

**ARQUITETURAS DE INSTRUMENTAÇÃO E CONTROLE  
PARA UM PROTÓTIPO DE ROBÔ AÉREO  
BASEADO EM UM HELIMODELO**

**ENER DINIZ BECKMANN**

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM ENGENHARIA ELÉTRICA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA**

**FACULDADE DE TECNOLOGIA  
UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**



UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
Faculdade de Tecnologia

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO

**ARQUITETURAS DE INSTRUMENTAÇÃO E CONTROLE  
PARA UM PROTÓTIPO DE ROBÔ AÉREO  
BASEADO EM UM HELIMODELO**

**Ener Diniz Beckmann**

*Manuscrito submetido ao Departamento de Engenharia  
Elétrica como requisito parcial para obtenção  
do grau de Mestre em Engenharia Elétrica*

Banca Examinadora

Prof. Geovany Araújo Borges, ENE/UnB  
*Orientador*

\_\_\_\_\_

Prof. Samuel Siqueira Bueno, DRVC/CTI-MCT  
*Examinador externo*

\_\_\_\_\_

Prof. Adolfo Bauchspiess, ENE/UNB  
*Examinador interno*

\_\_\_\_\_

Prof. João Yoshiyuki Ishihara, ENE/UnB  
*Suplente*

\_\_\_\_\_



*Dedico este trabalho a todos aqueles  
que se empenham pela valorização da  
educação neste país*



## AGRADECIMENTOS

*Estes pouco mais de dois anos nos quais venho me empenhando poderiam ter sido bem melhores se não fossem por algumas pessoas. Digo isso, não porque estas pessoas me prejudicaram, mas porque, se não fosse o apoio delas, eu com certeza, teria desistido no meio do percurso e estaria fazendo algo mais recompensador no curto prazo, mas que, com certeza não me levaria à condição que me encontro hoje. É... foram períodos difíceis, mas no final valeram a pena.*

*Eu agradeço primeiramente aos colegas de laboratório pelos momentos de companheirismo:*

*ao professor Geovany pela oportunidade de desenvolver este trabalho de mestrado bem como pelo empenho demonstrado em todas as atividades que permeiam a pesquisa no LARA;*

*ao Carlos com quem fiz a maior parte das disciplinas no primeiro semestre, que me mostrou que é importante sermos autênticos e que não podemos nos deixar levar pelos que os outros querem que façamos;*

*ao Glauco, com quem quebrei muito a cabeça e que foi crucial para que os obstáculos fossem vencidos no segundo semestre;*

*ao Alexandre e à Mariana, pela companhia sempre fraternal;*

*ao Bruno e ao Antônio pelas muitas críticas e discussões sobre os assuntos mais inúteis, mas que abriam horizontes;*

*ao Pedro por levar o nome Beckmann a um outro nível;*

*aos demais companheiros que participavam dos “happy lara days”.*

*Também agradeço à Lillian que falou brava comigo uma vez: “Ener, você não vai largar o mestrado!”*

*e aos irmãos da igreja pelas orações;*

*Agradeço à empresa Expansion por me financiar por este período.*

*E àqueles amigos e familiares que não tiveram participação direta neste trabalho, mas que me ajudaram muito em toda minha vida.*

*A todos estes que foram fundamentais para que o trabalho fosse concluído, meu muito obrigado!*



## **RESUMO**

### **ARQUITETURAS DE INSTRUMENTAÇÃO E CONTROLE PARA UM PROTÓTIPO DE ROBÔ AÉREO BASEADO EM UM HELIMODELO**

**Autor: Ener Diniz Beckmann**

**Orientador: Prof. Geovany Araújo Borges, ENE/UnB**

**Programa de Pós-graduação em Engenharia Elétrica**

**Brasília, dezembro de 2008**

O projeto no qual este trabalho está inserido objetiva o desenvolvimento de uma plataforma capaz de se manter estável voando a baixas e médias velocidades, sendo de fácil operação visando a inspeção de linhas de transmissão de energia utilizando câmeras embarcadas no robô. Este documento apresenta a instrumentação de um robô aéreo baseado em um helimodelo Raptor90SE, bem como o desenvolvimento de uma estratégia de controle de vôo pairado para o veículo avaliada em simulação. A instrumentação inclui a integração dos diversos sensores e componentes de acionamento com os dispositivos de processamento em níveis de *hardware* e *software*, bem como a infra estrutura para o funcionamento embarcado do sistema como um todo. Para o projeto dos controladores de vôo pairado, é proposto um modelo matemático não-linear paramétrico que descreve o comportamento dinâmico do robô em diversos modos de vôo não acrobáticos. A estratégia de controle proposta é do tipo PID com algumas alterações para compensar as não linearidades. O controlador possui três níveis em cascata com desacoplamento dos modos. A validação do modelo e do controlador propostos em simulação apresentou bons resultados.



## **ABSTRACT**

### **ARCHITECTURES OF INSTRUMENTATION AND CONTROL FOR A HELIMODEL BASED AERIAL ROBOT PROTOTYPE**

**Author: Ener Diniz Beckmann**

**Supervisor: Prof. Geovany Araújo Borges, ENE/UnB**

**Programa de Pós-graduação em Engenharia Elétrica**

**Brasília, december of 2008**

The project in which this work is included, aims to develop a platform capable of keeping stable flight at low and medium speeds and easy operation aiming the inspection of power transmission lines using cameras carried by the robot. This document presents the instrumentation of an aerial robot based on a model helicopter Raptor90SE, as well as the development of its hover flight control strategy evaluated in simulation. The instrumentation includes the hardware and software integration of various sensors and drive components with the processing devices, as well as the infrastructure for embedded operation of the whole system. For the design of the hover controllers, it is proposed a parametric nonlinear mathematical model that describes the dynamic behavior of the robot in various modes of non acrobatic flight. The proposed control strategy is of PID type with some improvements to account for the nonlinearities. The controller presents a three level cascaded structure with mode decoupling. The evaluation of the proposed model and the controller presented satisfactory results.



# SUMÁRIO

<b>1</b>	<b>INTRODUÇÃO</b>	<b>1</b>
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO E MOTIVAÇÃO	1
1.2	HISTÓRICO DOS ESTUDOS EM ROBÓTICA AÉREA NO LARA	3
1.3	DEFINIÇÃO DO PROBLEMA E OBJETIVOS	4
1.4	RESULTADOS ALCANÇADOS	6
1.5	APRESENTAÇÃO DO MANUSCRITO	7
<b>2</b>	<b>REVISÃO BIBLIOGRÁFICA</b>	<b>9</b>
2.1	INTRODUÇÃO	9
2.2	ARQUITETURAS DE INSTRUMENTAÇÃO	10
2.2.1	ESTRUTURA MECÂNICA E DE ACIONAMENTO	10
2.2.2	SENSORES PARA LOCALIZAÇÃO E NAVEGAÇÃO	12
2.2.3	INSTRUMENTAÇÃO PARA CONTROLE DE VELOCIDADE DO ROTOR PRINCIPAL	13
2.2.4	CONTROLADOR DE GUINADA	13
2.2.5	UNIDADE DE PROCESSAMENTO	14
2.3	IDENTIFICAÇÃO DA DINÂMICA DOS HELIMODELOS	14
2.3.1	MODELAMENTO COM FOCO NA APLICAÇÃO DIRETA DAS LEIS DA FÍSICA	15
2.3.2	OBTENÇÃO DE MODELOS COM FOCO EM TEORIA DE SISTEMAS	16
2.3.3	MÉTODOS HÍBRIDOS	17
2.4	ESTRUTURAS PARA CONTROLE DE HELIMODELOS	19
2.4.1	PROJETO DE CONTROLADORES $H_{\infty}$ APLICADO A HELICÓPTEROS	20
2.4.2	CONTROLE LINEAR QUADRÁTICO	21
2.4.3	CONTROLE DESACOPLADO	21
2.4.4	ESCOLHA DA ARQUITETURA DE CONTROLE	23
<b>3</b>	<b>INSTRUMENTAÇÃO</b>	<b>25</b>
3.1	INTRODUÇÃO	25
3.2	ESTRUTURA MECÂNICA	25
3.3	SENSORES	27
3.3.1	IMU	28
3.3.2	GPS	28
3.3.3	ALTÍMETRO BAROMÉTRICO	29
3.3.4	MAGNETÔMETRO	29
3.3.5	SONAR	30
3.3.6	SENSOR ÓPTICO DE VELOCIDADE DO ROTOR	31
3.4	CONTROLADOR NORTE	31
3.5	CONTROLADOR SUL	35
3.6	PLACA DE MEDIÇÃO DE NÍVEL DE BATERIA E INTERFACE COM OPERADOR	36
3.7	UNIDADE DE PROCESSAMENTO	37

3.8 SISTEMA DE ALIMENTAÇÃO .....	39
<b>4 CONTROLE .....</b>	<b>41</b>
4.1 INTRODUÇÃO .....	41
4.2 OBTENÇÃO DO MODELO .....	41
4.2.1 EQUAÇÕES DE CORPO RÍGIDO .....	41
4.2.2 DINÂMICA SIMPLIFICADA DO ROTOR PRINCIPAL .....	42
4.2.3 ACOPLANDO O MODELO DE CORPO RÍGIDO E A DINÂMICA DO ROTOR .....	44
4.2.4 DINÂMICA DE GUINADA .....	45
4.2.5 DINÂMICA DE ELEVAÇÃO .....	46
4.2.6 DINÂMICA DE TRANSLAÇÃO LATERAL E LONGITUDINAL .....	46
4.2.7 MODELO COMPLETO .....	47
4.2.8 IDENTIFICAÇÃO DOS PARÂMETROS .....	47
4.3 CONTROLE EM SIMULAÇÃO .....	49
4.3.1 PROCEDIMENTO DE IDENTIFICAÇÃO .....	50
4.3.2 CONTROLE DE ESTABILIZAÇÃO .....	51
4.3.3 CONTROLADORES EXTERNOS .....	54
<b>5 RESULTADOS .....</b>	<b>57</b>
5.1 INTRODUÇÃO .....	57
5.2 IDENTIFICAÇÃO DOS PARÂMETROS DO MODELO EM SIMULAÇÃO .....	57
5.3 CONTROLE EM SIMULAÇÃO .....	60
5.3.1 CONTROLE DE ESTABILIZAÇÃO .....	60
5.3.2 CONTROLE DE ALTITUDE E ATITUDE .....	61
5.3.3 CONTROLE DE VELOCIDADE DE TRANSLAÇÃO .....	63
<b>6 CONCLUSÕES .....</b>	<b>65</b>
6.1 CONSIDERAÇÕES FINAIS .....	65
6.2 PROPOSTAS PARA TRABALHOS FUTUROS .....	66
<b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS .....</b>	<b>68</b>
<b>ANEXOS .....</b>	<b>73</b>
<b>A. PRINCÍPIOS BÁSICOS DE FUNCIONAMENTO DE HELIMODELOS .....</b>	<b>75</b>
<b>B. MODELO MATEMÁTICO PARA SIMULAÇÃO DO HELIMODELO .....</b>	<b>79</b>
B..1 O ROTOR PRINCIPAL .....	79
B..2 O ROTOR DE CAUDA .....	82
B..3 ACOPLAMENTO ENTRE O ROTOR DE CAUDA E O ROTOR PRINCIPAL .....	83
B..4 BATIMENTO DAS PÁS .....	83
B..5 FORÇAS AERODINÂMICAS SOBRE A FUSELAGEM .....	84
B..6 ALETA VERTICAL .....	84
B..7 ESTABILIZADOR HORIZONTAL .....	84
B..8 EQUAÇÕES DE ESTADO .....	85

## LISTA DE FIGURAS

1.1	Alguns dos principais UAV's baseados em helimodelos em pesquisa no mundo .....	2
1.2	Trabalhos envolvendo robótica aérea na UnB .....	4
1.3	Ilustração de helicóptero convencional com seus eixos coordenados e ângulos de atitude .....	5
2.1	Arquitetura geral de um robô helicóptero.....	10
2.2	Exemplos de dispositivos comerciais usados no controle de helimodelos.....	14
2.3	Disposição geométrica do experimento na Caltech .....	16
2.4	Diagrama de blocos mostrando os principais componentes da dinâmica de um helicóptero .....	19
2.5	Níveis interno e externo de um controlador em cascata.....	19
2.6	Ilustração do problema de sensibilidade mista .....	20
2.7	Ilustração do problema de rejeição à perturbação .....	21
2.8	Controle de estabilização desacoplado usando compensadores PID.....	22
2.9	Fluxograma para escolha da arquitetura de controle [1] .....	23
3.1	Arquitetura geral do robô helicóptero do LARA.....	26
3.2	Helimodelo Raptor 90 SE .....	26
3.3	IMU300CC fabricada pela <i>Crossbow</i> <sup>®</sup> .....	28
3.4	Receptor GPS SuperStarII fabricado pela <i>NovAtel</i> <sup>®</sup> .....	29
3.5	HPA200 fabricado pela <i>Honeywell</i> <sup>®</sup> .....	29
3.6	Sistema de medição do campo magnético.....	30
3.7	Diagrama de blocos do sistema de medição do campo magnético .....	30
3.8	LV-MaxSonar <sup>®</sup> de fabricação da MaxBotix <sup>®</sup> .....	31
3.9	Sensor óptico para medição de velocidade do rotor (adaptado de [2]) .....	32
3.10	Placa contendo Microcontrolador AT91SAM7 .....	32
3.11	Placa Controlador Norte embarcada no sistema .....	33
3.12	Diagrama de blocos da placa Controlador Norte .....	33
3.13	Geração de sinais PWM defasados para controle dos servos [2].....	34
3.14	Controlador Sul .....	35
3.15	Diagrama de blocos da placa Controlador Sul .....	35
3.16	Sistema de medição de nível de bateria e interface com operador.....	36
3.17	Diagrama de blocos de medição de nível de bateria e interface com operador.....	36
3.18	Hardware que compõe a unidade de processamento .....	37
3.19	Placa de alimentação embarcada no sistema.....	40
4.1	Momentos de rolagem devido ao batimento das pás .....	44
4.2	Tela do Helisim 2.0 .....	50
4.3	Arquitetura inicial de controle no simulador.....	51
4.4	Arquitetura de controle no simulador.....	54
5.1	Comparação entre dados e modelo paramétrico para $p$ e $q$ .....	58

5.2	Comparação entre dados e modelo paramétrico para $w$ .....	58
5.3	Comparação entre dados e modelo paramétrico para $r$ .....	59
5.4	Comparação entre dados e modelo paramétrico para $u$ e $v$ .....	59
5.5	Resposta do sistema linearizado para o teste de dominância diagonal .....	60
5.6	Controle de estabilização no simulador .....	62
5.7	Resposta para variações de $1m$ na referência de altitude .....	63
5.8	Resposta do controle de estabilização no simulador .....	63
5.9	Resposta do sistema completo a degraus na referência de velocidade de translação longitudinal ( $u$ )[m/s] no tempo[s] .....	64
5.10	Resposta do sistema completo a degraus na referência de velocidade de translação lateral ( $v$ )[m/s] no tempo[s].....	64
A..1	Eixos e ângulos relacionados a um helicóptero convencional .....	75
A..2	Mecanismo de mudança do ângulo das pás. Adaptado de [2] .....	76
A..3	Efeito do alteração do cíclico longitudinal. Adaptado de [2].....	77

## LISTA DE TABELAS

2.1	Características mecânicas nominais dos helimodelos usados na CMU e MIT (adaptado de [3]).....	11
2.2	Características das unidades de processamento usadas em alguns dos projetos de robôs helicópteros .....	15
3.1	Servomotores usados para comando .....	27
4.1	Correspondência entre entradas e saídas no controle desacoplado .....	51
4.2	Parâmetros estimados para o helimodelo Xcell.60 simulado com o Helisim 2.0 .....	52
4.3	Correspondência entre entradas e saídas para o controle nos três níveis .....	55
B.1	Parâmetros para simulação do Xcell.60 .....	80



## LISTA DE SÍMBOLOS

### Símbolos Latinos

$F$	Força	[N]
$I$	Momento de inércia	[kg <sup>2</sup> ]
$M$	Torque	[Nm]
$U$	Sinal de controle	
$T$	Componente do empuxo gerado pela rotação das pás	[N]
$a$	Ângulo de batimento lateral das pás	[rad]
$b$	Ângulo de batimento longitudinal das pás	[rad]
$g$	Aceleração da gravidade	[m/s <sup>2</sup> ]
$m$	Massa do helicóptero	[kg]
$p$	Velocidade angular em torno do eixo $x$	[rad/s]
$q$	Velocidade angular em torno do eixo $y$	[rad/s]
$r$	Velocidade angular em torno do eixo $z$	[rad/s]
$r_{fb}$	Realimentação da velocidade angular em torno do eixo $z$ quando se usa um controlador comercial de guinada ( <i>gyro</i> )	[rad/s]
$u$	Componente da velocidade no eixo $x$ do helicóptero	[m/s]
$v$	Componente da velocidade no eixo $y$ do helicóptero	[m/s]
$w$	Componente da velocidade no eixo $z$ do helicóptero	[m/s]
$x$	Eixo coordenado (ver Figura 1.3)	[m]
$y$	Eixo coordenado (ver Figura 1.3)	[m]
$z$	Eixo coordenado (ver Figura 1.3)	[m]
$\mathbf{u}$	Vetor contendo sinais de controle	
$\mathbf{x}$	Vetor de estados	
$\mathbf{T}$	Vetor empuxo ( <i>thrust</i> )	

