.dutchroll.com>, 1998.
- [RIB 00] RIBEIRO, R. E. **STT - Um Sistema para Telemetria e Telecomando de Aeronaves do Projeto ARARA**. 2000. 137f.. Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo. São Carlos.
- [ROS 82] ROSKAM, J. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls**, v.PART I. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1982.
- [SIM 01] **Simulink - Model-Based and System-Based Design**. <http://www.mathworks.com/access/helpdesk/help/toolbox/simulink/simulink.shtml>, 2001.
- [SIU 97] SIURU, B. **Planes Without Pilots Advances in Unmanned Flight**. DIANE Publishing Company, 1997.
- [SMI 93] SMITH, S. G. Automatic navigation in the air and at sea. **Aeronautical Journal**, [S.l.], v.97, n.966, p.183–194, June, 1993.
- [SOU 99] SOUZA, N. P. **Sistemas Alternativos para a Obtenção de Imagem Aérea e sua Aplicação na Agricultura**. 1999. 124f.. Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação, Universidade de São Paulo. São Carlos.
- [THO 95] THOMPSON, L. A. The development and flight trials of a multi-purpose autonomous flight vehicle system. In: PROCEEDINGS OF THE SIXTH AUSTRALIAN AERONAUTICAL CONFERENCE, 1995. **Proceedings...** Melbourne:[s.n.], 1995.
- [TJE 88] TJEE, R. T. H. Stability and control derivatives of the de havilland dhc-2 ‘beaver’ aircraft. Delft, The Netherlands:Faculty of Aerospace Engineering, 1988. Relatório TécnicoLR-556.
- [TRE 00] TREVIZANI, K. M. Sistema embarcado para transmissão de dados e imagens digitais e vídeo digital no projeto arara. maio, 2000.
- [VAL 96] VALENTINIS, F.; BIL, C. Development and trials of an autonomous flight control system for uavs. In: PROCEEDINGS ICAS 96, 1996. **Proceedings...** Sorrento, Italy:[s.n.], 1996.

Apêndice A

MATLAB

O programa MATLAB (*Matrix Laboratory*), ilustrado na figura A.1, é um programa interativo para cálculos (e visualização) numéricos, científicos e de engenharia. É um produto distribuído pela empresa norte-americana The MathWorks [MAT 01] e foi originalmente desenvolvido para prover um tratamento amigável de vetores e matrizes, sendo estes os elementos básicos do programa.

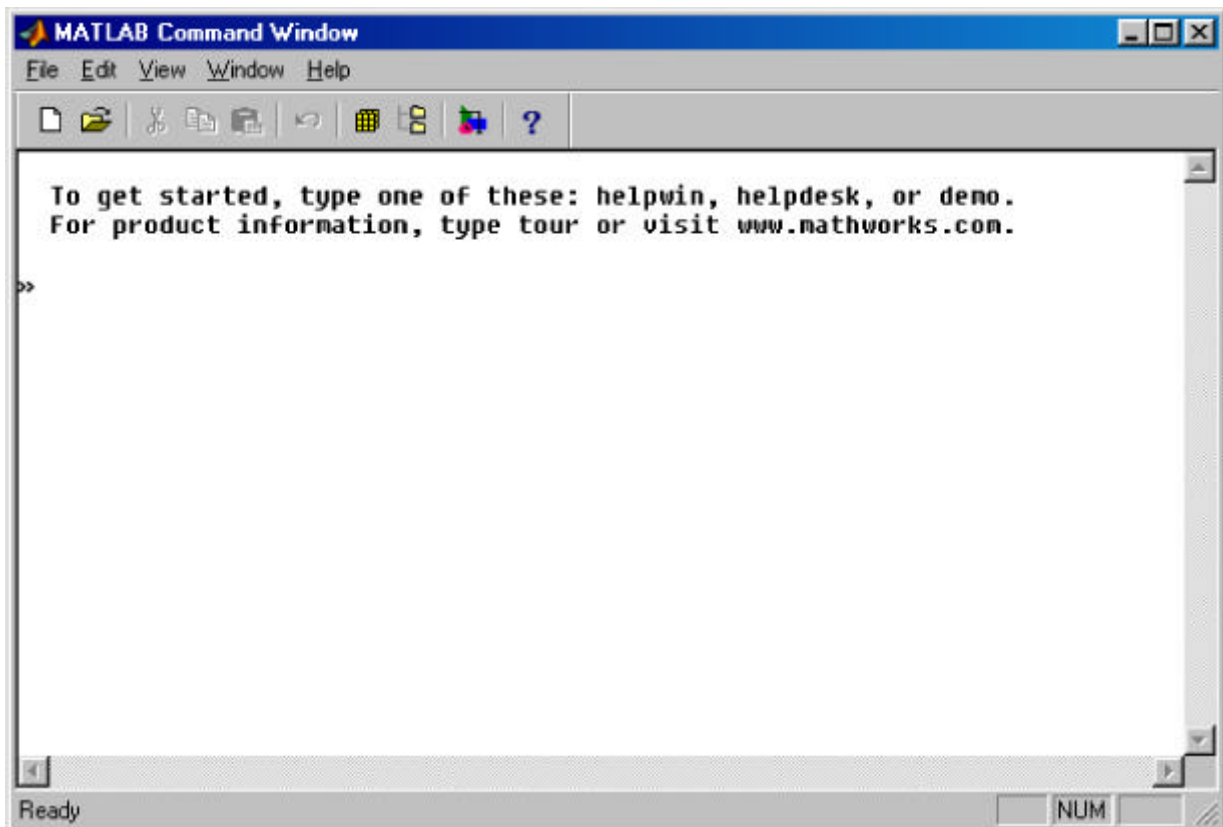


Figura A.1: Tela principal do MATLAB.

Atualmente o MATLAB dispõe de uma biblioteca bastante abrangente de funções matemáticas, geração de gráficos e manipulação de dados que auxiliam muito o trabalho do progra-

mador. O MATLAB tem seus recursos básicos estendidos através de *toolboxes* (conjunto de funções ou *M-files*) para áreas específicas como por exemplo processamento de sinais, sistemas de controle, identificação de sistemas, otimização, redes neurais e várias outras. Os recursos instalados também podem ser estendidos pelo usuário através da implementação de funções MATLAB ou de rotinas escritas na linguagem C ou FORTRAN.

Os *M-files* são independentes de plataforma e os algoritmos e as rotinas dos *toolboxes* e dos programas gerados pelo usuário, sob a forma de *m-functions*, podem ser traduzidos do código MATLAB para o código ANSI C através da ferramenta *MATLAB Compiler*.