### Símbolos Gregos

$\theta$	Ângulo de arfagem	[rad]
$\phi$	Ângulo de rolagem	[rad]
$\psi$	Ângulo de guinada	[rad]
$\delta$	pequena variação	
$\tau_f$	constante de tempo do batimento do rotor principal	[s]
$\tau_e$	constante de tempo do batimento da barra estabilizadora	[s]
$\Omega$	Velocidade de rotação do rotor	[rad/s]

### Grupos Adimensionais

$\gamma$	<i>blade lock number</i> (razão entre as forças aerodinâmicas e as forças inerciais)	
----------	--	--

## Subscritos

<i>col</i>	referente ao coletivo
<i>lat</i>	referente ao cíclico lateral
<i>lon</i>	referente ao cíclico longitudinal
<i>ped</i>	referente ao pedal
<i>t</i>	referente ao acelerador ( <i>throttle</i> )
<i>x</i>	componente no eixo <i>x</i>
<i>y</i>	componente no eixo <i>y</i>
<i>z</i>	componente no eixo <i>z</i>
$\beta$	relacionado à torção das pás

## Siglas

CIFER	<i>Comprehensive Identification from Frequency Responses</i>
CMU	<i>Carnegie Mellon University</i>
DGPS	<i>Differential Global Positioning System</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
Helisim	Simulador de helimodelos desenvolvido no LARA
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i>
LADAR	<i>Laser detection and ranging</i>
LARA	Laboratório de Robótica e Automação
LCVC	Laboratório de Controle e Visão Computacional
LiPo	Lítio-Polímero (tipo de bateria)
LQG	Controlador ótimo linear que minimiza uma função de custo quadrática e usa estimadores gaussianos para obter os estados ( <i>linear-quadratic-Gaussian</i> )
LQR	Regulador ótimo linear que minimiza uma função de custo quadrática ( <i>linear-quadratic-regulator</i> )
MIMO	<i>Multiple Input Multiple Output</i>
MIT	<i>Massachusetts Institute of Technology</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
PC	<i>Personal Computer</i> - Computador com arquitetura <i>x86</i>
PEM	<i>Prediction Error Method</i>
PI	Controlador Proporcional e Integral
PID	Controlador Proporcional, Integral e Derivativo
PWM	<i>Pulse Width Modulated</i>
RTOS	<i>Real Time Operational System</i>
SISO	<i>Single Input Single Output</i>
SPI	<i>Serial Peripheral Interface</i>
ssh	<i>secure shell</i>
TTL	<i>Transistor Transistor Logic</i>
ttp	<i>tip-path plane</i>
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>
UnB	Universidade de Brasília
USART	<i>Universal Synchronous Asynchronous Receiver Transmitter</i>
VTOL	<i>Vertical Take-Off and Landing</i>



# 1 INTRODUÇÃO

*Who's afraid to fall, will never fly.*

Autor desconhecido

## 1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO E MOTIVAÇÃO

Nos últimos anos, o interesse de grupos de pesquisa em produzir e aperfeiçoar veículos autônomos capazes de realizar vôos sem auxílio de pilotos, possibilitando ainda a automação de diversas tarefas de alto nível, tem crescido bastante. O sucesso recente no desenvolvimento desses veículos se deve a uma grande quantidade de fatores, entre eles o avanço na qualidade e miniaturização dos sensores e na eletrônica digital.

Vôos não tripulados, com controle automático, permitem respostas rápidas do sistema, possibilidade de atuação em ambientes de difícil acesso em tarefas de alto risco. Em comparação com vôos tripulados, a principal vantagem é o não comprometimento da integridade física do piloto em caso de falha. Veículos não tripulados, pela possibilidade de miniaturização, podem implicar em custos menores que aeronaves convencionais. Além disso, um grande esforço com treinamento de pilotos é poupado.

Entre as diversas aplicações civis e militares que podem envolver veículos aéreos não tripulados (UAV's, do inglês *Unmanned Aerial Vehicles*), pode-se enfatizar alguns tipos em especial <sup>1</sup>:

- **Sensoreamento Remoto:** Sensoreamento remoto através de UAV's inclui tomada de imagens aéreas usando câmeras para mapeamento e monitoramento, uso de sensores biológicos, sensores químicos e sistemas de radar. Podemos ilustrar sensores biológicos como aqueles capazes de detectar a presença de microorganismos no ar. Os sensores químicos, por sua vez, podem detectar a concentração de algum componente na atmosfera. Na Espanha, helicópteros autônomos são utilizados para encontrar focos de incêndio usando câmeras infravermelho [4]. Na Suécia helicópteros com um sistema de visão embarcado são utilizados para detecção de minas terrestres [5]. Imagens tomadas de câmeras podem ser usadas para detectar falhas em estruturas mecânicas de difícil acesso ou linhas de transmissão de energia, por exemplo.
- **Transporte:** UAV's são capazes de transportar cargas por via aérea. Mísseis auto atuados podem ser considerados UAV's. Neste caso, sua aplicação é o transporte de explosivos para a área desejada. UAV's podem inclusive ser utilizados para o transporte de outros robôs para operarem em áreas de difícil acesso.
- **Operações militares de alto risco:** Aviões MQ1 Predator são veículos militares não tripulados utilizados recentemente pelo governo americano, lançados em bases no Paquistão e Uzbequistão contra grupos terroristas no Afeganistão. Uma das vantagens de utilizar um veículo não tripulado é reduzir problemas diplomáticos, uma vez que se o avião for abatido, não haverá

---

<sup>1</sup>[http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned\\_aerial\\_vehicle](http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle) acessado em outubro de 2008



(a) AVATAR - Universidade de Sul da Califórnia, EUA



(b) AHP - Universidade Carnegie Mellon, EUA



(c) BEAR - Universidade da Califórnia, Berkeley, EUA



(d) GTAR - Georgia Tech, EUA



(e) AAVT - Virginia Tech, EUA



(f) Hirobo - Universidade de Chiba, Japão

Figura 1.1: Alguns dos principais UAV's baseados em helimodelos em pesquisa no mundo

piloto para ser capturado. Um avião deste tipo foi usado pela primeira vez fora de um contexto de guerra, para abater suspeitos de serem terroristas da Al Qaeda em Yemen em 3 de Novembro de 2002<sup>2</sup>.

- **Busca e resgate:** UAV's, tem sido cada vez mais utilizados em aplicações de busca e resgate, conforme observado em 2008 depois dos furacões que atingiram os estados de Louisiana e Texas nos EUA. Nesta ocasião, UAV's fizeram imagens precisas dos locais antes e depois da ação do furacão e, a partir daí, foi possível detectar a áreas mais afetadas.

- **Vantagens**

- Possibilidade de voo pairado;
- Velocidade razoável em vôos de cruzeiro;
- Grande agilidade e manobrabilidade;
- Habilidade de pouso e decolagem na vertical (VTOL, do inglês *Vertical Take-Off and Landing*).

- **Desvantagens**

- Pequeno tempo de autonomia de voo;
- Pequena carga útil;
- Dinâmica inerentemente instável com alto grau de acoplamento entre as variáveis.

Os principais projetos de robôs baseados em helicópteros no mundo visam aproveitar essas vantagens, tentando contornar suas desvantagens para produzir um veículo capaz de realizar tarefas de maneira autônoma. A Figura 1.1 ilustra alguns desses projetos.

<sup>2</sup><http://www.fas.org/irp/program/collect/predator.htm> acessado em outubro de 2008

## 1.2 HISTÓRICO DOS ESTUDOS EM ROBÓTICA AÉREA NO LARA

Desde 2004 a UnB desenvolve pesquisa em robótica aérea, inicialmente no Laboratório de Controle e Visão Computacional (LCVC) e mais recentemente no Laboratório de Robótica e Automação (LARA). Os estudos foram iniciados com um trabalho de graduação utilizando uma miniatura elétrica de um helicóptero [6]. Este trabalho descreve o projeto de uma plataforma experimental construída para prover um maior conhecimento sobre a dinâmica de atitude de um helimodelo. O projeto dessa plataforma abarca a concepção de um suporte que possibilite o movimento do helicóptero nos três graus de liberdade, bem como o projeto da instrumentação necessária para a aquisição de dados, acionamento dos atuadores e interface com o PC (Figura 1.2(a)). Essa plataforma possibilitou o estudo de estratégias de controle de atitude realizados nos anos seguintes, desta vez com um helimodelo maior. Um modelo Raptor30 a combustão.

Em 2005, em um outro trabalho de graduação [7], foi realizado um estudo a respeito do modelamento dinâmico de um helimodelo, baseado, principalmente em [8]. Este trabalho de conclusão de curso deu origem à primeira versão do simulador do helicópteros Helisim (Figura 1.2(b)), utilizado também no trabalho corrente.

Em julho de 2007 foi defendida uma dissertação de mestrado [9] apresentando o desenvolvimento de um sistema de localização 3D para aplicação em um UAV (Figura 1.2(c)). O sistema proposto foi capaz de fornecer em tempo real estimativas da posição, velocidade e atitude do veículo usando apenas dispositivos leves, de dimensões reduzidas e de baixo custo.

Posteriormente, em junho de 2008, foi apresentado um outro trabalho de mestrado [2] que propôs estratégias de controle de rotação do rotor principal e de atitude para o helimodelo Raptor 30 montado em uma plataforma de testes (Figura 1.2(d)). O trabalho segue a estrutura de controle em cascata na qual são separados o controle de rotação de rotor, o controle de guinada e um terceiro controlador para controlar arfagem e rolagem. Nesse contexto, uma plataforma de testes foi projetada, construída e devidamente instrumentada para a análise de cada um dos movimentos. Os dados dos testes experimentais permitiram identificar as características mais relevantes da dinâmica de atitude em subsistemas separados que, por sua vez, possibilitaram o conhecimento de possibilidades e também limitações de várias técnicas de controle aplicadas a helimodelos.

Recentemente, foi iniciado, também no LARA, o desenvolvimento de um UAV do tipo quadricóptero em um trabalho de graduação [10] (Figura 1.2(f)). Foi realizada a construção, instrumentação e implementação das interfaces de comunicação do protótipo. Foi realizado também o modelamento matemático do comportamento dinâmico do quadricóptero e de seu sistema de localização, além do equacionamento das estratégias de controle para estabilização em vôo pairado e controle da velocidade de rotação dos motores. A partir destes desenvolvimentos matemáticos, dois simuladores foram implementados e usados como ferramentas para validação das estratégias de controle e estimação de estados que deverão ser utilizadas futuramente para os primeiros testes de vôo.

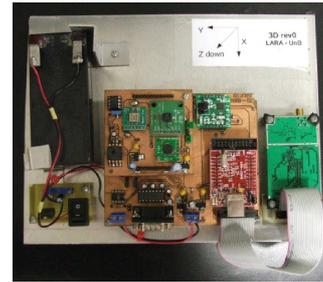
Outros trabalhos não publicados também foram realizados no contexto da robótica aérea na UnB. Dentre estes, vale ressaltar o aperfeiçoamento do simulador Helisim para o Helisim 2.0 (Figura 1.2(e)). Este foi de extrema importância para a validação de técnicas de controle empregadas no presente trabalho de mestrado.



(a) Helimodelo Elétrico montado em uma base



(b) Tela do Helisim 1.0



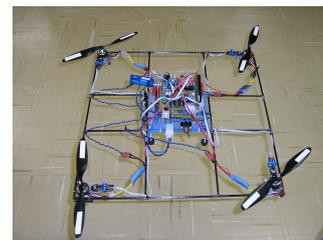
(c) Sistema de localização 3D



(d) Helimodelo Raptor30 montado em uma base



(e) Tela do Helisim 2.0



(f) Helicóptero Quadrirrotor

Figura 1.2: Trabalhos envolvendo robótica aérea na UnB

O grande avanço nessa linha de pesquisa na UnB nos últimos dois anos, se deve, em parte, à contribuição dos recursos da empresa Expansion, sem os quais seriam impossíveis a compra de diversos equipamentos destinados à construção de um veículo aéreo. Esta empresa atua na área de inspeção de linhas de transmissão e pretende utilizar futuramente veículos não tripulados para este trabalho.

### 1.3 DEFINIÇÃO DO PROBLEMA E OBJETIVOS

Este trabalho, em especial, trata da instrumentação e controle de um helicóptero em miniatura, do tipo convencional, ou seja, com um rotor principal e um rotor de cauda, como mostrado na Figura 1.3. Esta configuração apresenta diversas vantagens como: boa manobrabilidade, baixo custo, e baixo consumo de energia frente a outras configurações como o quadrirrotor. Contudo a estrutura mecânica é complexa e requer um rotor principal grande e uma cauda longa [11]. Esta configuração, dentre as mais comuns, é também uma das que impõe mais desafios para o projeto de controladores de estabilização [12].

Frente a este desafio, o projeto de um sistema de controle para um helicóptero compreende estudos nos campos de identificação de sistemas, teoria de sistemas de controle, instrumentação, navegação inercial, processamento de sinais e sistemas de tempo real [13]. A maior parte das técnicas de controle requer um modelo matemático que descreva a planta. Para obtenção deste modelo, faz-se preciso, ainda, um estudo da modelagem dinâmica de helicópteros.

Não se pode ignorar ainda a necessidade do desenvolvimento do software para o controle, a

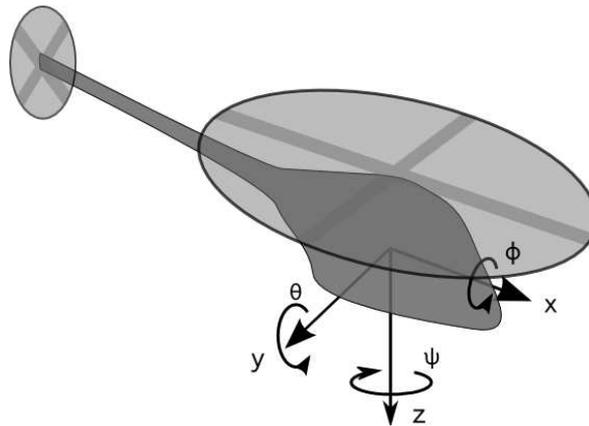


Figura 1.3: Ilustração de helicóptero convencional com seus eixos coordenados e ângulos de atitude

navegação, a aquisição de dados de maneira segura e a comunicação entre módulos de hardware. Além do sistema embarcado no veículo, é interessante possuir um mecanismo de gerenciamento remoto com interface com o usuário que atua passando comandos de alto nível ou em situações de emergência não previstas no sistema embarcado.

Pode-se, então, enumerar o desenvolvimento de um robô baseado em um helimodelo nas seguintes tarefas, sendo que nem todas são obrigatórias:

1. Escolher a estrutura mecânica e adaptar o sistema de acionamento.
2. Realizar a instrumentação, ou seja, escolher e instalar os sensores, unidades de processamento, e infraestrutura necessária para alimentação e comunicação e níveis de hardware e software.
3. Desenvolver o sistema de localização e a fusão sensorial para estimar as variáveis de interesse do helimodelo.
4. Escolher a arquitetura de controle a ser utilizada no veículo. Nesta etapa, deve-se atentar também para a identificação do modelo, caso seja necessário. Quando usado um modelo baseado em fenômenos físicos, o seu desenvolvimento deve ser realizado.
5. Desenvolver um ambiente de simulação para validação do modelo e da estratégia de controle.
6. Validar o modelo e a estratégia de controle no simulador desenvolvido.
7. Desenvolver o software para a unidade de processamento contendo tarefas em tempo real que administrem todos os recursos, e gerenciem o sistema de localização e de controle, incluídas no sistema.
8. Conceber o sistema de comunicação e gerenciamento remoto do robô.
9. Realizar a identificação do sistema físico usando a metodologia validada em simulação e aplicar a estratégia de controle.

Neste contexto, o presente trabalho tem como objetivos contribuir com o desenvolvimento de um robô helicóptero, tratando, mais especialmente, dos itens 1, 2, 4, 6 e 7 da enumeração prévia. Dentre

as demais atividades, a correspondente ao item 3 foi apresentado em [9] e a relacionada ao item 5 foi iniciada em [7] e aprimorada em um trabalho recente ainda não publicado. Acredita-se que os resultados apresentados neste manuscrito dão todo o suporte para que as tarefas remanescentes sejam realizadas seguindo a mesma metodologia.

#### 1.4 RESULTADOS ALCANÇADOS

Os principais objetivos deste trabalho são a instrumentação de um helimodelo visando a construção de um robô aéreo, bem como a proposição de uma estratégia de controle eficiente para estabilização do veículo em vôo pairado, foram alcançados a partir da obtenção outros resultados intermediários que enriquecem a proposta e servirão de amparo para trabalhos futuros. Pode-se enunciar os seguintes resultados alcançados:

- Foi proposta uma arquitetura eletrônica e, com base nesta arquitetura, foi desenvolvida toda a infra estrutura que compõe um robô baseado em um helimodelo, bem como integração dos componentes de acionamento e diversos sensores que possibilitam, aliados a um sistema de localização, a determinação de variáveis relacionadas ao veículo. Foi instalado no computador embarcado, responsável pelo controle, um sistema operacional com extensão tempo real. A arquitetura de software tratando as tarefas periódicas também foi proposta.
- Foi obtido um modelo matemático que descreve o comportamento do helimodelo em diversos modos de operação não acrobáticos<sup>3</sup> mas que é suficientemente simples para ser aplicado em projetos de sistemas de controle. Não pode ser encontrado na literatura um modelo que satisfaça simultaneamente cada um dos atributos mencionados. O modelo proposto possui trinta e dois parâmetros e treze variáveis de estado. Foi determinado também um procedimento para estimação de cada um desses parâmetros. O modelo e a estimação dos parâmetros foram avaliados em simulação.
- Foi proposta, também, uma arquitetura de controle de vôo pairado em cascata desacoplando os modos, também validada em simulação. No nível mais baixo é realizado o controle das velocidades de atitude e de elevação/descida. Em um segundo nível é realizado o controle de atitude e de altitude. No último nível é realizado o controle das velocidades de translação lateral e longitudinal. O controle em todos os níveis é formado por controladores PID com algumas alterações para melhorar o desempenho devido às não linearidades e acoplamentos entre os modos do sistema.