Os principais *toolboxes* distribuídos pela MathWorks são:

- *Communications Toolbox* - fornece um conjunto integrado de ferramentas para acelerar o projeto, análise e simulação de sistemas de comunicação modernos;
- *Control System Toolbox* - contém funções para o modelamento, análise e projeto de sistemas de controle automático;
- *Financial Toolbox* - fornece um conjunto de funções essenciais para análise financeira;
- *The Fuzzy Logic Toolbox* - contém um conjunto completo de ferramentas para projetar, simular e analisar os sistemas de inferência *fuzzy*;
- *The Image Processing Toolbox* - contém ferramentas para processamento de imagens e desenvolvimento de algoritmos. Inclui ferramentas para o projeto de filtros, restauração, realce, análise e estatística, operações morfológicas e transformações 2-D em imagens;
- *The Neural Network Toolbox* - é uma coleção de funções MATLAB para o projeto e simulação de redes neurais;
- *The Robust Control Toolbox* - fornece um conjunto especializado de ferramentas para a análise e síntese de sistemas de controle robustos;
- *The Signal Processing Toolbox* - contém ferramentas para o processamento de sinais que incluem aplicações de áudio, vídeo e telecomunicações, entre outras;
- *The System Identification Toolbox* - é uma coleção de ferramentas para a identificação de sistemas, ou seja, encontrar um modelo matemático para um sistema físico.

Simulink

O Simulink é um programa de simulação gráfica que acompanha o MATLAB e pode ser utilizado para modelagem, simulação e análise de sistemas dinâmicos. Este programa possibilita a simulação de sistemas dinâmicos lineares e não-lineares, contínuos e/ou discretos no tempo, através de diagramas de blocos.

O Simulink fornece uma interface gráfica (GUI - *Graphical User Interface*) para a construção de modelos a partir de diagramas de blocos como mostra a figura A.2. O programa inclui bibliotecas de blocos contendo fontes, visualizadores, componentes lineares, não lineares e conectores, com a opção de criação ou personalização de blocos [SIM 01].

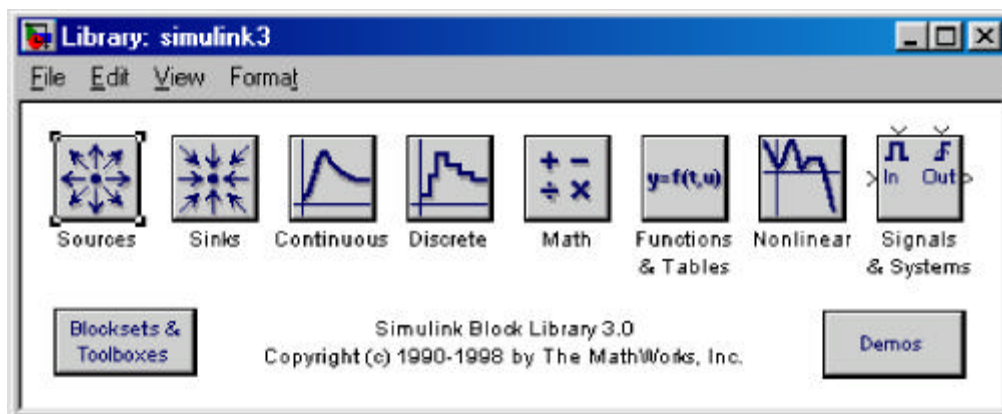


Figura A.2: Tela principal do programa Simulink.

Após a definição do modelo, a simulação pode ser realizada por diferentes algoritmos de resolução escolhidos a partir dos menus do Simulink ou através de comandos do MATLAB. Utilizando osciloscópios (*Scopes*) ou outros visualizadores, tem-se o resultado gráfico da simulação durante a sua execução. Os resultados da simulação podem ser exportados para o MATLAB para futuro processamento ou visualização. As ferramentas de análise de modelos incluem ferramentas de linearização e ajuste (*trimming*) que podem ser acessadas a partir da linha de comando do MATLAB, assim como várias ferramentas do MATLAB e seus *toolboxes* específicos.

Um conjunto de blocos para o Simulink, referentes a uma mesma área, normalmente é agrupado em uma biblioteca conhecida como *blockset*. Um dos *blocksets* voltado ao projeto de controladores é o *Nonlinear Control Design (NCD) blockset*, que fornece uma interface gráfica para auxiliar o projeto de sistemas controle baseados no domínio do tempo. Com este *blockset* é possível refinar os parâmetros de um modelo não linear construído no Simulink para satisfazer os critérios de desempenho desejados. Este refinamento pode ser realizado colocando-se restrições dentro de uma janela de tempo (barras horizontais na figura A.3) [NCD 01].

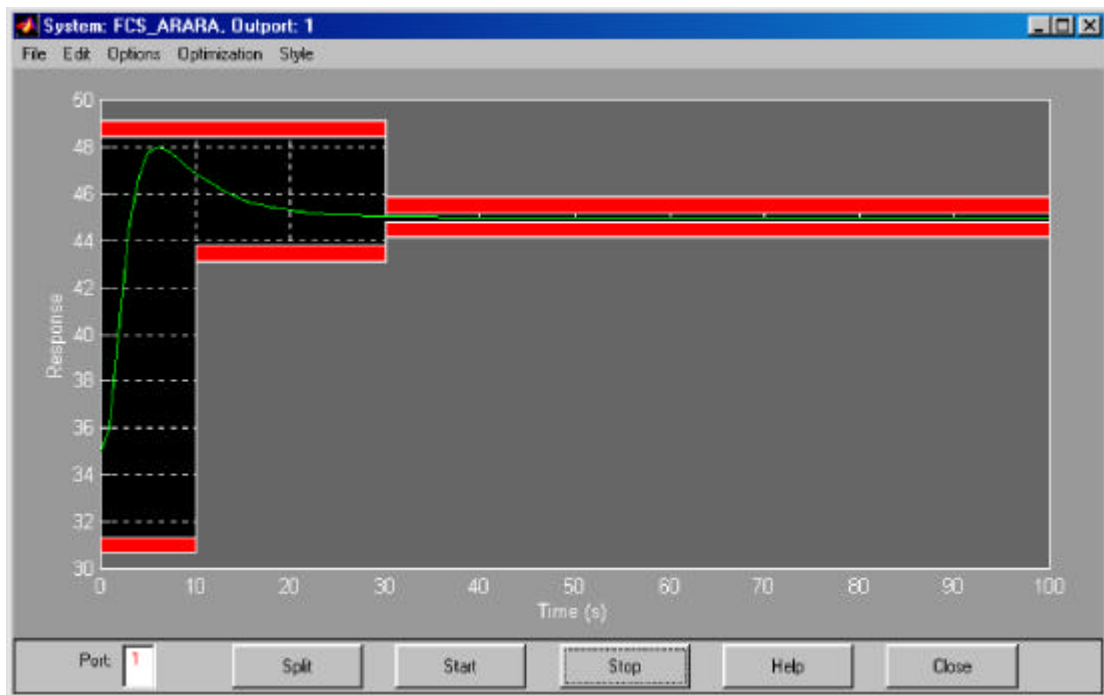


Figura A.3: *Nonlinear Control Design Blockset*.