Os estudos geraram ainda duas publicações em conferências, detalhadas a seguir:

- MARTINS, A.S.; BECKMANN, E.D.; BORGES, G.A.. Identification and Control for a Model Helicopter's Yaw. In: VIII Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente, 2007, Florianópolis.

---

<sup>3</sup>Neste trabalho estão sendo consideradas acrobáticas, manobras com acelerações bruscas e ângulos de arfagem e rolagem superiores a 30°

Este trabalho trata do projeto de um controlador para o movimento de guinada de um modelo reduzido de helicóptero. A identificação do modelo nominal utilizada para a dinâmica de guinada é apresentada, incluindo os efeitos que causam a variação do torque gerado pelo motor, a principal fonte de perturbação para o controle da guinada. O modelo identificado é utilizado no projeto de controladores dos tipos PID e ótimo. Para rejeição de perturbação, uma ação integral e um ganho direto da mesma foram implementados. Por fim, resultados da avaliação experimental mostram o desempenho dos controladores no acompanhamento de sinais referência e na rejeição a perturbações.

- BECKMANN, E.D.; BORGES, G.A.. Nonlinear Modeling, identification and control for a simulated miniature helicopter. In: V IEEE Latin American Robotics Symposium, 2008, Salvador, Brazil.

Este trabalho apresenta o modelamento não linear de um helicóptero em escala reduzida e a identificação de seus trinta e dois parâmetros usando métodos de minimização dos erros de predição. O modelo proposto objetiva ser suficientemente simples para ser usado em projetos de controle clássico e ao mesmo tempo acurado para descrever bem a dinâmica do helimodelo em diversos modos de vôo não acrobáticos, ao contrário dos modelos mais conhecidos que descrevem bem apenas o vôo pairado. Um conjunto de controladores PID é ainda apresentado usando ganho direto da perturbação para o controlador de guinada. Os procedimentos de coleta de dados e a avaliação do desempenho dos controladores, para este trabalho, foram realizados usando o simulador dinâmico e visualizador Helisim 2.0 que usa um modelo mais complexo e acurado.

## 1.5 APRESENTAÇÃO DO MANUSCRITO

Este documento está organizado da seguinte forma: o Capítulo 2 discorre sobre os temas de estudo, expondo as técnicas mais empregadas para a instrumentação e controle de robôs baseados em helimodelos. Em seguida, o capítulo 3 descreve detalhes sobre a estrutura mecânica, a construção e integração do hardware bem como a arquitetura de software utilizada para construção do robô. O desenvolvimento do modelo matemático do helimodelo é apresentado no Capítulo 4, juntamente com a estrutura de controle escolhida para o vôo. Alguns resultados de simulações são avaliados no Capítulo 5, seguido das conclusões no Capítulo 6. O Anexo A. contém um auxílio ao leitor, onde são mencionados os princípios fundamentais de funcionamento de helicópteros.



## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

*No bird soars too high,  
if it soars with its own wings.*

William Blake

### 2.1 INTRODUÇÃO

Recentemente, o controle de veículos aéreos tem sido o foco de muitos grupos de pesquisa ao redor do mundo. Dentre esses veículos, helicópteros em miniatura estão entre os objetos voadores mais complexos [11]. Desta forma, a concepção de uma arquitetura de controle implica uma série de desafios dentre os quais se destacam [12]:

- O entendimento da dinâmica é difícil e requer, quase inevitavelmente, o uso de simuladores de voo e o aprendizado de técnicas de pilotagem.
- As técnicas mais comuns de identificação de sistemas não podem ser aplicadas diretamente. Para que a dinâmica de cada acoplamento seja observada, o sistema deve ser excitado de maneira quase acrobática ao mesmo tempo em que tenta-se evitar a queda do helimodelo.
- Experimentos para coleta de dados dependem de restrições de autonomia de voo.
- Devido à instabilidade inerente, é impraticável realizar testes totalmente em malha aberta. Muitos testes requerem inclusive uma base de experimentação.
- Efeitos giroscópicos criam um alto nível de acoplamento entre as variáveis, diferentemente do que ocorre nos aviões.
- O comportamento varia bastante de acordo com o modo de voo (pairando, fazendo uma curva, voando em cruzeiro). Desta forma, dificilmente um único controlador terá bons resultados em todos os modos.
- A vibração gera muito ruído sobre os sensores, principalmente nos modelos à combustão.
- Uma vez que todos os equipamentos devem ser embarcados, o peso e o consumo de energia limitam o uso de diversos instrumentos de medição e unidades de processamento. O aumento do peso do veículo também aumenta o consumo de combustível, diminuindo sua autonomia de voo.

Frente a tantas peculiaridades, um veículo aéreo autônomo deve conter um sistema capaz de garantir estabilidade e robustez dentro de um regime de operação. Deve-se preocupar ainda com o peso e a robustez do equipamento à vibração e às interferências externas, permitindo a operação adequada do robô.



Figura 2.1: Arquitetura geral de um robô helicóptero.

A Figura 2.1 mostra os principais componentes na arquitetura de um robô helicóptero. O Planejador de Trajetória estabelece uma trajetória levando em conta desvio de obstáculos e pontos intermediários para a atitude, posição e velocidades do robô, podendo passar outros parâmetros para o sistema de controle como modo de voo. O Sistema de Controle e Estabilização, por sua vez, fornece os sinais de atuação compensando a dinâmica instável do helimodelo, minimizando a influência de forças externas, de modo que o veículo mantenha a trajetória estabelecida pelo planejador. Diversos Sensores e um Sistema de Navegação são necessários para estimar a atitude e a posição do helicóptero no tempo, que servirá para realimentar o Planejador de Trajetória e o Sistema de Controle e Estabilização.

Diversos grupos de pesquisa no mundo já enfrentaram o desafio de desenvolver um sistema de controle helicópteros. Este capítulo mostra de maneira breve as arquiteturas de instrumentação e controle empregadas nos trabalhos mais conhecidos da literatura. A Seção 2.2 mostra as arquiteturas para instrumentação do robô. A Seção 2.3 mostra as estratégias mais utilizadas para identificação da dinâmica dos helimodelos. Semelhantemente, a Seção 2.4 mostra as estratégias de controle empregadas. Muito embora o problema de identificação seja parte de um projeto de controle, foi escolhido separar as duas partes para melhor organização do documento.

## 2.2 ARQUITETURAS DE INSTRUMENTAÇÃO

### 2.2.1 Estrutura mecânica e de acionamento

Partindo da arquitetura de mais baixo nível para o mais alto nível, um dos primeiros detalhes a serem escolhidos quando da concepção de um robô helicóptero é sua estrutura mecânica. Quando se opta pelos helicópteros convencionais com disposição de um rotor principal e um rotor de cauda, tratados neste trabalho, geralmente se usa uma miniatura rádio controlada comum na prática do helimodelismo. Acredita-se que os principais estímulos à essa prática sejam a complexidade na construção do *Bell-Hiller Mixer*, dispositivo que altera os ângulos das pás, conhecido pelos helimodelistas como bailarina. A grande disponibilidade de diversos produtos comerciais padronizados dedicados ao aeromodelismo também é um forte fator estimulante à utilização de helimodelos comerciais uma vez que implica em redução de custos e tempo de produção e reposição de peças.

O tamanho das plataformas varia de acordo com a aplicação fim. Nos trabalhos mais conhecidos, são usados miniaturas a combustão devido à sua maior carga útil. Neste aspecto, quanto menores os

Tabela 2.1: Características mecânicas nominais dos helimodelos usados na CMU e MIT (adaptado de [3])

	Yamaha R50 (CMU)	Xcell .60 (MIT)
Velocidade do rotor principal	850rpm	1600-1700 rpm
Massa do veículo (sem instrumentação)	44kg	4,5 kg
Massa do veículo (com instrumentação)	68kg	7.7 kg
Motor	Dois tempos, refrigerado a água	Dois tempos, refrigerado a ar
Carga	Câmeras de vídeo sistema de mapeamento 3D a laser	Nenhuma
Autonomia de voo	30 minutos	12 minutos

helimodelos, mais rápida a dinâmica. Modelos em menor escala são usados para estudos de vôos acrobáticos como é o caso de Xcell .60 desenvolvido no *Massachusetts Institute of Technology* (MIT) [14]. Quando a aplicação requer uma autonomia maior e se deseja embarcar diversos dispositivos de medição, se opta por miniaturas de maior escala como o Yamaha R-50 da *Carnegie Mellon University* (CMU) [15]. A Tabela 2.1 mostra as principais diferenças físicas entre as duas plataformas.

Na maioria dos helimodelos comerciais, o ângulo das pás é alterado através de servomotores atuados por sinais modulados por largura de pulso (PWM) com padrão 0 a 4,8 V, compatíveis com o padrão TTL. Para gerar os sinais de ativação, a prática mais comum consiste em usar um microcontrolador como descrito em [14, 16, 17]. A principal vantagem desta opção é o uso do microcontrolador como um computador de emergência ou como um dispositivo para alternar entre controle manual e controle automático. Outra opção mais simples é utilizar um contador para implementar a modulação [18].

São cinco os comandos para controle de um helicóptero:

- $U_t$ : Comando que indica a abertura da borboleta (*throttle*) e está relacionado com a potência que o motor entrega aos rotores. Também conhecido com acelerador.
- $U_{col}$ : Comando que determina o ângulo médio de ataque das pás do rotor principal em um ciclo de rotação. Também chamado de comando coletivo, pois altera o ângulo das pás uniformemente.
- $U_{lat}$ : Também chamado de cíclico lateral. Os comandos cíclicos são responsáveis por alterar o ângulo de ataque das pás individualmente dentro de um ciclo. Este comando gera uma rolagem no veículo.
- $U_{lon}$ : Também chamado de cíclico longitudinal. Age semelhantemente ao cíclico lateral, porém, gera um movimento de arfagem.

- $U_{ped}$ : Conhecido como pedal porque nos helicópteros em tamanho real, é controlado pelos pés do piloto. Este comando determina o ângulo de ataque das pás do rotor de cauda.

Uma explicação mais detalhada sobre o princípio de funcionamento de helicópteros, bem como seus atuadores, pode ser encontrada no Anexo A.

### 2.2.2 Sensores para localização e navegação

Para que o controle em malha fechada possa ser implementado em qualquer sistema, deve-se medir ou estimar cada uma das variáveis a serem controladas. No caso de controle de veículos com seis graus de liberdade, como os helicópteros, faz-se necessário um sistema que, a partir dos dados fornecidos por um conjunto de sensores, seja capaz de produzir estimativas confiáveis de posição, velocidade e atitude em relação a um sistema de referência externo.

Os sensores que podem ser empregados para tal podem ser classificados em:

- **Proprioceptivos**: medem estados internos do veículo sem usar uma referência externa, tais como sensores inerciais. No caso de sensores para aviação, sua principal vantagem é a alta taxa com que novas informações são disponibilizadas. Informações de caráter inercial como aceleração e velocidade de rotação, contudo, quando integradas, geram estimativas que divergem com um pequeno erro de medição com o passar do tempo.
- **Exteroceptivos**: utilizam algum tipo de referência externa ao veículo para fornecem informações relativas à localização. Esses sensores, geralmente, disponibilizam medidas de posição relativa ou ângulo. Sendo usadas para corrigir as estimativas obtidas pelos dados dos sensores inerciais.

Deve-se atentar que todo o conjunto deve ter peso e consumo de energia reduzidos. É importante também que os sensores possam ser usados globalmente, não necessitando, por exemplo, de balizas. Neste contexto, naturalmente, os sensores mais usados nos diversos projetos em robótica aérea são os mesmos utilizados em aviação:

- **Acelerômetros**: sensores proprioceptivos que medem as componentes tridimensionais da força específica (força sobre a massa) atuando sobre o sensor;
- **Girômetros**: sensores proprioceptivos que medem a velocidade de rotação em torno de seu eixo de máxima sensibilidade. Juntamente com os acelerômetros, compõe uma unidade de medição inercial (IMU).
- **Magnetômetros**: sensores exteroceptivos que medem a intensidade do campo magnético local. Associados a uma carta magnética da região, podem fornecer informações sobre a orientação;
- **Receptor GPS**: dispositivo capaz de fornecer estimativas de posição em relação ao centro da Terra usando satélites, portanto, atua como um sensor exteroceptivo;

- **Altímetro barométrico:** sensor exteroceptivo que mede a pressão absoluta da atmosfera. Associado a outras informações como densidade do ar, temperatura, e pressão ao nível do solo fornece medidas de altitude. Usado geralmente para melhorar as estimativas de altitude, uma vez que a precisão do GPS não é satisfatória para esta coordenada.

Muito embora este seja o conjunto de sensores mais utilizados, alguns trabalhos apresentam alternativas para reduzir o custo ou diminuir o erro de precisão. Em [16], o altímetro barométrico é substituído por um sistema de visão usando câmeras, que contribui na estimação, além da altitude, das velocidades lineares nos três eixos. Em [15], é incluído também um LADAR (do inglês *Laser detection and ranging*) tridimensional, usado não só para localização mas também para mapeamento. Por outro lado, como mostrado em [19] e em outras plataformas construídas no mesmo laboratório<sup>1</sup>, o sistema de localização para um UAV baseado em helicópteros pode ser construído usando apenas uma central inercial e um GPS como sensores.

Embora muitos deles [15, 16, 18] utilizem DGPS (GPS Diferencial) com precisão em torno de  $2\text{cm}$  e taxas de amostragem de até  $50\text{Hz}$ , [14] mostra que em vôos curtos, em que o tempo de atraso de comunicação entre o receptor e o satélite é praticamente constante, o uso de um receptor comum com medidas a cada  $1\text{s}$  é suficiente.

Outros detalhes sobre os sensores apresentados e sua aplicação em UAV's, bem como o sistema de localização como um todo podem ser obtidos de [9].

### 2.2.3 Instrumentação para controle de velocidade do rotor principal

Um dos aspectos mais importantes na simplificação do modelo dinâmico de um helicóptero é a possibilidade de assumir a velocidade de rotação do rotor principal aproximadamente constante [3]. Para tanto, essa variável deve ser medida e controlada.

A maneira mais comum de manter a velocidade do rotor constante é usando um governador, controlador comercial comum no helimodelismo, desenvolvido para esse fim. Um exemplo de governador é mostrado na figura 2.2(a). Essa abordagem é aplicada em [14, 18, 15]. Para medição da rotação do motor, governadores usam sensores magnéticos no eixo de saída do motor, semelhantes aos contidos em velocímetros utilizados em bicicletas.

Uma outra abordagem é a implementação do próprio governador, como mostrado em [16, 17] utilizando os mesmos sensores magnéticos, ou em [20] usando um *encoder* óptico adaptado no rotor de cauda.

### 2.2.4 Controlador de guinada

Um outro dispositivo utilizado para facilitar a estabilização da guinada é um controlador PI com um girômetro para o eixo vertical embutido comercializado especificamente para o controle de guinada de helicópteros, conhecido no helimodelismo apenas como *gyro*. Um exemplo de *gyro* é mostrado na figura 2.2(b).

---

<sup>1</sup><http://robotics.eecs.berkeley.edu/hcshim/research.html>, acessado em agosto de 2008



(a) Controlador de velocidade do rotor (Governador)



(b) Controlador de guinada (Gyro)

Figura 2.2: Exemplos de dispositivos comerciais usados no controle de helimodelos

### 2.2.5 Unidade de processamento

Além de todo o aparato para medição e acionamento, o sistema de controle deve possuir uma ou várias unidades de processamento que contém o sistema de localização e que fará os cálculos para definir o sinal de controle, entre outras tarefas desejadas. O sistema deve ser capaz de fornecer os sinais de controle em tempo real. Duas opções comuns para tanto são usar microcontroladores ou PC's com um sistema operacional em tempo real (RTOS). Devido à complexidade do problema no caso de robôs helicópteros, existe, no escopo dos trabalhos estudados, uma unanimidade no uso de placas PC-104 que, quase sempre, tem um poder de processamento superior ao dos microcontroladores e são robustas a vibração e outras condições ambientais desfavoráveis.

O sistema operacional em tempo real mais utilizado na maioria dos casos é o *QNX Neutrino*<sup>2</sup>, um sistema operacional tempo real baseado em UNIX, direcionado para o mercado de sistemas embarcados com tamanho bem reduzido, podendo ser colocado em menos de 8MB de memória flash como feito por [21]. A partir de setembro 2007, uma licença do QNX passou a ser oferecida gratuitamente para aplicações não comerciais<sup>3</sup>.

A Tabela 2.2 mostra o hardware e o sistema operacional usado nos projetos mais conhecidos. Percebe-se que nenhum dos projetos mencionados utiliza um disco rígido como unidade de armazenamento de dados, utilizando para tanto memórias *flash*. Essa opção se deve, provavelmente, à alta sensibilidade dos discos rígidos à vibração. As memórias *flash* possuem menores dimensões, peso e consumo, além de não serem sensíveis à vibrações.

## 2.3 IDENTIFICAÇÃO DA DINÂMICA DOS HELIMODELOS

A maioria das técnicas de controle necessita, para a síntese do controlador, de um modelo que aproxime a dinâmica da planta. A dinâmica de helicópteros é complexa e a obtenção de um modelo que, ao mesmo tempo, descreva bem a dinâmica e seja suficientemente simples para ser usado no projeto de controladores, é um desafio.

Seguem algumas características que tornam os modelos dinâmicos de helicópteros em miniatura

<sup>2</sup><http://www.qnx.com/> acessado em agosto de 2008

<sup>3</sup><http://en.wikipedia.org/wiki/QNX> acessado em agosto de 2008

Tabela 2.2: Características das unidades de processamento usadas em alguns dos projetos de robôs helicópteros

Projeto	Instituição	Características de hardware	RTOS
Xcell .60	MIT	266 MHz, 32MB RAM, 16MB Flash	QNX
Avatar	USC <sup>4</sup>	486 DX4 133 MHz, 4MB RAM, 8MB Flash	QNX
GTMMax	GIT <sup>5</sup>	266 MHz, 500MB Flash	QNX
Ursa Minor 2	Berkeley	Ampro Pentium MMX 233MHz Littleboard	QNX
Ursa Minor 3	Berkeley	Real Time Devices MediaGX 233MHz, DiskOnChip	QNX
Ursa Magna	Berkeley	Ampro Pentium MMX 233MHz Littleboard	QNX

complexos e de difícil obtenção:

- Helicópteros são sistemas com múltiplas entradas e múltiplas saídas (MIMO).
- A vibração provocada pela estrutura mecânica gera muito ruído. O processo de filtragem desses ruídos pode implicar em perda de informação importantes sobre a dinâmica do sistema.
- Diferentemente dos veículos aéreos com asa fixa, helicópteros são veículos que possuem um rotor com uma dinâmica bastante complexa acoplado a um objeto de corpo rígido. Desta forma, um modelo baseado na estabilidade de corpos rígidos como usados em aviões não descreve a dinâmica do rotor, sendo inadequado para o uso em helimodelos [3].
- Como a dinâmica de corpo rígido é bem mais lenta que a dinâmica do rotor, tornando-se dominante, muitos métodos de identificação não captam adequadamente a dinâmica do rotor.
- A escala reduzida gera nos helimodelos uma maior relação empuxo/inércia [22, 8] e conseqüentemente uma dinâmica mais rápida. Segundo alguns autores, os momentos de inércia decrescem ordem da quinta potência do fator de escala [8]. A constante de tempo do rotor, por sua vez decresce muito mais lentamente, com a raiz quadrada do fator de escala [2].
- Quando helicópteros mudam de regime de operação (e.g. vôo pairado, cruzeiro em baixa velocidade, cruzeiro em alta velocidade, subindo, descendo), as forças aerodinâmicas agindo no corpo do veículo e a interação do rotor com essas forças mudam drasticamente. Isso afeta o desempenho do veículo e como ele responde aos sinais de controle.
- Uma vez que helicópteros são instáveis, o procedimento de coleta de dados não pode ser feito em malha aberta. Em experimentos em malha fechada é mais difícil coletar a dinâmica da planta isoladamente, uma vez que há uma forte interferência da dinâmica do controlador [23].

### 2.3.1 Modelamento com foco na aplicação direta das leis da física

Com exceção das amplitudes das forças e momentos envolvidos, bem como os fatores de escala, os fenômenos físicos que ocorrem nos helimodelos são semelhantes aos ocorridos nos helicópteros

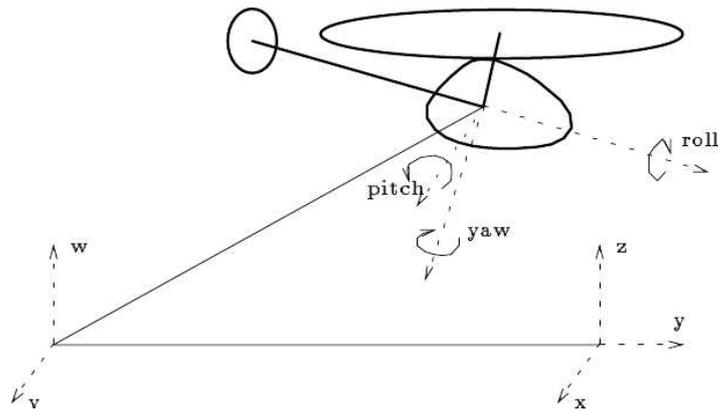


Figura 2.3: Disposição geométrica do experimento na Caltech

em tamanho real. Existe uma vasta literatura dedicada a descrever esses fenômenos [24, 25, 22]. Estes modelos geralmente são válidos dentro de uma vasta região de condições de operação, o que os torna bastante adequados para realização de simulações de voo. Devido às inúmeras simplificações para tornar factível a obtenção desses modelos, sua acurácia não é garantida.

Naturalmente, modelos construídos a partir de equações da física trazem consigo diversos parâmetros geométricos e constantes físicas de diferentes naturezas como a massa de diversas partes móveis, momentos de inércia, comprimentos, áreas e constantes aerodinâmicas que, para serem determinadas, requerem o levantamento de diversas curvas em experimentos complexos de partes isoladas do sistema. Esses parâmetros muitas vezes variam muito de uma plataforma para outra, diminuindo sensivelmente a gama de aplicações para esses modelos.

Segundo [3], muitos pesquisadores tentaram usar essa técnica aplicada ao controle de helicópteros em miniatura. A experiência, todavia, quase sempre demandou muitos esforços e geraram resultados mal sucedidos, salvo algumas raríssimas exceções. Alguns modelos de menor complexidade também foram propostos pela NASA [26, 27], e posteriormente por [8], simplificando o modelo descrito em [24], mas ainda assim, os modelos obtidos ainda estão longe de serem práticos para aplicações em controle clássico, uma vez que não podem ser descritos na forma de equações diferenciais com parâmetros invariantes no tempo.

### 2.3.2 Obtenção de modelos com foco em teoria de sistemas

Obtenção de modelos dinâmicos com foco teoria de sistemas é uma técnica bastante usada no projeto de controladores, principalmente aplicado a sistemas lineares. O princípio básico desta técnica é excitar as entradas de controle sistema observando o comportamento das saídas (variáveis medidas) e usar esses dados para a obtenção de um modelo matemático da planta como uma caixa preta. As principais vantagens desse tipo de análise são:

- Este é um método direto onde poucas características necessitam ser assumidas sobre a planta;
- O método é baseado em dados reais.

Contudo, proporcionalmente, o número de trabalhos aplicados a controle de helicópteros em miniatura que utilizam essa técnica é bastante limitado. Em [28], os autores usam um helimodelo como uma plataforma para aplicação de técnicas avançadas de controle. O veículo é preso a uma plataforma com seis graus de liberdade conforme mostrado na Figura 2.3. Nesse experimento, o sistema é assumido linear para ângulos de atitude entre  $\pm 5^\circ$  tendo o voo pairado como referência. O sistema é então excitado e um modelo linear invariante no tempo é obtido usando PEM (*prediction error method*). Posteriormente são projetados controladores LQG. Segundo os próprios autores, depois de avaliar o desempenho dos controladores, foi constatado que existia um grande nível de incerteza no modelo do sistema.

Em [29] é mostrado uma arquitetura de controle desacoplado, mais detalhado na Seção 2.4. Para tanto, se faz necessária a obtenção de quatro funções de transferência, uma para cada atuador, excetuando-se o acelerador. O autor mostra que a obtenção de quatro modelos simplificados é mais simples e eficaz que a obtenção de um único modelo mais complexo.

Em [2] também foi mostrado que é possível obter as funções de transferência desacoplando o sistema em quatro subsistemas, entretanto, essa abordagem ignora a presença dos fortes acoplamentos presentes nos helimodelos. Outro problema é que o modelo linear obtido descreve o comportamento do sistema somente em voo pairado o que nem sempre é interessante.

De fato, [3] comenta que esse tipo de identificação modela bem as condições apenas para ângulos muito pequenos. Além disso ele diz que a acurácia desses modelos é bastante pobre em frequências além daquelas da dinâmica de corpo rígido do modelo o que justifica os resultados obtidos por [28].

### 2.3.3 Métodos híbridos

As principais características do modelamento baseado nas equações físicas e na obtenção de modelos “caixa preta” é complementar, uma vez que os modelos físicos fornecem as equações dinâmicas que caracterizam as forças internas e externas sobre o rotor e a fuselagem e os métodos baseados em teoria de sistemas podem ser usados para sintonizar os parâmetros do modelo.

A partir desta idéia, [30] apresenta um conjunto de ferramentas denominado CIPHER (do inglês *Comprehensive Identification from Frequency Responses*) desenvolvido na *army-NASA Rotorcraft Division* que foi aplicado a diversos helicópteros em escala natural. Segundo [3], identificação no domínio da frequência se aplica melhor que técnicas no domínio do tempo para helicópteros, uma vez que informações sobre as frequências mais rápidas e não dominantes não são negligenciadas. O primeiro passo, neste método, é identificar a partir dos dados de voo coletados em um experimento conduzido em condições bastante específicas. A partir desses dados, alguns detalhes sobre o modelo paramétrico são inferidos e posteriormente um novo experimento é realizado para sintonizar os parâmetros.

Essa técnica foi aplicada por [31] para um helicóptero em miniatura Yamaha R-50, obtendo-se um modelo paramétrico linear. Mais tarde, o mesmo autor mostra que seu modelo descreve bem o comportamento em voo pairado para miniaturas de diversos tamanhos [3]. Este modelo muito utilizado nos projetos de controle envolvendo helicópteros em miniatura [18, 32, 12, 1, 33]. Nesta técnica, a velocidade de rotação de rotor principal é considerada constante. O modelo de pequenos

sinais em torno da situação de vôo pairado é da forma:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (2.1)$$

com o vetor de estados  $\mathbf{x}$  e o vetor de controle  $\mathbf{u}$  dados por:

$$\mathbf{x} = \left[ u \quad v \quad p \quad q \quad \phi \quad \theta \quad a \quad b \quad w \quad r \quad r_{fb} \right]^T \quad (2.2)$$

$$\mathbf{u} = \left[ \delta_{lat} \quad \delta_{lon} \quad \delta_{ped} \quad \delta_{col} \right]^T. \quad (2.3)$$

O vetor de estados contém 11 variáveis:  $u$ ,  $v$  e  $w$  são as velocidades lineares nos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  respectivamente. As velocidades angulares de atitude em torno dos mesmos eixos coordenados são  $p$ ,  $q$  e  $r$ . Os ângulos  $\phi$  e  $\theta$  se referem a atitude em torno de  $x$  e  $y$ . A variável  $a$  diz respeito ao batimento das pás na direção longitudinal bem como  $b$  na direção lateral. Ainda,  $r_{fb}$  é a realimentação do *gyro* que faz o controle de guinada.

O vetor de controle  $\mathbf{u}$  contém pequenas variação em torno do ponto de operação (vôo pairado) das variáveis de controle  $U_{lat}$ ,  $U_{lon}$ ,  $U_{ped}$  e  $U_{col}$ .

As matrizes  $\mathbf{A}$  e  $\mathbf{B}$  que determinam o modelo são [3]:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_u & 0 & 0 & 0 & 0 & -g & X_a & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Y_v & 0 & 0 & g & 0 & 0 & Y_b & 0 & 0 & 0 \\ L_u & L_v & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & L_b & L_w & 0 & 0 \\ M_u & M_v & 0 & 0 & 0 & 0 & M_a & 0 & M_w & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & -1/\tau_f & A_b/\tau_f & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & B_a/\tau_f & -1/\tau_f & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & Z_a & Z_b & Z_w & Z_r & 0 \\ 0 & N_v & N_p & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & N_w & N_r & N_{r_{fb}} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & K_r & K_{r_{fb}} \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & Y_{ped} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & M_{col} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ A_{lat}/\tau_f & A_{lon}/\tau_f & 0 & 0 \\ B_{lat}/\tau_f & B_{lon}/\tau_f & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Z_{col} \\ 0 & 0 & N_{ped} & N_{col} \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.5)$$

Neste modelo,  $g$  é a aceleração da gravidade local e  $\tau_f$  é a constante de tempo do batimento das pás do rotor principal. Todos os outros termos são parâmetros sem um significado físico notável e que são obtidos durante o procedimento de identificação.

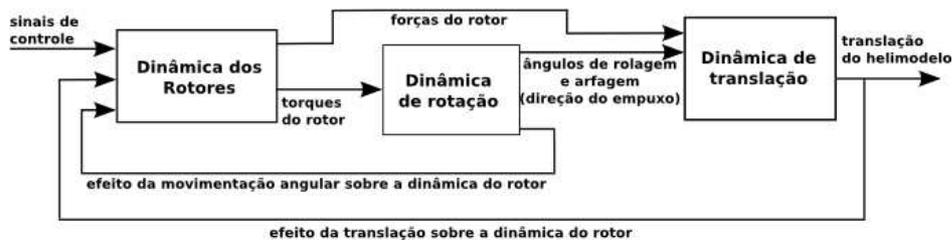


Figura 2.4: Diagrama de blocos mostrando os principais componentes da dinâmica de um helicóptero

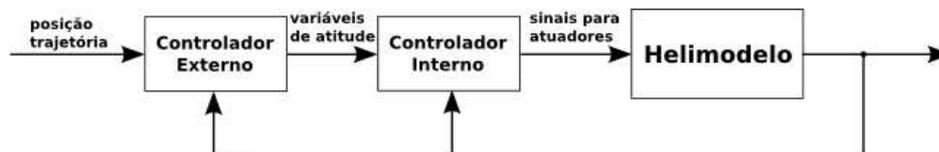


Figura 2.5: Níveis interno e externo de um controlador em cascata

A partir dos dados de vôo, os parâmetros podem ser obtidos, por exemplo, usando o PEM que busca minimizar uma função de custo. O vetor de parâmetros estimados  $\hat{\xi}$

$$\hat{\xi} = \arg \min_{\xi \in D_M} \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \ell(y(i) - \hat{y}(i|\xi)), \quad (2.6)$$

em que  $N$  é o número de amostras,  $y(i)$  é a saída medida na  $i$ -ésima amostra,  $\hat{y}(i|\xi)$  é a saída estimada para o instante  $i$  dado um vetor de parâmetros  $\xi$  e  $\ell(\cdot)$  é uma função de ponderação.

Além desse modelo básico com onze variáveis de estado, é também bastante usada uma variação que separa o efeito da barra estabilizadora, atribuindo uma dinâmica de quarta ordem ao batimento das pás, ao invés da dinâmica de segunda ordem, acrescentando, portanto, dois estados ao sistema, totalizando treze estados.

Muito embora o modelo tenha sido desenvolvido para identificar o vôo pairado, [3] também afirma que a partir de um novo conjunto de dados de identificação, o mesmo modelo pode ser utilizado para descrever o comportamento do veículo em modo de cruzeiro, todavia com parâmetros bem diferentes daqueles obtidos para o vôo pairado.

## 2.4 ESTRUTURAS PARA CONTROLE DE HELIMODELOS

Muito embora helicópteros sejam considerados veículos com seis graus de liberdade, os ângulos de rolagem e arfagem não podem ser controlados independentemente das velocidades lineares em  $x$  e  $y$ . A Figura 2.4 ilustra de maneira simplificada a dinâmica dos helicópteros. Nota-se que o piloto/controlador não tem acesso direto à dinâmica de translação do veículo. Os sinais de controle alteram basicamente os ângulos das pás que modificam a intensidade do empuxo e alteram o batimento das pás. Isso gera mudanças nos momentos e nas forças que os rotores principal e de cauda geram sobre a fuselagem. A rotação do veículo altera a direção do empuxo gerando forças que transladam o helicóptero.

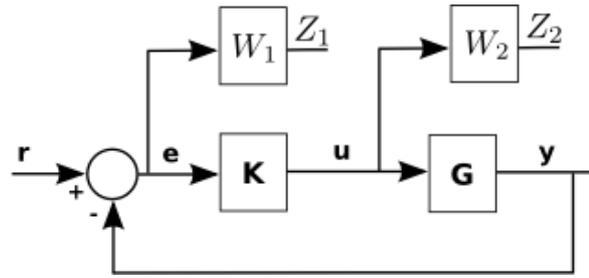


Figura 2.6: Ilustração do problema de sensibilidade mista

Dadas essas características, é comum o projeto de controladores em dois níveis conforme mostrado na Figura 2.5. A malha mais interna é dedicada a controlar a atitude e algumas vezes a altitude. Esse controlador, conhecido como controlador de estabilização, é responsável por estabilizar o modelo e desacoplar as variáveis. Muitos projetos de controle para aeronaves em escala natural usam apenas o controlador mais interno de forma a ajudar o piloto [34].