Análogo ao *MATLAB Compiler* citado acima, o *Real Time Workshop* traduz os códigos MATLAB dos diagramas de blocos implementados no Simulink para código ANSI C.

Apêndice B

Toolbox FDC 1.3

O *toolbox* FDC 1.3 (*Flight Dynamics and Control* versão 1.3) é um ambiente gráfico para o projeto e análise de sistemas de controle de voo e dinâmica de aviões desenvolvido sobre o MATLAB e o Simulink. Este *toolbox* foi construído com o objetivo principal de simplificar o processo de projeto de sistemas de controle de voo fornecendo, para isso, modelos e ferramentas para a simulação e análise da dinâmica de voo. Pode ser utilizado na solução de uma grande variedade de problemas relacionados à estabilidade e controle. Baseado em um modelo geral não linear de avião, este *toolbox* foi construído de forma modular para maximizar a flexibilidade de uso e para permitir o modelamento de qualquer avião.

Os elementos principais do *toolbox* FDC 1.3, ilustrado na figura B.1, são as bibliotecas de modelos Simulink: a FDCLIB - biblioteca principal, WINDLIB - biblioteca de vento e turbulência e a NAVLIB - biblioteca de rádio navegação.

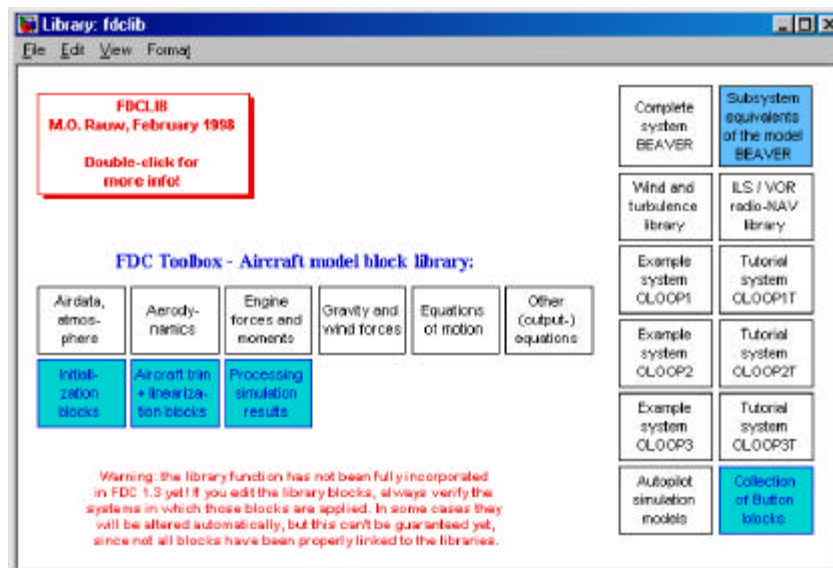


Figura B.1: Tela principal do *toolbox* FDC 1.3.

A biblioteca FDCLIB contém os *links* para as bibliotecas WINDLIB e NAVLIB e agrupa todas as sub-bibliotecas disponíveis. Estas sub-bibliotecas correspondem a um modelo geral não linear de avião, ao modelo completo não linear do avião Beaver, vários botões, exemplos de simulação em malha aberta (OLOOP1, OLOOP2 e OLOOP3) e os modelos (completos e parciais) do piloto automático para o avião Beaver. Outros elementos do *toolbox* são rotinas MATLAB para a extração das condições de um estado fixo de vôo e determinação dos modelos linearizados a partir de pontos de operação escolhidos pelo usuário.

A última versão deste *toolbox* foi utilizada no projeto de um piloto automático para o avião De Havilland Beaver, realizado pelos estudantes de graduação do departamento de Estabilidade e Controle da Faculdade de Engenharia Aeroespacial em 1992/1993. Este modelo pode ser modificado de forma a representar um outro tipo de avião. A figura B.2 mostra o modelo do avião Beaver implementado no Simulink.