Uma vez que existe um controlador interno com desempenho satisfatório, o projeto de um controlador externo torna-se mais simples pois o sistema a ser controlado é estável e desacoplado. As arquiteturas expostas a seguir dão mais ênfase ao projeto do controlador interno. Todavia, alguns detalhes sobre o controlador externo também podem ser comentados.

#### 2.4.1 Projeto de Controladores $H_\infty$ aplicado a Helicópteros

O alto grau de acoplamento entre as variáveis nos helicópteros sugere o uso de um controlador único projetado a partir de um modelo que represente bem os acoplamentos mais relevantes em uma faixa de operação como, por exemplo, o descrito na Seção 2.3.3. A partir do modelo, diversos tipos de controladores podem ser implementados. Dentre os controladores lineares, técnicas de controle robusto são reconhecidas como as que fornecem a helicópteros o melhor desempenho [35, 28, 36]. Isso ocorre porque no próprio projeto do controlador leva-se em consideração as medidas de robustez a variação de parâmetros no modelo e à perturbações externas [12].

Uma forma bastante comum de se projetar controladores  $H_\infty$  é minimizando a função de sensibilidade mista [34, 35]. A formulação do problema é mostrada na figura 2.6. O problema consiste em calcular para uma planta  $G$  um controlador  $K$  de forma a minimizar

$$\left\| \begin{array}{c} W_1 S \\ W_2 K S \end{array} \right\|_\infty,$$

em que  $S$  é a função de sensibilidade definida como  $(I+GK)^{-1}$ . Os pesos  $W_1$  e  $W_2$  são determinados pelo projetista. Usualmente,  $W_1$  é um filtro passa-baixas de alto ganho, uma vez que é importante diminuir o erro em regime permanente. Da mesma forma,  $W_2$  deve ser um filtro passa-altas de ganho menor, de forma a evitar o chaveamento muito rápido do controlador, que pode danificar os servos no longo prazo.

Uma outra abordagem, consiste em incluir na formulação um termo para minimizar também a interferência de perturbações externas como o vento [34, 37]. Essa formulação é mostrada na figura

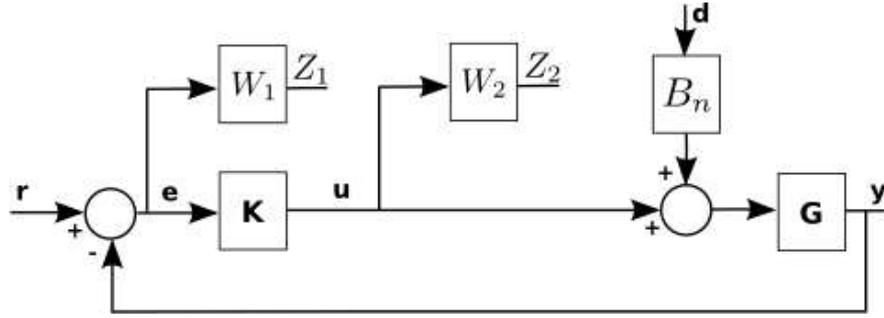


Figura 2.7: Ilustração do problema de rejeição à perturbação

2.7. Desta vez o problema consiste em minimizar a norma

$$\left\| \begin{array}{cc} W_1 S & -W_1 S G B_n \\ W_2 K S & -W_1 K S G B_n \end{array} \right\|_{\infty}.$$

A matriz  $B_n$  deve ter um ganho maior para as frequências mais presentes na perturbação  $d$ . Uma vez que a dinâmica do vento é bem mais lenta que a dinâmica dos helicópteros, o uso de uma matriz constante é capaz de gerar bons resultados. Segundo [34], a segunda formulação não perde muito desempenho em relação à primeira, mas é sensivelmente mais robusta a perturbações externas.

### 2.4.2 Controle Linear Quadrático

Uma outra técnica bastante empregada quando um único controlador MIMO é projetado é o controle linear-quadrático. Os reguladores lineares quadráticos (LQR, do inglês) possuem a vantagem da garantia de estabilidade assintótica para o sistema de malha fechada caso o sistema de malha aberta seja estabilizável [38]. Essa garantia, todavia, só existe quando não há perturbações atuando sobre os estados e quando há pleno conhecimento do modelo do processo a ser controlado.

Um outro problema para a aplicação do LQR diretamente é a não disponibilidade de todos os estados para realimentação. Torna-se necessário o projeto de um observador. Controladores do tipo LQG (*linear-quadratic-Gaussian*) incluem em sua estrutura um filtro de Kalman capaz de estimar esses estados se o sistema for observável. O conhecimento pleno do modelo é muito importante nesta etapa também. Esta técnica foi aplicada com sucesso em [28, 39, 35]. Esse tipo de controle também é aplicado em [32], porém, adicionando ação integral aos controladores.

### 2.4.3 Controle desacoplado

A maior parte das tentativas de se obter um helimodelo autônomo foi baseado em controle PID devido a simplicidade da implementação e do baixo custo computacional quando comparado a outras estratégias [12]. Esse tipo de controladores, comumente é do tipo SISO (*Single Input Single Output*), ou seja, o sistema tem apenas uma única entrada e uma saída. Para tanto, devem ser projetados quatro controladores PID conforme mostrado na Figura 2.8 para realizar o controle de estabilização. Muito embora o conjunto dos quatro controladores SISO componham o controlador MIMO, a expressão controlador MIMO, neste trabalho, dirá respeito ao projeto de um único compensador com quatro

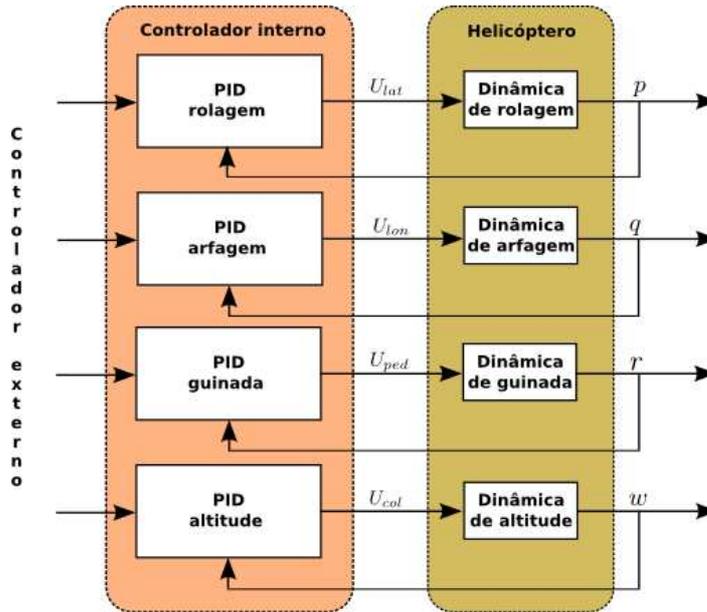


Figura 2.8: Controle de estabilização desacoplado usando compensadores PID

entradas e quatro saídas.

Para usar controladores SISO em um helicóptero, deve-se assumir que as variáveis controladas não são fortemente acopladas. Uma boa métrica para verificar se esse desacoplamento é viável é obtida realizando o teste de dominância diagonal [12, 40]. Para um sistema com  $n$  entradas e saídas, pode-se calcular coeficientes para cada entrada e sua correspondente saída conforme

$$\Phi_j(j\omega) = \frac{\sum_{i=1, i \neq j}^n |G_{ji}(j\omega)|}{|G_{jj}(j\omega)|}. \quad (2.7)$$

Se  $\Phi_j(j\omega) < 1$  para todas as frequências de interesse, é possível fazer o desacoplamento sem maiores consequências. Se  $\Phi_j(j\omega) > 1$ , o método aponta que existe um alto grau de acoplamento entre os modos do sistema.

Muitas vezes, não é possível realizar o desacoplamento total, porém, pode-se separar o sistema em dois subsistemas com duas entradas e duas saídas, uma vez que os acoplamentos mais fortes são entre as dinâmicas lateral e longitudinal devido aos efeitos giroscópicos e da dinâmica de guinada e de altitude, devido à variação do torque em torno do eixo  $z$  quando a aceleração vertical também muda. Em [32], por exemplo, o controle de rolagem e guinada é realizado por um controlador LQG, enquanto a altitude e a guinada são controlados por outras técnicas.

O controle desacoplado foi implementado com sucesso por [18] nos níveis de atitude, velocidade e posição utilizados controladores projetados utilizando lugar geométrico das raízes. Em [16] o controle de estabilização é realizado usando quatro controladores PI. O uso de controladores PID para a malha interna é relatado em [40, 19, 29]. Este último realiza o controle da malha mais externa usando controladores  $H_\infty$  de forma a minimizar os efeitos do vento.

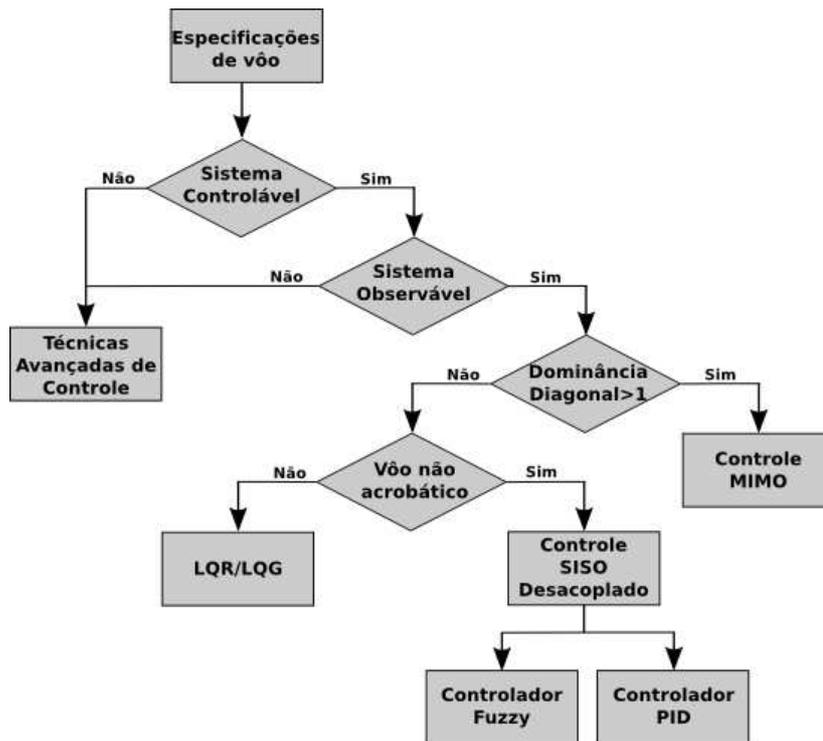


Figura 2.9: Fluxograma para escolha da arquitetura de controle [1]

#### 2.4.4 Escolha da arquitetura de controle

Além das técnicas de controle abordadas, são usadas ainda estratégias baseadas em lógica *Fuzzy* [37], também supondo um possível desacoplamento. Outras estruturas de controle mais avançadas são aplicadas a problemas mais específicos como *output tracking* [37, 41], controle PID robusto [42] e controle adaptativo não-linear [43, 44, 45, 46].

Um estudo comparativo entre os controladores LQG, PID e  $H_\infty$  é abordado em [12]. Segundo os autores, o controle LQG foi ligeiramente mais lento que os demais, além de ter os piores resultados em termos de desacoplamento. Suas principais vantagens foram sua baixa sensibilidade a perturbações e robustez em termos gerais. O controle PID apresentou melhor desempenho quanto a agilidade e desacoplamento do sistema controlado. Todavia, o sistema final não se mostrou robusto a perturbações. O controlador  $H_\infty$ , por sua vez, apresentou desempenho intermediário em todos os quesitos apresentados, mas no balanço geral foi o que apresentou melhor desempenho.

Em outros trabalhos comparando LQG,  $H_2$  e  $H_\infty$ , [36, 35] obtiveram resultados semelhantes entre si, os quais mostram que o controle  $H_\infty$  apresentou um desempenho ligeiramente melhor que os demais em todos os critérios analisados. [35] ainda acrescenta que controladores LQG em muitas tentativas de simulação geraram uma sistema final instável devido às incertezas no modelo.

De modo a auxiliar na escolha de arquitetura de controle, [1] apresenta o fluxograma apresentado na Figura 2.9. Vale ressaltar que, analisando o modelo apresentado na Seção 2.3.3, observa-se que o helicóptero em vôo pairado não é um sistema controlável, apenas estabilizável. Contudo, os quatro estados de interesse para o projeto do controlador interno, são controláveis. Isso nos permite seguir pelo ramo direito do fluxograma.

Para este projeto em especial, optou-se por desenvolver um modelo não linear para descrever a dinâmica do veículo. A justificativa desta escolha é a incapacidade dos modelos lineares de descrever a dinâmica do robô em diversos modos de operação. Os modelos não lineares observados na literatura, contudo, são bastante complexos, portanto, mais adequados a simulações e não a aplicações de controle.

O modelo obtido pode ser usado para o projeto de diversos tipos de controladores em diferentes modos de voo. No presente projeto, o controle PID desacoplado se mostrou uma opção mais interessante que as outras, uma vez que, o desacoplamento permite identificar mais facilmente algum comportamento inesperado, minimiza a ocorrência de erros de implementação e facilita, inclusive, o diagnóstico de problemas. Além disso, o fato de diversos grupos não terem notado perda significativa de desempenho para o controle em voo pairado, estimula o uso de arquiteturas mais simples que permitem, ainda, a sintonia durante a operação.

### 3 INSTRUMENTAÇÃO

*A designer knows he has achieved perfection not when there is nothing left to add, but when there is nothing left to take away.*

Antoine de Saint-Exupéry

#### 3.1 INTRODUÇÃO

Este capítulo apresenta os detalhes a respeito da instrumentação do robô aéreo proposto. Conforme observado no capítulo 2, são diversos os componentes a serem utilizados na instrumentação de um robô baseado em um helimodelo. Os detalhes vão desde a escolha e adaptação da plataforma mecânica, dos sensores, hardware para processamento, sistema operacional e software. A Figura 3.1 mostra a arquitetura escolhida neste projeto. As justificativas para cada detalhe da arquitetura proposta são trazidas no decorrer deste capítulo.

O processamento principal é realizado em um computador embarcado, arquitetura PC-104, modelo PCM-4153 da *Advantech*. Esta placa envia os sinais de controle para uma outra placa, chamada de controlador norte que comanda os servos do helimodelo e também de um *pan-tilt*, instalado para mover as câmeras de aquisição de imagens, usadas para coleta de imagens do ambiente. Estas imagens não são usadas na localização do robô. O controlador norte também realiza a leitura do sinal de um receptor de rádio controle e estima a velocidade de rotação do rotor. O computador embarcado também se comunica com o controlador sul, que funciona como um intermediador entre diversos sensores (sonar ultrassônico, magnetômetro e altímetro barométrico) e o computador embarcado. Este, ainda recebe informação diretamente de uma IMU e de um receptor GPS. Para alimentação desses componentes, é usada uma placa com conversores de tensão alimentada por bateria de lítio-polímero (LiPo). A tensão dessa bateria é medida periodicamente por uma placa que também é usada como terminal local de vídeo e teclado. O computador embarcado ainda se comunica com uma estação base através de rede sem fio padrão IEEE 802.11g. Vale ressaltar que os nomes das placas controlador norte e controlador sul não tem qualquer relação com suas respectivas finalidades.

#### 3.2 ESTRUTURA MECÂNICA

Para implementação do veículo aéreo, foi utilizado um helimodelo comercial rádio controlado fabricado pela *Thunder Tiger*<sup>®</sup>, Raptor 90 SE, ilustrado na figura 3.2. Dentre suas características mecânicas, destacam-se:

- Comprimento da fuselagem: 1410mm;
- Largura da fuselagem: 190mm;
- Altura (veículo original): 476mm;

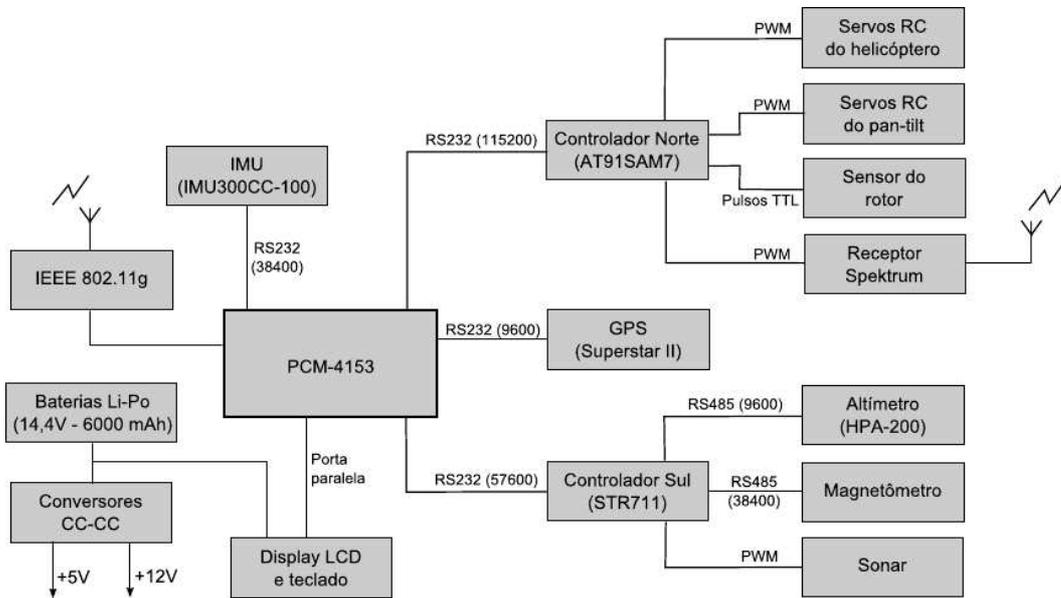


Figura 3.1: Arquitetura geral do robô helicóptero do LARA.



Figura 3.2: Helimodelo Raptor 90 SE

Tabela 3.1: Servomotores usados para comando

Modelo	Torque [ $Nm$ ]	Velocidade [ $s/60^\circ$ ]	Observação
S3151	0,30	0,21	Propósito geral - usado nos comandos cíclicos
S3004	0,31	0,23	Propósito geral - usado no acelerador
S9252	0,65	0,14	Alto torque - usado no coletivo principal
S9254	0,33	0,06	Alta velocidade - usado no coletivo de cauda

- Diâmetro do rotor:  $1605mm$ ;
- Diâmetro do rotor de cauda:  $260mm$ ;
- Massa (sem instrumentação):  $4,9kg$ .

Também é importante mencionar as características inerentes ao motor à combustão usado:

- Fabricante: O.S. Engines Mfg.Co.,Ltd.;
- Volume do cilindro (cilindrada):  $14.95cm^3$ ;
- Refrigeração: Ar;
- Combustível: Metanol adicionado de 10% a 30% de nitrometano e pelo menos 18% de óleo lubrificante.

Um dos fatores determinantes para a potência de um motor de helimodelos é a proporção de nitrometano presente no combustível. No caso geral, helicópteros utilizam uma taxa maior de nitrometano que aviões, uma vez que necessitam de uma potência maior. O carburador do motor deve ser calibrado antes da realização de qualquer experimento de controle. No caso do motor utilizado, são três as agulhas que definem a proporção de ar/combustível injetada no cilindro. Vale ressaltar que qualquer mudança significativa do combustível ou nas agulhas do carburador implica em refazer os procedimentos de identificação e o projeto do controlador para a rotação do rotor.

O Raptor 90 SE possui cinco servos atuadores que correspondem aos comandos do acelerador, coletivo do rotor principal, coletivo do rotor de cauda, cíclico lateral e cíclico longitudinal. Para helimodelos menores, como o Raptor 30 V2 utilizado em [2], todos os comandos utilizam servos de alta velocidade e precisão, favorecendo uso em vôos acrobáticos. O Raptor 90 SE é um helimodelo maior e requer uma diversificação maior nos servos utilizados. A Tabela 3.1 mostra as características dos servos usados neste trabalho quando alimentados com  $4,8V$ , todos fabricados pela Futaba<sup>®</sup>.

### 3.3 SENSORES

Para realizar o controle automático de um helimodelo, uma série de sensores se faz necessária. Esta seção apresenta cada um dos dispositivos utilizados para medição de diversas variáveis importantes no controle do robô.



Figura 3.3: IMU300CC fabricada pela *Crossbow*<sup>®</sup>

### 3.3.1 IMU

Para medição das acelerações e das velocidades angulares, utiliza-se uma IMU (do inglês *inertial measurement unit*) que consiste em um conjunto de três acelerômetros e três girômetros e um microcontrolador que filtra os dados, faz compensação da temperatura e se comunica com o meio externo.

Neste projeto, foi usada a IMU300CC de fabricação da *Crossbow*<sup>®</sup> ilustrada da Figura 3.3. Seus dados são enviados diretamente ao computador embarcado via comunicação RS232. O período de amostragem é de  $20ms$ . Os dados são usados pelo computador para estimar a localização do veículo. Este dispositivo pode ser alimentado com tensões entre  $9V$  e  $30V$  corrente contínua.

### 3.3.2 GPS

O GPS (do inglês *Global Positioning System*) é um sistema de localização baseado em ondas de rádio e satélites controlado pelo governo dos Estados Unidos. Um receptor GPS, é capaz de informar ao usuário informações sobre tempo, posição e velocidade do mesmo em relação a um sistema de coordenadas fixo com origem no centro da Terra.

Para este trabalho, um receptor GPS é usado para corrigir a cada  $200ms$  as informações de localização do veículo. O receptor escolhido foi o SuperStarII de fabricação da *NovAtel*<sup>®</sup> (Figura 3.4), com erro de posição menor que  $5m$  no modo não diferencial. Este, alimentado com  $5V$ , se comunica com o computador embarcado via comunicação RS232. Também é utilizada uma antena ativa para a recepção do sinal<sup>1</sup>. Esta possui amplificação de  $12db$  e alimentação de  $5V$ . O uso de uma antena ativa com o receptor SuperStarII implicou no projeto de um circuito de pré-amplificação da alimentação da antena<sup>2</sup> com limitação da corrente máxima em  $40mA$ .

Foi criada uma pequena placa de adaptação que converte os protocolos de comunicação de serial  $5V$  para o padrão RS232 e também regula a tensão de  $12V$  destinada à alimentação dos dispositivos para  $5V$ , além de conter a implementação do circuito de alimentação para a antena usando um circuito integrado  $L200$  e alguns resistores e capacitores.

<sup>1</sup>Foi utilizada a antena AT575-70W-MCXM-240-05-12-RM da Aeroantenna Technology

<sup>2</sup>Circuito disponível em <http://www.stmicroelectronics.com/stonline/products/literature/ds/1318.pdf> acessado em novembro de 2008



Figura 3.4: Receptor GPS SuperStarII fabricado pela *NovAtel*®



Figura 3.5: HPA200 fabricado pela *Honeywell*®

### 3.3.3 Altímetro barométrico

Altímetros barométricos são dispositivos que utilizam a variação da pressão e a temperatura para calcular uma variação na altitude do sensor. Este, é muito utilizado para conhecimento da altitude na aviação.

Neste trabalho, optou-se também por utilizar um altímetro barométrico para melhorar a correção das estimativas de altitude. O altímetro utilizado é o modelo HPA200 de fabricação da *Honeywell*® (Figura 3.5) que, além da pressão, também mede a temperatura. Este possui resolução de 1,31pa (aproximadamente 11cm), porém, garante precisão apenas de 40pa (aproximadamente 3,3m).

O altímetro escolhido pode ser alimentado com uma tensão variável entre 5,5V e 30V. Neste projeto, a alimentação usada é de 12V. Os dados de pressão e temperatura são enviados sempre que solicitados para o controlador sul via interface RS485. Este trata de encaminhar os dados para serem utilizados pelas rotinas de localização no computador embarcado.

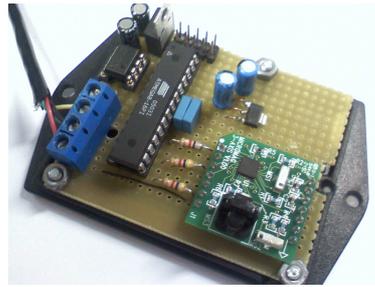
### 3.3.4 Magnetômetro

Muito embora as medidas de uma bússola não sejam confiáveis próximas a linhas de transmissão de energia, foi decidido incluir este sensor neste trabalho para melhorar as estimativas principalmente de orientação para o robô.

Foi escolhido o PNI MicroMag3 (Figura 3.6(a)) para realizar a medição da intensidade do campo



(a) PNI Micromag3



(b) Placa completa

Figura 3.6: Sistema de medição do campo magnético

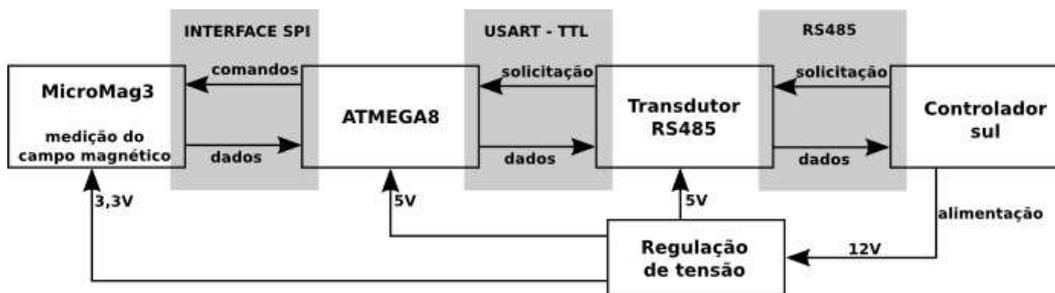


Figura 3.7: Diagrama de blocos do sistema de medição do campo magnético

magnético em cada eixo coordenado. O módulo utiliza sensores magnetoindutivos e disponibiliza medidas por meio de interface SPI com 16 bits de resolução por eixo. A taxa de amostragem do módulo para medição do campo magnético nos três eixos, utilizando a melhor resolução, é de cerca de  $6Hz$ .

Para uma melhor estimativa da orientação, os sensores magnéticos não devem ficar próximos a objetos de material ferromagnético. Uma vez que a caixa que contém os componentes assim como o motor do helimodelo é de aço, o módulo deve ser colocado em um local distante, no caso, a cauda do helimodelo. Foi projetada, então, uma placa contendo um microcontrolador ATMEGA8 (Figura 3.6(b)), que periodicamente faz a leitura do campo magnético via SPI, onde o ATMEGA8 é o mestre e o módulo MicroMag3 o escravo. Sempre que solicitado, o microcontrolador envia as medidas pela porta serial (USART).

Para melhor robustez da comunicação a interferências eletromagnéticas, considerando também o maior comprimento do cabo, foi implementado um conversor USART-RS485 para que os dados pudessem ser enviados de forma diferencial. Os mesmos são enviados para o controlador sul 3.5 que os encaminha para o computador embarcado. A Figura 3.7 mostra um diagrama esquemático mostrando as principais funcionalidades do sistema de medição do campo magnético, bem como sua interface com o controlador sul.

### 3.3.5 Sonar

As operações de pouso e decolagem de helicópteros exigem um conhecimento mais preciso da altitude. Para melhorar essas estimativas quando o veículo de encontra próximo ao solo, foi instalado



Figura 3.8: LV-MaxSonar<sup>®</sup> de fabricação da MaxBotix<sup>®</sup>

no helimodelo um sonar modelo LV-MaxSonar<sup>®</sup> (Figura 3.8), de fabricação da MaxBotix<sup>®</sup>. Este fornece medidas com resolução de 1" (2,54cm) entre 6" (15,24cm) e 254" (6,45m). Os dados do sonar são lidos pelo controlador sul através do ciclo de trabalho de um sinal PWM gerado pelo sonar e, então repassados para o computador embarcado.

### 3.3.6 Sensor óptico de velocidade do rotor

Muito embora esse sensor tenha sido desenvolvido em um trabalho anterior [2] e apenas poucas modificações foram feitas, convém explicar aqui seu funcionamento para melhor compreensão do projeto com um todo.

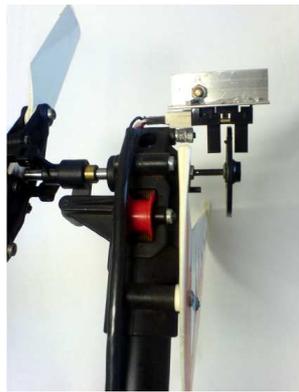
Conforme mostrado na Seção 2.2.3, a maioria dos projetos utiliza um governador comercial para controle de velocidade do rotor, com medições usando um sensor magnético. Outros projetos usam esse mesmo sensor magnético para o projeto de um controlador de velocidade de rotação. Neste trabalho, uma vez que o objetivo é usar o robô para inspeção de linhas de transmissão, deve-se ter um sistema robusto a perturbações eletromagnéticas. Neste sentido, foi projetado um sensor óptico que, além de ser robusto à variação no campo magnético, é de simples instalação, não necessitando de grandes adaptações.

O sensor é composto de um LED infravermelho e um fototransistor montados de forma que quando não há obstáculo entre eles, o foto transistor seja ativado pela luz emitida pelo LED. Entre eles foi adaptado um disco opaco que gira acompanhando o rotor de cauda. No disco há uma pequena fenda que permite a passagem de um pulso de luz por revolução do disco ativando o fototransistor e gerando pulsos elétricos. Estes, geram interrupções no microcontrolador AT91SAM7 (Seção 3.4) que calcula o tempo entre cada uma delas e estima a velocidade usando um filtro. A Figura 3.9(a) mostra uma foto do sensor instalado em um helimodelo Raptor 30 V2, utilizado em [2]. Na Figura 3.9(b) é apresentado o esquemático do circuito do sensor.

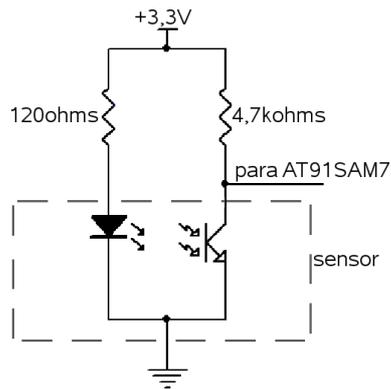
## 3.4 CONTROLADOR NORTE

Com o objetivo principal de ser um dispositivo intermediário entre a unidade central de processamento, computador embarcado, e o helicóptero, foi desenvolvida a placa denominada de Controlador Norte<sup>3</sup>. Esta, possui como dispositivo principal o microcontrolador AT91SAM7, ilustrado na Figura

<sup>3</sup>Agradecimentos a Alexandre Simões Martins pelo desenvolvimento do hardware e software desta placa.



(a) Sensor instalado em um Raptor 30 V2



(b) Circuito

Figura 3.9: Sensor óptico para medição de velocidade do rotor (adaptado de [2])



Figura 3.10: Placa contendo Microcontrolador AT91SAM7

3.10, que possui, entre outras peculiaridades, duas portas seriais e  $55MHz$  de *clock*. A placa permite o chaveamento entre o controle automático gerado pelo computador embarcado e o controle manual, enviado por um rádio comum de helimodelismo. A seleção entre o uso de um outro outro sinal é feita no rádio.

A placa, ilustrada na Figura 3.11, é alimentada com  $12V$ , tensão usada para alimentar seus circuitos, e com  $5V$ , para suprimento de corrente para os servos e para o rádio. Seu esquemático, pode ser observado na Figura 3.12<sup>4</sup>.

O Controlador Norte faz a cada  $20ms$  a leitura dos canais do rádio. São sete canais, dentre os quais cinco correspondem aos comandos para os servos, um é dedicado para dizer o modo de controle usado para o *gyro* e outro para definir se o controle será manual ou automático. Os sinais de controle manual e automático são passados para um conjunto de multiplexadores. Caso o controle seja manual, o microcontrolador seleciona a leitura do rádio para ser usada para ativação dos servos. Caso contrário, seleciona-se os sinais gerados pelo microcontrolador.

Especialmente para o comando do acelerador existe um seletor manual que define se o comando será a saída do multiplexador ou o sinal de controle automático. Essa necessidade existe uma vez que, no procedimento de identificação, é necessário que o controle da velocidade do rotor seja automático, embora todos os outros comandos devam ser manuais.