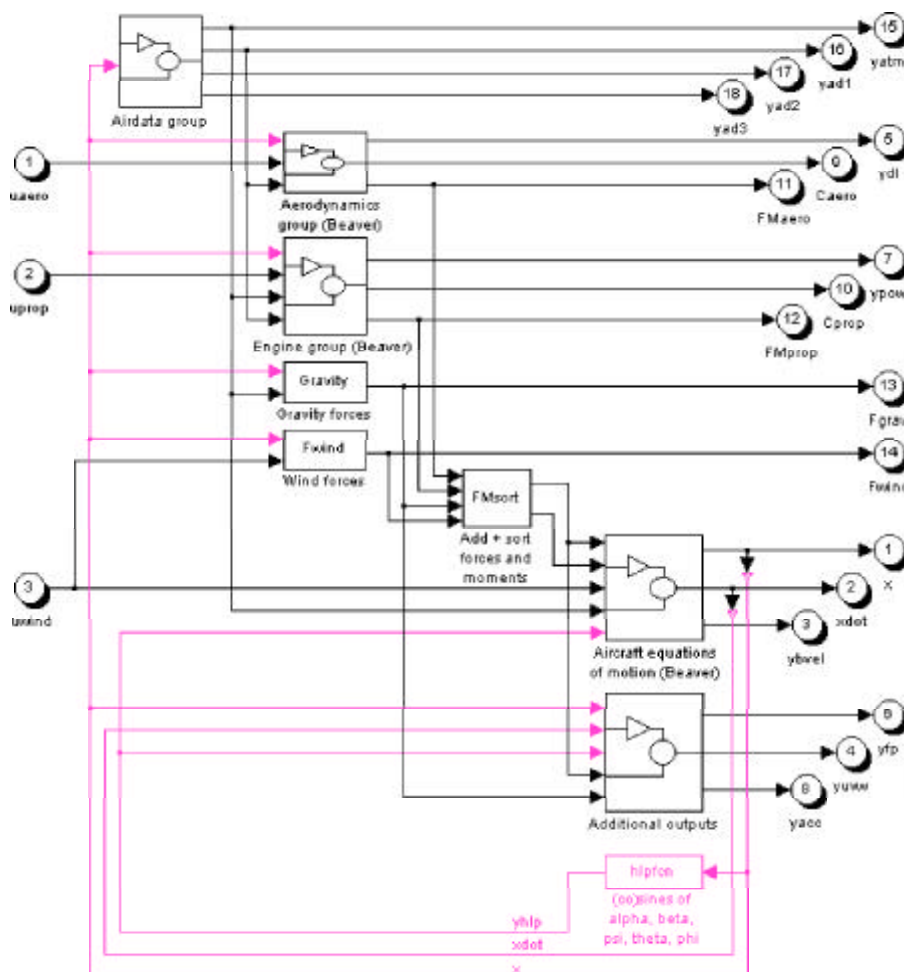


Figura B.2: Modelo do avião Beaver.

O bloco *Airdata group* calcula os dados atmosféricos. Este bloco é composto pelos sub-blocos

Atmosph que calcula algumas propriedades atmosféricas (temperatura do ar, pressão e densidade) utilizando o modelo atmosférico padrão da ICAO (International Civil Aviation Organization), a viscosidade do ar e a aceleração da gravidade; *Airdata1* que calcula a velocidade som, número de Mach e a pressão dinâmica; *Airdata2* que calcula a pressão de impacto, a velocidade aerodinâmica equivalente e a velocidade aerodinâmica calibrada; e pelo bloco *Airdata3* que calcula a temperatura total e os números de Reynolds. Possui como entrada o vetor de estado x onde:

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

onde:

V = velocidade real do avião [m/s]

α = ângulo de ataque [rad]

β = ângulo de *sideslip* [rad]

p = taxa de rolagem [rad/s]

q = taxa de arfagem [rad/s]

r = taxa de guinada [rad/s]

ψ = ângulo de guinada [rad]

θ = ângulo de arfagem [rad]

ϕ = ângulo de rolagem [rad]

x_e = coordenada X relativa ao sistema de eixos fixo na Terra [m]

y_e = coordenada Y relativa ao sistema de eixos fixo na Terra [m]

H = altitude do avião em relação ao nível do mar [m]

e possui como saída os vetores y_{atm} , y_{ad1} , y_{ad2} e y_{ad3} onde:

$$y_{atm} = [\rho \quad p_s \quad T \quad \mu \quad g]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } Atmosph)$$

$$y_{ad1} = [a \quad M \quad q_{dyn}]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } Airdata1)$$

$$y_{ad2} = [q_c \quad V_e \quad V_c]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } Airdata2)$$

$$y_{ad3} = [T_t \quad R_e \quad R_c]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } Airdata3)$$

onde:

ρ = densidade do ar [kg/m^3]

p_s = pressão estática [N/m^2]

T = temperatura do ar [K]

μ = viscosidade dinâmica [$kg/(ms)$]

g = aceleração da gravidade [m/s^2]

a = velocidade do som [m/s]

M = número de Mach [–]

q_{dyn} = pressão dinâmica [N/m^2]

q_c = pressão de impacto [N/m^2]

V_e = velocidade aerodinâmica equivalente [m/s]

V_c = velocidade aerodinâmica calibrada [m/s]

T_t = temperatura total [K]

R_e = número de Reynolds por unidade comprimento [$1/m$]

R_c = número de Reynolds com respeito à corda aerodinâmica média [–]

O bloco *Aerodynamics Group (Beaver)* determina as forças e os momentos que agem no avião Beaver. Este bloco é composto pelos sub-blocos *Dimless* que calcula as velocidades angulares adimensionais; *Aeromod (Beaver)* que calcula os coeficientes aerodinâmicos de força e momento; e pelo bloco *FMdims* que obtém as forças e os momentos dos coeficientes de força e momento adimensionais, da pressão dinâmica e de alguns dados geométricos da aeronave. Possui como entradas o vetor de estado x , o vetor y_{ad1} (saída do bloco *Airdata group*) e o vetor u_{aero} , onde:

$$u_{aero} = [\delta_e \quad \delta_a \quad \delta_r \quad \delta_f] \quad (\text{entrada dos controles aerodinâmicos})$$

onde:

δ_e = deflexão do profundor [rad]

δ_a = deflexão do ailerons [rad]

δ_r = deflexão do leme [rad]

δ_f = deflexão do flaps [rad]

e possui como saídas os vetores y_{dl} , C_{aero} , FM_{aero} , onde:

$$y_{dl} = [\frac{pb}{2V} \quad \frac{qc}{V} \quad \frac{rb}{2V}]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } Dimless)$$

$$C_{aero} = [C_{X_a} \quad C_{Y_a} \quad C_{Z_a} \quad C_{l_a} \quad C_{m_a} \quad C_{n_a}]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } Aeromod)$$

$$FM_{aero} = [X_a \quad Y_a \quad Z_a \quad L_a \quad M_a \quad N_a]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } FMdims)$$

onde:

$\frac{pb}{2V}$ = taxa adimensional de rolagem (b = envergadura da asa) [–]

$\frac{qc}{V}$ = taxa adimensional de arfagem (c = corda média) [–]

$\frac{rb}{2V}$ = taxa adimensional de guinada (b = envergadura da asa) [–]

$C_{X_a}, C_{Y_a}, C_{Z_a}$ = coeficientes aerodinâmicos adimensionais de força [–]

$C_{l_a}, C_{m_a}, C_{n_a}$ = coeficientes aerodinâmicos adimensionais de momento [–]

$X_a, Y_a, Z_a =$ forças aerodinâmicas ao longo do sistema de referência fixo no avião [N]

$L_a, M_a, N_a =$ momentos aerodinâmicos ao longo do sistema de referência fixo no avião [Nm]

O bloco *Engine Group (Beaver)* determina a potência do motor e calcula as forças e momentos resultantes de seu funcionamento, incluindo os efeitos de fluxo de ar causados pela hélice. Este bloco é composto pelos sub-blocos *Power (Beaver)* que calcula a potência do motor e a o aumento na pressão atrás da hélice; *Engmod (Beaver)* que calcula os coeficientes de força e momento causados pelo funcionamento do motor; e pelo bloco *FMdims* que obtém as forças e os momentos dos coeficientes de força e momento adimensionais. Possui como entrada o vetor de estado x , os vetores y_{atm} e Y_{ad1} (saídas do bloco *Airdata group*) e o vetor U_{prop} onde:

$$u_{prop} = [\quad n \quad p_z \quad]^T \quad (\text{entradas externas do motor})$$

onde:

$n =$ rotação do motor [RPM]

$p_z =$ pressão de admissão [$''Hg$]

e possui como saídas os vetores y_{pow} , C_{prop} e FM_{prop} , onde:

$$y_{pow} = [\quad dpt \quad P \quad]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } Power (Beaver))$$

$$C_{prop} = [\quad C_{X_p} \quad C_{Y_p} \quad C_{Z_p} \quad C_{l_p} \quad C_{m_p} \quad C_{n_p} \quad]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } Engmod (Beaver))$$

$$FM_{prop} = [\quad X_p \quad Y_p \quad Z_p \quad L_p \quad M_p \quad N_p \quad]^T \quad (\text{saídas do sub-bloco } FMdims)$$

onde:

$dpt =$ aumento da pressão atrás da hélice

$P =$ potência do motor [Nm/s]

$C_{X_p}, C_{Y_p}, C_{Z_p} =$ coeficientes de força causada pela operação do motor [$-$]

$C_{l_p}, C_{m_p}, C_{n_p} =$ coeficientes de momento causado pelo funcionamento do motor [$-$]

$X_p, Y_p, Z_p =$ componentes da força propulsora ao longo do sistema de eixos fixo no avião [N]

$L_p, M_p, N_p =$ componentes do momento propulsor ao longo do sistema de eixos fixo no avião [Nm]

O bloco *Gravity* calcula as forças ao longo do sistema de eixos fixo no avião que são causadas pela força de gravidade. Este bloco possui como entradas o vetor de estado x e o vetor y_{atm} (saída do bloco *Airdata group*) e possui como saída o vetor F_{grav} :

$$F_{grav} = [\quad X_{gr} \quad Y_{gr} \quad Z_{gr} \quad]^T \quad (\text{componentes da força da gravidade ao longo do sistema de eixos fixo no avião})$$

onde:

X_{gr}, Y_{gr}, Z_{gr} = componentes da força da gravidade ao longo do sistema de eixos fixo no avião[N]

O bloco *Fwind* calcula as forças ao longo do sistema de eixos fixo no avião produzidas por uma atmosfera instável (turbulência). Este bloco possui com entradas o vetor de estado x e o vetor u_{wind} , onde:

$$u_{wind} = [\quad u_w \quad v_w \quad w_w \quad \dot{u}_w \quad \dot{v}_w \quad \dot{w}_w \quad]^T \text{ (velocidades e acelerações do vento + turbulência)}$$

onde:

$$u_w = \text{velocidade do vento + turbulência ao longo do eixo } X_B [m/s]$$

$$v_w = \text{velocidade do vento + turbulência ao longo do eixo } Y_B [m/s]$$

$$w_w = \text{velocidade do vento + turbulência ao longo do eixo } Z_B [m/s]$$

$$\dot{u}_w = \frac{du_w}{dt} [m/s^2]$$

$$\dot{v}_w = \frac{dv_w}{dt} [m/s^2]$$

$$\dot{w}_w = \frac{dw_w}{dt} [m/s^2]$$

e possui como saída o vetor F_{wind} :

$$F_{wind} = [\quad X_w \quad Y_w \quad Z_w \quad]$$

onde:

$X_w, Y_w, Z_w,$ = forças causadas por uma atmosfera turbulenta [N]

O bloco *FMsort* calcula as forças e os momentos totais externos somando as diferentes forças e os momentos que atuam no avião ordenando-os em dois vetores distintos. Este bloco possui como entrada os vetores FM_{aero} , FM_{prop} , FM_{grav} e FM_{wind} (saídas dos blocos *Aerodynamics group (Beaver)*, *Engine group (Beaver)*, *Gravity* e *Fwind* respectivamente). Como saída este bloco apresenta os vetores F_{tot} e M_{tot} :

$$F_{tot} = [\quad F_x \quad F_y \quad F_z \quad]^T \quad \text{(forças externas totais)}$$

$$M_{tot} = [\quad L \quad M \quad N \quad]^T \quad \text{(momentos externos totais)}$$

onde:

F_x, F_y, F_z = forças totais ao longo do sistema de eixos fixo no avião[N]

L, M, N = momentos totais ao longo do sistema de eixos fixo no avião[NM]

O bloco *Hlpfcn* calcula os senos e os co-senos necessários no cálculo das derivadas das variáveis de estado (ângulo de ataque, ângulo de *sideslip* e ângulos de Euler). Este bloco possui com entrada o vetor de estado x e como saída o vetor y_{hlp} , onde:

$$y_{hlp} = [\cos \alpha \ \text{sen } \alpha \ \cos \beta \ \text{sen } \beta \ \tan \beta \ \text{sen } \psi \ \cos \psi \ \text{sen } \theta \ \cos \theta \ \text{sen } \phi \ \cos \phi]^T$$

O bloco *Aircraft Equations of Motion (Beaver)* contém as equações não lineares de movimento que determinam as derivadas das variáveis de estado. Este bloco é composto pelos sub-blocos *xdotcor* que converte as equações de estado implícitas do modelo dinâmico do avião Beaver nas equações de estado explícitas (equações implícitas são difíceis de serem resolvidas pelo Simulink); *uvw* que calcula as componentes de velocidade u , v e w a partir do ângulo de ataque, do ângulo de *sideslip* e da velocidade aerodinâmica; *12 ODEs* que contém as doze equações de estado de um avião; e um integrador que obtém as variáveis de estado a partir de suas derivadas. Este bloco possui como entrada os vetores F_{tot} e M_{tot} (saída do bloco *FMsort*), e pelos blocos u_{wind} , y_{atm} e y_{hlp} (saídas dos blocos *Fwind*, *Airdata group* e *Hlpfcn* respectivamente). Como saída ele apresenta o vetor de estado x , a derivada do vetor de estado x e o vetor y_{bvel} , onde:

$$y_{bvel} = [\ u \ v \ w \]^T \quad (\text{componentes da velocidade aerodinâmica})$$

onde:

u = componente da velocidade aerodinâmica ao longo do eixo X_B [m/s]

v = componente da velocidade aerodinâmica ao longo do eixo Y_B [m/s]

w = componente da velocidade aerodinâmica ao longo do eixo Z_B [m/s]