O comando dos servos é feito por um sinal modulado em largura de pulso (PWM) com frequência em torno de  $50Hz$ . A posição do eixo do servo é determinada pelo tempo em que o sinal fica em nível lógico alto, que varia entre  $1ms$  (excursão mínima) e  $2ms$  (excursão máxima), independente de

<sup>4</sup>Na Figura 3.12, servos\* indica os comandos para os servos excetuando-se o acelerador

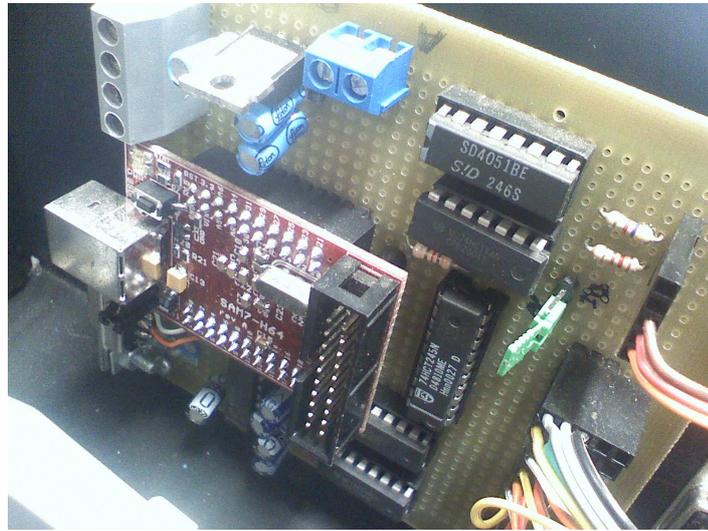


Figura 3.11: Placa Controlador Norte embarcada no sistema

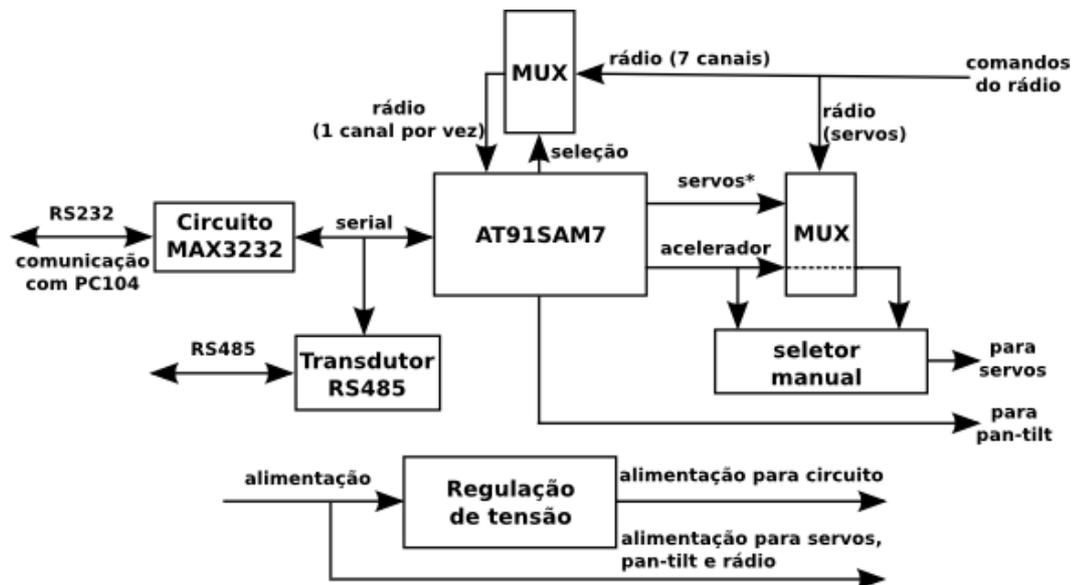


Figura 3.12: Diagrama de blocos da placa Controlador Norte

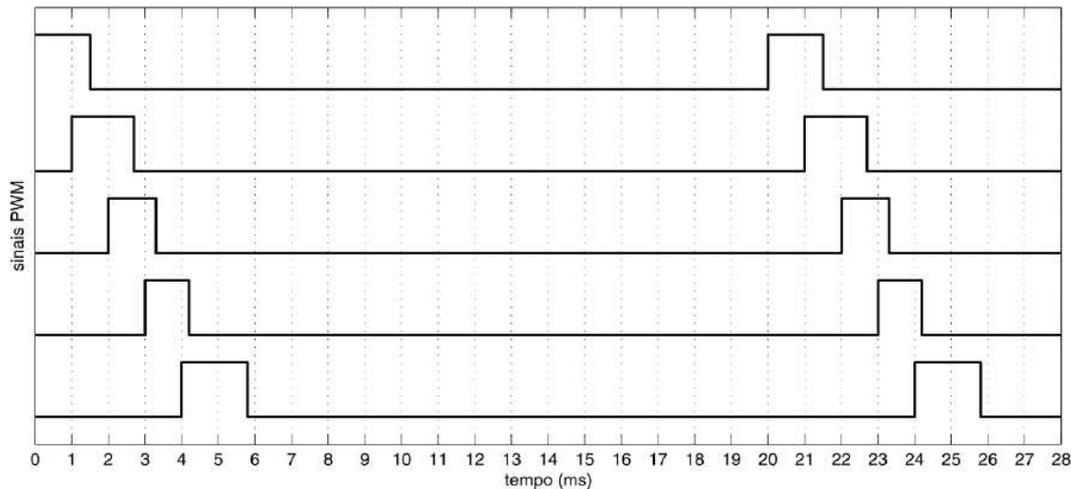


Figura 3.13: Geração de sinais PWM defasados para controle dos servos [2]

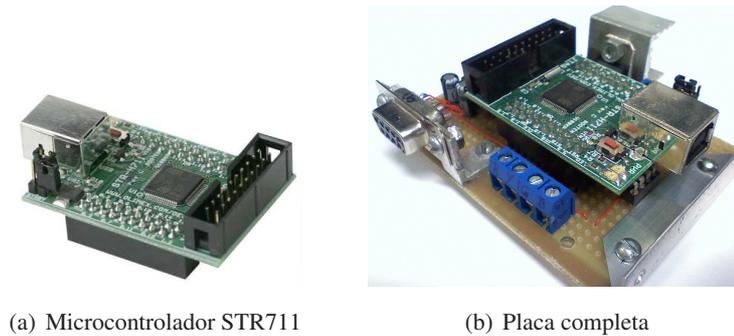
pequenas variações na frequência. Para um período de  $20ms$  ( $50Hz$ ), altera-se o ciclo de trabalho entre 5 e 10%.

Devido à limitação no número de canais PWM no AT91SAM7, é usado um contador interno para geração dos sinais em diversas portas. Para que fosse possível o uso de um único contador, os sinais são defasados, conforme mostrado na figura 3.13. Uma vez que os sinais gerados pelo rádio também são defasados, sua leitura é feita usando uma única porta e um multiplexador, controlado pelo AT91SAM7 que seleciona qual canal será lido.

Alguns comandos são passados pelo computador embarcado ao Controlador Norte via comunicação serial RS232 que também retorna diversos dados ao computador. A placa permite ainda que essa comunicação seja realizada por uma rede RS485.

Os comandos passados pelo computador embarcado ao Controlador Norte são:

- Solicitação da leitura dos canais do rádio. O microcontrolador responde com inteiro de 8 bits proporcionais ao ciclo de trabalho do sinal em cada canal.
- Solicitação da leitura da velocidade de rotação do rotor principal. O AT91SAM7 responde com uma variável em ponto flutuante de 32 bits que corresponde à rotação do rotor de cauda em  $Hz$ .
- Alteração dos comandos dos servos de controle do helicóptero.
- Comando para alterar os ângulos de inclinação do pan-tilt das câmeras, feito por outros dois servos.



(a) Microcontrolador STR711

(b) Placa completa

Figura 3.14: Controlador Sul

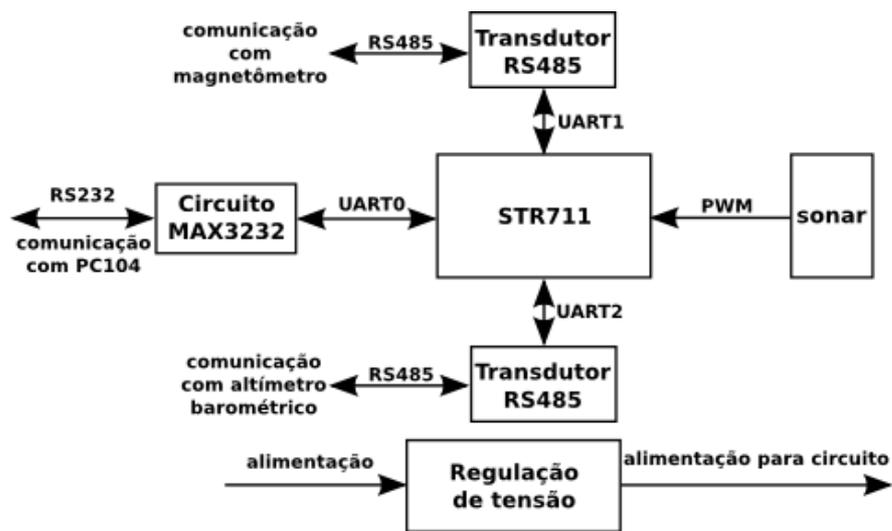


Figura 3.15: Diagrama de blocos da placa Controlador Sul

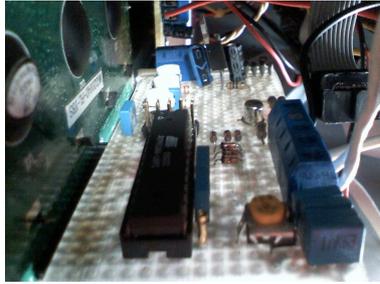
### 3.5 CONTROLADOR SUL

O objetivo principal do Controlador Sul<sup>5</sup> é reencaminhar os dados dos sensores para o computador embarcado, principalmente devido ao número limitado de portas seriais frente ao grande número de dispositivos. Foi escolhido, como dispositivo principal desta placa o microcontrolador STR711 (Figura 3.14(a)), uma vez que este dispõe de 4 portas seriais independentes. A Figura 3.14(b) exibe uma imagem da placa completa.

Um esquemático deste subsistema é mostrado na Figura 3.15. O microcontrolador envia para o magnetômetro e para o altímetro barométrico solicitações de suas variáveis: campo magnético nos três eixos para aqueles e pressão e temperatura para este. Também é feita a leitura da distância medida pelo sonar. Estes dados são encaminhados para computador embarcado via comunicação serial RS232 sempre que há uma solicitação.

Na placa estão implementadas rotinas para detecção de falhas de comunicação ou nos sensores. Toda a alimentação dos sensores conectados ao Controlador Sul são fornecidos pelo mesmo.

<sup>5</sup>Agradecimentos a Bruno Vilhena Adorno e Pedro Santana pelo desenvolvimento do software desta placa.



(a) Placa embarcada no sistema



(b) Interface com o operador

Figura 3.16: Sistema de medição de nível de bateria e interface com operador

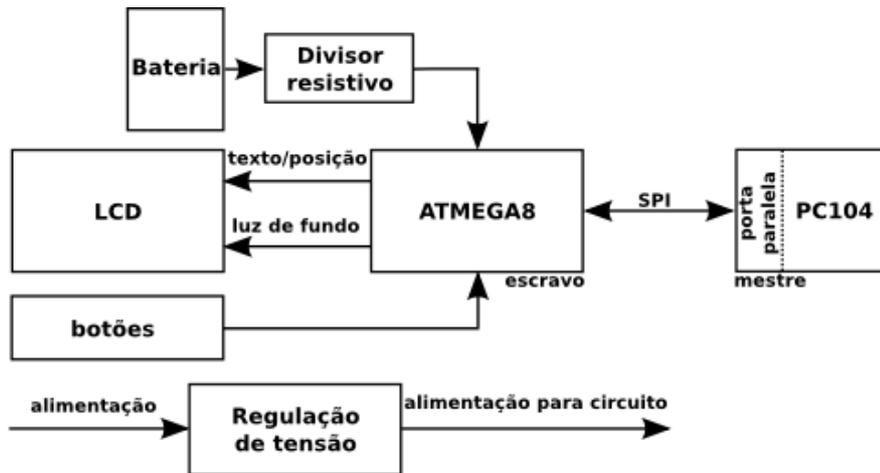


Figura 3.17: Diagrama de blocos de medição de nível de bateria e interface com operador

### 3.6 PLACA DE MEDIÇÃO DE NÍVEL DE BATERIA E INTERFACE COM OPERADOR

Visando maior segurança a possibilidade de uma maior interação com o usuário foi criada uma placa para medição de nível de bateria e interface com o operador (Figura 3.16(a)). Esta é constituída de um microcontrolador ATMEGA8 ligado a um visor de LCD, três botões e alguns outros periféricos. O visor e os botões funcionam como uma interface local com o operador do sistema (Figura 3.16(b)).

A Figura 3.17 apresenta um desenho esquemático da placa e de sua comunicação com o computador embarcado. A tensão da bateria do robô é medida visando o monitoramento constante para que o robô pouse em local seguro antes que a bateria chegue em um nível crítico. Tensões muito baixas nos terminais da bateria podem danificá-la permanentemente. As medições são feitas por um conversor A/D embarcado no próprio ATMEGA8. Para compatibilizar os níveis medidos e melhorar a sensibilidade da medição, é usado um divisor resistivo implementado a partir de um potenciômetro. O microcontrolador é informado previamente sobre a tensão nominal da bateria para que possa informar seu valor correto. Essa informação é gravada na EEPROM, de modo que não é perdida quando o sistema é desligado.

O ATMEGA8 periodicamente verifica a cada  $10ms$  quais botões estão apertados. Caso um mesmo botão seja apertado por mais de  $40ms$ , esta informação é armazenada e repassada ao computador embarcado assim que for solicitado. O microcontrolador estima se o computador já foi ligado

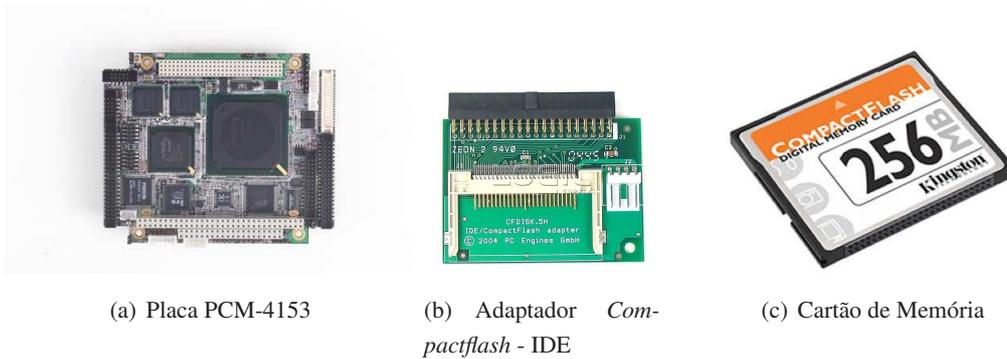


Figura 3.18: Hardware que compõe a unidade de processamento

ou desligado baseado em um tempo fornecido pelo próprio computador e também armazenado em EEPROM. Durante a inicialização ou desligamento do sistema, é exibido na tela o andamento da tarefa. Esse procedimento auxilia o operador a saber quando pode inicializar alguma rotina ou desligar a alimentação do computador embarcado.

A placa recebe comandos do computador através de comunicação SPI. Esta foi implementada usando a porta paralela. O computador embarcado é o mestre e o ATMEGA8 é o escravo nesta arquitetura. Diversos comandos podem ser enviados nesta interface:

- Solicitação de impressão de uma mensagem qualquer em uma linha do visor de LCD;
- Solicitação de impressão da rotina de desligamento;
- Acendimento ou apagamento da luz de fundo do LCD;
- Informa o ATMEGA8 sobre a tensão nominal da bateria;
- Informa o ATMEGA8 sobre o tempo de ligamento do computador embarcado;
- Informa o ATMEGA8 sobre o tempo desligamento do computador embarcado;
- Solicitação de informação sobre o uso ou não de cada botão;
- Solicitação da medida da tensão da bateria.

### 3.7 UNIDADE DE PROCESSAMENTO

Como unidade principal de processamento, foi utilizado uma placa com arquitetura PC-104, ilustrada na Figura 3.18(a). Com processador AMD Geode<sup>®</sup> LX800 500MHz, 256MB de memória DDR333 SDRAM, interface IDE, quatro portas RS232 independentes, duas portas ethernet, porta paralela e alimentação 5V, 1,35A. A alimentação de 12V é opcional para uso em placas adicionais e visores LCD.

O sistema operacional e os programas são alocados em uma memória *compactflash* (Figura 3.18(c)) conectada ao computador embarcado por um adaptador *Compactflash* - IDE (Figura 3.18(b)).

O sistema operacional deve ser suficientemente pequeno para ser comportado na *compactflash* e extensão tempo real. Foi escolhida a distribuição linux LiRE v.0.5 (*Linux Real-time Environment*<sup>6</sup>). Esta distribuição foi projetada para aplicações em robótica e como principais vantagens o seu tamanho reduzido (20MB) e a extensão RTAI (*RealTime Application Interface*).

A extensão RTAI faz pequenas modificações no kernel do Linux alterando o escalonador e o tratamento de interrupções. Desta forma, obtém-se uma plataforma de processamento em tempo real com requisitos de baixa latência e alta escalonabilidade, com suporte do ambiente linux (interfaces, sistema de arquivos, comandos). Basicamente, ele atua como um roteador de interrupções, capturando as chamadas dos periféricos e, se necessário, repassando-as ao linux, que é considerado pelo RTAI como uma tarefa rodando em segundo plano com baixa prioridade. Uma vantagem da combinação linux - RTAI para este trabalho é que são projetos de software livre com código aberto e de licença gratuita de uso.

O software embarcado que se executa na placa PCM-4153 foi concebido de forma modular em linguagem C. Do ponto de vista de implementação, cada módulo está organizado em um arquivo de cabeçalho (.h) contendo as definições e declarações de uso externo e um arquivo contendo as implementações e as definições de uso local (.c). Para manter o encapsulamento, o acesso às variáveis globais de um módulo por outro módulo somente são feitas por meio de funções do módulo que contém as variáveis. Estas estão protegidas por semáforos, evitando assim, acesso simultâneo por duas tarefas a uma mesma região de memória. Alguns módulos incluem ainda bibliotecas para acesso a funções que gerenciam o hardware como a comunicação com IMU e o controlador norte e outras funções dedicadas a tarefas mais específicas como controle do rotor e fusão de dados de sensores.

Os seguintes módulos estão definidos:

- Módulo principal (*main*): Inicia os demais módulos e gerencia tarefas sem periodicidade pré-estabelecida de baixa prioridade e sem grande relevância.
- Módulo de localização (*localization*): Módulo que determina a localização do helicóptero, gerencia a aquisição de dados do GPS, IMU, altímetro, sonar e magnetômetro. Uma vez que cada um dos sensores possui periodicidades diferentes, optou-se por criar as seguintes tarefas periódicas dentro deste módulo:
  - tarefa *localization\_imu\_read*: Solicita à IMU novos dados a cada *10ms*, tratando a recepção destes dados e armazenando-os em uma estrutura global.
  - tarefa *localization\_gps\_read*: Solicita ao GPS novos dados a cada *200ms*, tratando a recepção destes dados e armazenando-os em uma estrutura global.
  - tarefa *localization\_controlador\_sul\_read*: Interroga periodicamente o controlador sul se há novos dados provenientes do magnetômetro, altímetro, ou sonar. Em caso afirmativo, os dados são recebidos e armazenados em uma estrutura global.
  - tarefa *localization\_update*<sup>7</sup>: A cada *10ms* atualiza a estimativa de localização 3D por meio de predição usando as medidas da IMU. Se medidas do GPS, sonar, magnetômetro ou altímetro estiverem disponíveis, esse módulo corrige a estimativa de localização.