O bloco *Additional Outputs* determina as acelerações e as forças específicas, as variáveis da rota de vôo e as derivadas das componentes de velocidade u , v e w . Este bloco é composto pelos blocos *Flpath* que calcula algumas variáveis da rota de vôo; *uvwdot* que calcula as derivadas das componentes de velocidade u , v e w ; e pelo bloco *Accel* que calcula algumas acelerações e forças específicas (saída dos acelerômetros) no centro de gravidade do avião. Este bloco possui como entradas o vetor de estado x , a derivada do vetor de estado x , e os vetores y_{hlp} , F_{tot} e F_{grav} (saídas dos blocos *Hlpfcn*, *FMsort* e *Gravity forces* respectivamente). A saída corresponde ao vetor y_{acc} :

$$Y_{fp} = [\ \gamma \ fpa \ \chi \ \Phi \]^T \quad (\text{variáveis da rota de vôo})$$

$$Y_{uvw} = [\ \dot{u} \ \dot{v} \ \dot{w} \]^T \quad (\text{derivadas das componentes de velocidade u, v, w})$$

$$Y_{acc} = [\ A_x \ A_y \ A_z \ a_{x,k} \ a_{y,k} \ a_{z,k} \]^T \quad (\text{forças e acelerações})$$

onde:

γ = ângulo do trajeto de vôo [*rad*] ou [*deg*]
 fpa = aceleração no trajeto de vôo [*m/s²*]
 χ = ângulo de azimute [*rad*] or [*deg*]
 Φ = ângulo de inclinação da curva [*rad*] or [*deg*]
 \dot{u} = derivada de u [*m/s²*]
 \dot{v} = derivada de v [*m/s²*]
 \dot{w} = derivada de w [*m/s²*]
 A_x = saída do acelerômetro - eixo X_B [*m/s²*]
 A_y = saída do acelerômetro - eixo Y_B [*m/s²*]
 A_z = saída do acelerômetro - eixo Z_B [*m/s²*]
 $a_{x,k}$ = aceleração cinemática ao longo do eixo X_B [*m/s²*]
 $a_{y,k}$ = aceleração cinemática ao longo do eixo Y_B [*m/s²*]
 $a_{z,k}$ = aceleração cinemática ao longo do eixo Z_B [*m/s²*]

O modelo citado acima necessita das variáveis *AM* que são as derivadas de estabilidade e controle utilizadas pelo modelo aerodinâmico do avião Beaver, *EM* que são os coeficientes de força e momento utilizados no modelo do motor do avião Beaver, *GM1* que contém a massa, os momentos e os produtos de inércia, três propriedades geométricas (corda média, área da asa e envergadura da asa) e *GM2* que contém os coeficientes inerciais. Estas variáveis devem ser carregados no MATLAB e correspondem a três matrizes e dois vetores que podem ser criadas pela rotina *MODBUILD* do *toolbox* FDC 1.3.

As derivadas de estabilidade e controle do avião Beaver foram determinadas a partir de testes de vôo realizados por Tjee [TJE 88] em 1988. Estas derivadas expressam os momentos e as forças aerodinâmicas ao longo do sistema de eixos fixo no avião em termos de funções polinomiais. Os coeficientes de força e momento são dados por [RAU 98]:

$$\begin{aligned}
C_{X_a} &= C_{X_0} + C_{X_\alpha} \alpha + C_{X_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{X_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{X_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{X_{\delta_r}} \delta_r + C_{X_{\delta_f}} \delta_f + C_{X_{\alpha\delta_f}} \alpha\delta_f \\
C_{Y_a} &= C_{Y_0} + C_{Y_\beta} \beta + C_{Y_p} \frac{pb}{2V} + C_{Y_r} \frac{rb}{2V} + C_{Y_{\delta_a}} \delta_a + C_{Y_{\delta_r}} \delta_r + C_{Y_{\delta_r\alpha}} \delta_r\alpha + C_{Y_{\beta}} \frac{\dot{\beta}b}{2V} \\
C_{Z_a} &= C_{Z_0} + C_{Z_\alpha} \alpha + C_{Z_{\alpha^3}} \alpha^3 + C_{Z_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{Z_{\delta_e}} \delta_e + C_{Z_{\delta_e\beta^2}} \delta_e\beta^2 + C_{Z_{\delta_f}} \delta_f + C_{Z_{\alpha\delta_f}} \alpha\delta_f \\
C_{l_a} &= C_{l_0} + C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{pb}{2V} + C_{l_r} \frac{rb}{2V} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r + C_{l_{\delta_a\alpha}} \delta_a\alpha \\
C_{m_a} &= C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{\alpha^2}} \alpha^2 + C_{m_q} \frac{q\bar{c}}{2V} + C_{m_{\delta_e}} \delta_e + C_{m_{\beta^2}} \beta^2 + C_{m_r} \frac{rb}{2V} + C_{m_{\delta_f}} \delta_f \\
C_{n_a} &= C_{n_0} + C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{pb}{2V} + C_{n_r} \frac{rb}{2V} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r + C_{n_q} \frac{q\bar{c}}{V} + C_{n_{\beta^3}} \beta^3
\end{aligned}$$

A tabela B.1 contém os valores dos coeficientes de estabilidade e controle destas equações polinomiais.

Tabela B.1: Coeficientes no modelo aerodinâmico do Beaver.

C_X		C_Y		C_Z	
parâmetro	valor	parâmetro	valor	parâmetro	valor
0	-0.03554	0	-0.002226	0	-0.05504
α	0.002920	β	-0.7678	α	-5.578
α^2	5.549	$\frac{pb}{2v}$	-0.1240	α^3	3.442
α^3	-5.162	$\frac{rb}{2V}$	-0.3666	$\frac{q\bar{c}}{V}$	-2.988
$\frac{q\bar{c}}{V}$	-0.6748	δ_a	-0.02956	δ_e	-0.3980
δ_r	0.03412	δ_r	0.1158	$\delta_e\beta^2$	-15.93
δ_f	-0.09447	$\delta_r\alpha$	0.5238	δ_f	-1.377
$\alpha\delta_f$	1.106	$\frac{\dot{\beta}b}{2V}$	-0.1600	$\alpha\delta_f$	-1.261
C_l		C_m		C_n	
parâmetro	valor	parâmetro	valor	parâmetro	valor
0	0.0005910	0	0.09448	0	-0.003117
β	-0.06180	α	-0.6028	β	0.006719
$\frac{pb}{2V}$	-0.5045	α_2	-2.140	$\frac{pb}{2V}$	-0.1585
$\frac{rb}{2V}$	0.1695	$\frac{q\bar{c}}{V}$	-15.56	$\frac{rb}{2V}$	-0.1112
δ_a	-0.09917	δ_e	-1.921	δ_a	-0.003872
δ_r	0.006934	β^2	0.6921	δ_r	-0.08265
$\delta_a\alpha$	-0.08269	$\frac{rb}{2V}$	-0.3118	$\frac{q\bar{c}}{V}$	0.1595
		δ_f	0.4072	β^3	0.1373

Apêndice C

Aeronave ARARA II

A aeronave ARARA II, construída no Laboratório de Computação de Alto Desempenho (LCAD) do Instituto de Ciências Matemáticas e de Computação da USP - São Carlos, foi projetada de forma a minimizar custos e diminuir o tempo de construção. Ilustrada na figura C.1, esta aeronave é composta em sua estrutura de materiais simples e de fácil manuseio, possui boa manobrabilidade e alta resistência a quedas.

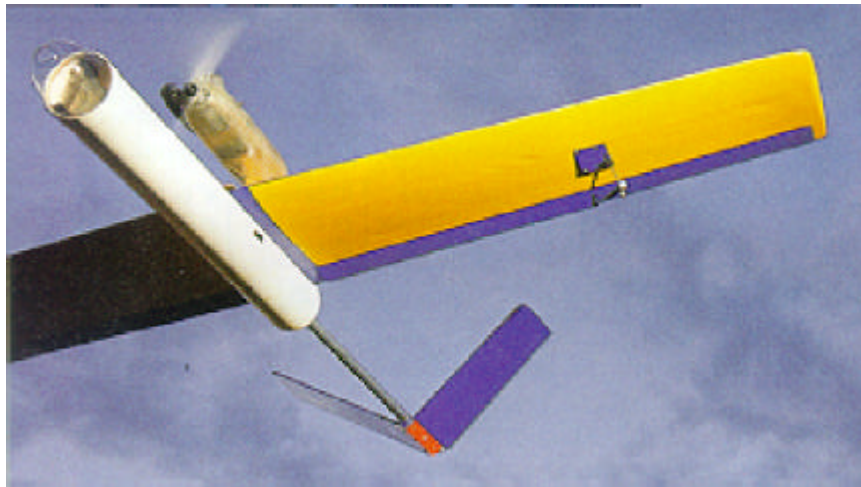


Figura C.1: Aeronave ARARA II

Sua fuselagem é composta de um tubo de PVC comum de 1,3 milímetros de espessura, onde são abrigados os dispositivos eletrônicos. Um tubo de alumínio de 1 milímetros de espessura conecta a cauda à fuselagem da aeronave. As asas são compostas por isopor revestido de madeira e plástico adesivo. Devido à instalação de câmeras em sua parte frontal, o motor está posicionado sobre as asas. O seu peso total corresponde a 4 Kg, podendo transportar até 1,5 kg de carga útil. A figura C.2 apresenta as dimensões exatas da aeronave ARARAII.

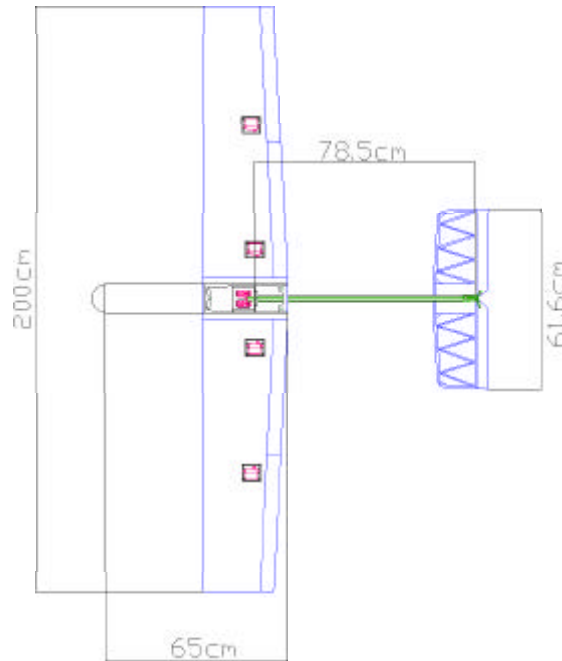


Figura C.2: Dimensões da aeronave ARARAII.

Empregada principalmente no monitoramento, inspeção e coleta de dados em áreas desprovidas de locais de pouso, a aeronave ARARAII não possui sistemas de aterrissagem (trem de pouso). A sua decolagem pode ser realizada com o auxílio de uma catapulta. O seu pouso é realizado através de um pára-quedas instalado na fuselagem.

A fase II do projeto ARARA utiliza a aeronave descrita acima. Nesta fase a arquitetura de hardware está dividida em dois módulos: Módulo Aéreo (MA), que corresponde aos componentes de hardware embarcados no avião e Módulo Base (MB), que é composto pelos componentes de hardware que permanecem em solo [RIB 00, TRE 00]. A figura C.3 ilustra os componentes de hardware em seus respectivos módulos e as interligações existentes entre eles.

O principal componente do Módulo Aéreo é uma placa padrão IBM-PC, responsável pelo gerenciamento da maioria dos componentes de hardware embarcados. A ela estão conectados um modem de RF, uma câmera digital, um receptor de R/C, um codificador MPEG-2 e a rede I2C. Esta última é necessária para prover acesso aos sensores embarcados na aeronave.

Ao contrário do Módulo Aéreo, o Módulo Base é composto por componentes convencionais de hardware como um microcomputador padrão IBM-PC, um joystick e um modem de RF.

A arquitetura de software do projeto ARARA na fase II também está dividida em dois módulos: Módulo Aéreo (MA), que corresponde ao software embarcado na aeronave, e Módulo

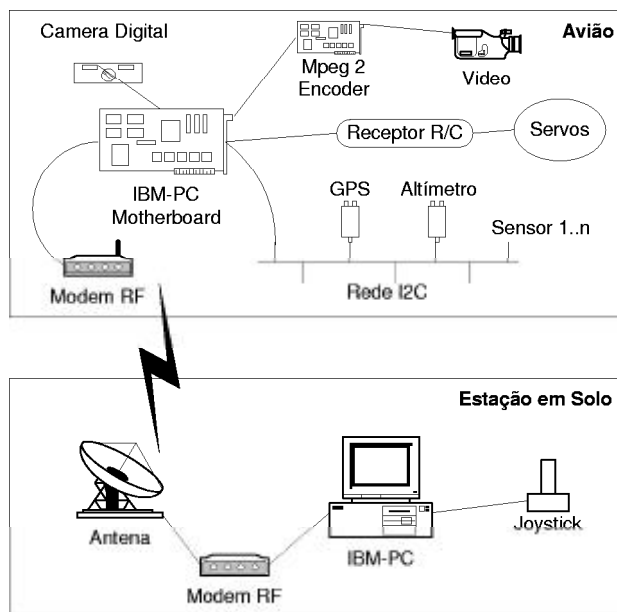


Figura C.3: Componentes de hardware da aeronave ARARAII

Base (MB), que corresponde ao software da estação em solo. O sistema operacional utilizado no microcomputador do Módulo Aéreo é o Linux. Devido à limitação de memória e hardware existente, o sistema é configurado para executar somente alguns serviços básicos. O sistema operacional utilizado na estação em solo é o Windows 98 ou superior. A implementação do Módulo Aéreo está sendo realizada em linguagem C para Linux e a implementação do Módulo Base foi realizada em Borland Dephi 5, que possivelmente, deverá ser portada para o Borland Kylix. A figura C.4 apresenta o Diagrama de Fluxo de Dados (nível conceitual) do Módulo Aéreo e do Módulo Base e suas interligações.

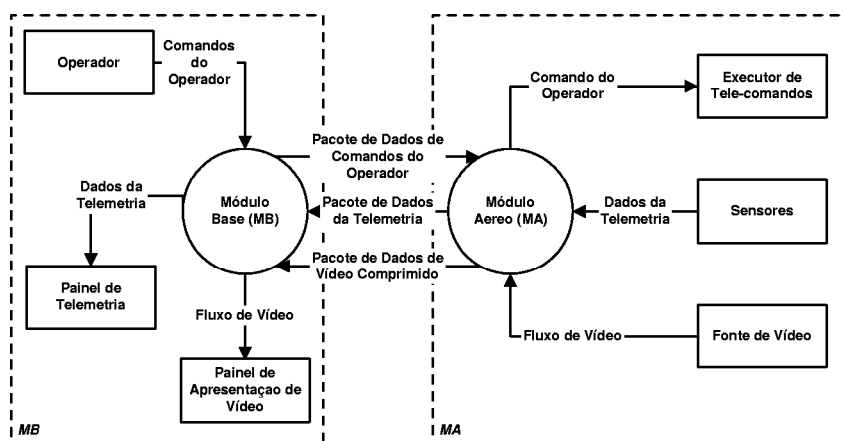


Figura C.4: DFD do módulos de software da aeronave ARARAII.

O Módulo Base é responsável por enviar os comandos do operador obtidos de dispositivos de entrada conectados à estação de solo como joystick, mouse, teclado entre outros. Este módulo também é responsável por apresentar no monitor de vídeo e armazenar no arquivo de log os dados de telemetria recebidos do módulo aéreo. Também possui como função descomprimir e apresentar o fluxo de vídeo recebido do módulo aéreo.

O Módulo Aéreo é responsável por comprimir o fluxo de vídeo recebido da fonte de vídeo e enviar um pacote de vídeo comprimido para o Módulo Base. Este módulo também é responsável por receber os dados dos sensores, formatá-los em dados de telemetria e enviá-los ao Módulo Base. Também é de sua responsabilidade executar os comandos do operador em solo.

O Módulo Base apresenta ao operador uma interface gráfica intuitiva semelhante ao painel de um avião convencional como mostra a figura C.5. No painel são apresentados os instrumentos necessários para a realização de vôo por instrumentos e a imagem captada pelas câmeras instaladas a bordo da aeronave.



Figura C.5: Painel de controle da aeronave ARARAII

Devido à diversidade e diferentes características dos tipos de dados transmitidos pelo canal de comunicação, os dados são classificados em três grupos: Dados de Telecomando, Dados de Telemetria e Dados de Vídeo. Todos os tipos de pacotes utilizados no protocolo, exceto os pacotes de vídeo, possuem cabeçalhos de 24 bits de tamanho. Os primeiros 8 bits são utilizados para o DLE (*Data Link Escape*), os próximos 8 bits para o STX (*Start of Text*), e os últimos 8 bits

do cabeçalho para o *PacketType* (Tipo do Pacote). Todos os tipos de pacotes, exceto os pacotes de parâmetros de configuração (grupo de dados de telecomando), são transmitidos utilizando um serviço sem confirmação e sem conexão. Os pacotes de parâmetros de configuração são transmitidos utilizando um serviço com confirmação e sem conexão. Todos os tipos de pacotes, exceto os pacotes de vídeo, são transmitidos utilizando a técnica de *character stuffing* e detecção de erros utilizando o algoritmo CRC-32 (*Cyclic Redundance Code* de 32 bits). O CRC-32 somente é utilizado para descartar os pacotes que possuem erro, pois, o protocolo não prevê nenhum tipo de retransmissão.

Os dados de telecomando são provenientes da estação em solo e são responsáveis pelo controle remoto da aeronave, ou seja, intervenções do operador por meio de um dispositivo conectado ao microcomputador da estação de solo (joystick, mouse, teclado, etc.) Os dados de telecomando podem atuar diretamente nos dispositivos de controle da aeronave como profundor, leme de direção, ailerons, flaps e aceleração do motor, ou em outros tipos de dispositivos, como por exemplo, câmeras fotográficas (acionamento), câmeras de vídeo (seleção de câmera, captura de quadro e configuração de parâmetros de resolução) e pára-quedas (acionamento).

Os dados de telemetria são gerados pela aeronave e são utilizados principalmente na realização de vôos manuais. Eles indicam o estado da aeronave, como por exemplo, a direção e a altitude. Os pacotes de dados de telemetria são transmitidos do módulo aéreo para o módulo base em intervalos de 500 ms.

Os dados de vídeo são formam o fluxo de vídeo digital, comprimido no padrão MPG-2, que é transmitido da aeronave para a estação de solo. Devido a limitações do canal de comunicação os quadros possuem tamanho no máximo 320 x 240 pixels, taxa de quadros superior a 25 quadros por segundo e profundidade de cores maior que 16 bits.

A fase III do projeto ARARA também utiliza a aeronave ARARA II descrita no início deste apêndice. No entanto, o controle do avião será realizado de forma automática pelos módulos Sistema de Navegação e Sistema de Controle descritos no capítulo 5. Esses módulos permitirão que a aeronave realize missões pré-programadas. O alcance da aeronave é limitado apenas pela quantidade de combustível que pode transportar.