---

<sup>6</sup><http://www.rts.uni-hannover.de/lire/about.html> acessado em setembro de 2008.

<sup>7</sup>Implementação pelo professor Geovany Araújo Borges

- Módulo de controle (`control`): Módulo que realiza o controle do helicóptero, por meio de uma única tarefa periódica executada a cada 20 ms. Esta tarefa realiza a comunicação com o controlador norte fazendo a leitura da velocidade de rotação do rotor e dos comandos do rádio e enviando comandos para os servos de controle e do *pan-tilt*. Este módulo possui os seguintes estados:
  - STOP: Todos os servos são colocados em condição definida de segurança, e o servo do acelerador está no mínimo, impedindo o funcionamento do motor.
  - IDLE: Todos os servos são colocados em condição definida de segurança, mas o servo do acelerador está no mínimo valor que garante que o motor possa ser ligado ou fique em funcionamento.
  - LAND: Todos os servos são colocados em condição definida de segurança, mas o rotor está com controle de velocidade ativado. Neste período o rotor está acelerando até alcançar a velocidade nominal de rotação.
  - HOVER: O controle neste modo deve estar ativo, quando o helicóptero estiver voando. O valor a ser enviado para os servos será calculado a cada 20ms e atualizado. Outros modos de voo ainda podem ser implementados, caso futuramente haja a necessidade de comutar os controladores para diversos modos de voo.
- Módulo de entrada via teclado (`keyboard`): Módulo que gerencia a entrada de comandos e dados caso em algum experimento, opte-se por controlar o helicóptero por ssh (protocolo *Secure Shell*). Este módulo não possui funções periódicas e é chamado dentro do módulo principal.
- Módulo de exibição de informações em tela (`screen`): Módulo que gerencia as informações que são exibidas na tela quando for ligada uma saída de vídeo ou quando controlado por ssh.

Outros módulos ainda podem ser definidos seguindo a mesma metodologia, como, por exemplo, os módulos de comunicação com uma estação base e o sistema de registro de dados em memória flash.

### 3.8 SISTEMA DE ALIMENTAÇÃO

Toda a parte eletrônica do protótipo foi escolhida de modo a poder ser alimentada com tensões de 5V e 12V. Alguns dispositivos que necessitam de alimentação de 3,3V utilizam um regulador para fornecer a tensão correta.

Para fornecer a alimentação para o circuito foi utilizada uma bateria LiPo (Lítio Polímero) com as seguintes características:

- Modelo: PQ4S-6000MG;
- Número de células: 4;



Figura 3.19: Placa de alimentação embarcada no sistema

- Tensão nominal: 14,8V;
- Capacidade de carga: 6000mAh;
- Corrente de descarga máxima em regime contínuo: 90,0 Amperes;
- Corrente de descarga máxima para 10 segundos: 108,0 Amperes;
- Massa: 734g;
- Dimensões: 165x95x23mm.

A tensão da bateria é constantemente monitorada, conforme mostrado na Seção 3.6, evitando assim que sua tensão chegue a um nível muito baixo que pode danificar a bateria. Esta alimenta uma placa com dispositivos conversores de tensão contínua da *TracoPower*<sup>®</sup> modelo *TEN30WI*. Estes são conversores de alta eficiência com potência de saída de 30W. A placa (Figura 3.19) contém ainda alguns capacitores que compõe o circuito e conectores para alimentação de cada componente.

Para evitar a sobrecarga do conversor de 5V foi escolhido usá-lo apenas para alimentação dos servos, do rádio e do computador embarcado, dispositivos de maior consumo. Todos os outros dispositivos que necessitam de 5V são alimentados com 12V através de reguladores *LM7805* embarcados em cada placa.

Foi adaptado também um conector que permite recarregar a bateria sem a necessidade de desmontar o sistema. A tensão de cada célula da bateria é balanceada durante a carga, evitando danos às células individualmente.

## 4 CONTROLE

*It is simple to make something complex,  
and complex to make it simple.*

Murphy's Technology Laws - Edward A. Murphy

### 4.1 INTRODUÇÃO

Este capítulo trata das estratégias de controle de vôo pairado propostas e avaliadas em simulação para a construção de um robô aéreo baseado em um helimodelo. Primeiramente, na Seção 4.2 é apresentado o desenvolvimento de um modelo matemático não linear simplificado que descreve a dinâmica de um helicóptero em miniatura, bem como os procedimentos para identificação dos parâmetros deste modelo. Este modelo é utilizado para o projeto e sintonia dos controladores para o vôo pairado, apresentados na Seção 4.3 e avaliados em simulação. O simulador utiliza um modelo matemático bastante complexo, descrito no Anexo B.. O simulador permite, ainda, a realização diversos ensaios incluindo influência do vento e da gravidade.

### 4.2 OBTENÇÃO DO MODELO

Embora existam muitos modelos que tentem descrever a dinâmica de helicópteros e suas miniaturas, não se pode identificar na literatura um modelo não-linear que represente fielmente a dinâmica de um helimodelo em diversos modos de vôo não-acrobáticos e ao mesmo tempo suficientemente simples para ser usado no projeto de controladores por métodos mais comuns. Esta seção apresenta o desenvolvimento de um modelo que se propõe a atender a estes requisitos.

Diferentemente da modelagem de aviões, o uso apenas das equações diferenciais de corpo rígido não é suficiente para capturar as componentes mais importantes da dinâmica de helicópteros. Essas equações de corpo rígido devem ser acopladas com equações simplificadas da dinâmica do rotor para a obtenção de um modelo eficaz.

#### 4.2.1 Equações de corpo rígido

As equações de corpo rígido para a fuselagem de helicóptero com seis graus de liberdade são obtidas das equações de Newton-Euler, adaptadas de [8]:

$$\dot{u} = -wq + vr - g \sin(\theta) + \frac{F_x}{m}, \quad (4.1)$$

$$\dot{v} = wp - ur + g \sin(\phi) \cos(\theta) + \frac{F_y}{m}, \quad (4.2)$$

$$\dot{w} = uq - vp + g \cos(\phi) \cos(\theta) + \frac{F_z}{m}, \quad (4.3)$$

$$\dot{p} = \frac{1}{I_{xx}}(-qr(I_{yy} - I_{zz}) + M_x), \quad (4.4)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}}(-pr(I_{zz} - I_{xx}) + M_y), \quad (4.5)$$

$$\dot{r} = \frac{1}{I_{zz}}(-pq(I_{xx} - I_{yy}) + M_z). \quad (4.6)$$

Nas equações acima,  $u$ ,  $v$  e  $w$  são as velocidades lineares e  $p$ ,  $q$  e  $r$  são as velocidades angulares em torno dos eixos  $x$ ,  $y$  and  $z$ . As forças e momentos agindo no  $i$ -ésimo eixo são  $F_i$  e  $M_i$ , respectivamente. A aceleração devido a gravidade é denotada por  $g$ , e  $m$  é a massa do veículo.  $I_{ii}$  representa o momento de inércia à rotação em torno do  $i$ -ésimo eixo. Para modelos em escala reduzida, os produtos de inércia cruzados  $I_{xy}$ ,  $I_{yx}$ ,  $I_{yz}$ ,  $I_{zy}$ ,  $I_{xz}$  e  $I_{zx}$ , usados em modelos mais complexos [24] podem ser desprezados [8].

As forças e momentos  $F_i$  e  $M_i$  são gerados pelo rotor principal, pelo rotor de cauda e por efeitos aerodinâmicos atuantes na fuselagem, na aleta vertical e no estabilizador horizontal.

#### 4.2.2 Dinâmica simplificada do rotor principal

Para tornar o modelo de corpo rígido mais fiel ao sistema físico pode-se modelar de maneira simplificada a dinâmica das forças e momentos gerados pelo rotor principal e acoplá-las ao modelo. Neste trabalho, a maneira escolhida foi partir do modelo desenvolvido para simulação do helicóptero acrobático no MIT [8], que não é suficientemente simples para ser usado para o projeto de controladores.

Considera-se para a obtenção do modelo a velocidade de rotação do rotor constante. Essa premissa pode ser assumida, uma vez que, em um trabalho anterior, utilizando um helimodelo Raptor 30 acoplado a uma base, foi mostrado como é possível regular essa velocidade a partir do comando do acelerador  $U_t$  para diversos torques diferentes aplicados ao rotor [47].

As equações do rotor podem ser simplificadas para levar em consideração apenas as componentes de baixa frequência na dinâmica de batimento. Essas componentes podem ser representadas pela dinâmica do plano formado pelo caminho percorrido pela extremidade da hélice, conhecida por dinâmica de ttp, do inglês *tip-path plane*.

Para entender o efeito do batimento das pás pode-se imaginar que o ttp se inclina com relação ao plano original do rotor. Para representar essa inclinação usamos os ângulos  $a$  para a direção longitudinal e  $b$  para a direção lateral. As equações simplificadas relacionadas a esses estados, desprezando os efeitos do vento são [3]

$$\frac{16}{\gamma\Omega}\dot{a} = -a - \frac{16}{\gamma\Omega}q + \frac{p}{\Omega} + \frac{8k_\beta}{\gamma\Omega^2 I_\beta}b + A_{lon}U_{lon}, \quad (4.7)$$

$$\frac{16}{\gamma\Omega}\dot{b} = -b - \frac{16}{\gamma\Omega}p + \frac{q}{\Omega} + \frac{8k_\beta}{\gamma\Omega^2 I_\beta}a + B_{lat}U_{lat}, \quad (4.8)$$

em que  $\gamma$ , conhecido como *lock number*, representa a razão entre as forças aerodinâmicas e as forças inerciais;  $\Omega$  é a velocidade angular do rotor, considerada constante;  $k_\beta$  é a constante elástica à torsão

(linear),  $I_\beta$  é o momento de inércia da pá em torno do eixo de variação de seu ângulo.  $A_{lon}$  e  $B_{lat}$  são coeficientes lineares que aproximam o efeito dos comandos cíclicos  $U_{lon}$  e  $U_{lat}$ .

Para simplificação, pode-se definir

$$\tau_f = \frac{16}{\gamma\Omega} \quad (4.9)$$

como a constante de tempo do batimento das pás do rotor principal. Os termos

$$-\tau_f q \text{ e } -\tau_f p$$

são responsáveis pela diminuição do batimento quando da arfagem ou rolagem do veículo e são as principais componentes de amortecimento do batimento das pás. Os termos

$$-\frac{q}{\Omega} \text{ e } \frac{p}{\Omega}$$

dizem respeito ao resultado do batimento quando o ângulo das pás muda durante a arfagem ou rolagem. Este é um dos principais acoplamentos identificados entre a dinâmica de arfagem e rolagem. Definindo também os termos constantes

$$A_b = -B_a = \frac{8}{\gamma\Omega^2} \frac{k_\beta}{I_\beta} \quad (4.10)$$

e adicionando ainda dois termos de acoplamento para levar em consideração dinâmicas não-modeladas, as equações de estado de batimento das pás ficam

$$\dot{a} = \frac{1}{\tau_f} [-a - \tau_f q + \frac{p}{\Omega} + A_b b + A_{lon} U_{lon} + A_{lat} U_{lat}], \quad (4.11)$$

$$\dot{b} = \frac{1}{\tau_f} [-b - \tau_f p - \frac{q}{\Omega} - A_b a + B_{lon} U_{lon} + B_{lat} U_{lat}]. \quad (4.12)$$

A barra estabilizadora pode ser considerada um segundo rotor que não produz empuxo. O seu pequeno *lock number*,  $\gamma_s$ , reduz o acoplamento entre o batimento longitudinal e lateral e produz uma constante de tempo  $\tau_s$  maior. As equações da barra estabilizadora, se tornam então muito mais simples que as do rotor principal [3]

$$\dot{c} = \frac{1}{\tau_s} [-c - \tau_s q + C_{lon} U_{lon}], \quad (4.13)$$

$$\dot{d} = \frac{1}{\tau_s} [-d - \tau_s p + D_{lat} U_{lat}], \quad (4.14)$$

em que  $C_{lon}$  e  $D_{lat}$ , semelhante a  $A_{lon}$  e  $B_{lat}$  são ganhos que aproximam o efeito do ângulo determinado pelos comandos cíclicos.

A barra estabilizadora afeta a dinâmica do veículo apenas ampliando o efeito do comando cíclico do rotor principal. Fazendo uma extensão similar à do modo linear de [3], pode-se reescrever os comandos laterais e longitudinais como

$$\bar{U}_{lat} = U_{lat} + K_d d \text{ e } \bar{U}_{lon} = U_{lon} + K_c c, \quad (4.15)$$

em que  $K_c$  e  $K_d$  representam redução do *mixer* da barra estabilizadora.

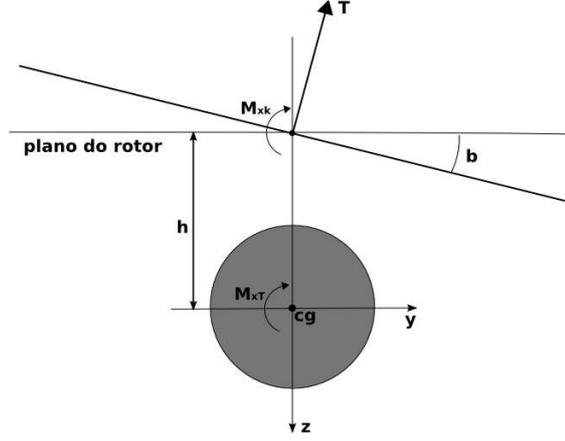


Figura 4.1: Momentos de rolagem devido ao batimento das pás

Definindo as derivadas de acoplamento

$$B_d = B_{lat}K_d \text{ e } A_c = A_{lon}K_c \quad (4.16)$$

e usando  $\tilde{U}_{lat}$  e  $\tilde{U}_{lon}$  ao invés de  $U_{lat}$  e  $U_{lon}$  e substituindo as expressões (4.15) e (4.16) em (4.11) and (4.12), as equações de batimento se tornam

$$\dot{a} = \frac{1}{\tau_f} [-a - \tau_f q + \frac{p}{\Omega} + A_b b + A_c c + A_{lon} U_{lon} + A_{lat} U_{lat}], \quad (4.17)$$

$$\dot{b} = \frac{1}{\tau_f} [-b - \tau_f p - \frac{q}{\Omega} - A_b b + B_d d + B_{lon} U_{lon} + B_{lat} U_{lat}]. \quad (4.18)$$

### 4.2.3 Acoplando o modelo de corpo rígido e a dinâmica do rotor

A partir do modelo da dinâmica do rotor, pode-se extrair a expressão que determina os momentos nos eixos de rolagem e arfagem. A Figura 4.1 esboça a relação entre o ângulo lateral do ttp,  $b$ , o vetor empuxo  $\mathbf{T}$  e os momentos produzidos pelo rotor principal. Uma análise similar pode ser feita para o ângulo longitudinal. É assumido que o empuxo permanece sempre perpendicular ao ttp para vôos não acrobáticos. Os componentes, nos eixos coordenados do helicóptero, do vetor empuxo são:

$$T_x = -|\mathbf{T}| \sin(a) \cos(b), \quad (4.19)$$

$$T_y = |\mathbf{T}| \sin(b) \cos(a), \quad (4.20)$$

$$T_z = -|\mathbf{T}| \cos(a) \cos(b). \quad (4.21)$$

Essas forças agem na fuselagem do veículo com um braço de alavanca  $h$ , correspondente à distância entre o centro de gravidade  $cg$  e a cabeça do rotor principal, resultado nos seguintes momentos:

$$M_{xT} = hT_y = h|\mathbf{T}| \sin(b) \cos(a) \quad (4.22)$$

$$M_{yT} = -hT_x = h|\mathbf{T}| \sin(a) \cos(b). \quad (4.23)$$

Segundo [3], há ainda uma componente não desprezível de amortecimento gerado devido à resistência das pás ao batimento combinada com a inércia do rotor que se transmite para a fuselagem. Essa componente pode ser modelada por

$$M_{xk} = k_{\beta}b \quad (4.24)$$

$$M_{yk} = k_{\beta}a. \quad (4.25)$$

O cálculo do empuxo é uma tarefa bastante complexa e de difícil modelagem. Para aplicações em controle, faz-se necessária uma simplificação. O empuxo  $\mathbf{T}$  para vôos não acrobáticos, pode ser aproximado por  $mg$ , uma vez que as acelerações lineares não são grandes, mesmo com o veículo em movimento. Essa aproximação é realizada em diversos modelos lineares [3], mas não há limitações que impeçam o uso no caso na linear. Os torques  $M_x$  e  $M_y$  são então calculados como os momentos resultantes nos eixos coordenados

$$M_x = k_{\beta}b + hmg \sin(b) \cos(a) \quad (4.26)$$

$$M_y = k_{\beta}a + hmg \sin(a) \cos(b). \quad (4.27)$$

#### 4.2.4 Dinâmica de Guinada

O empuxo gerado pelo rotor de cauda não pode ser simplificado desta forma, uma vez que sua amplitude e sentido varia bastante. Desta forma, seria muito difícil determinar uma expressão para  $M_z$ . Até nos modelos mais simples é usada regressão polinomial de dados coletados em testes devido à grande complexidade na dinâmica.

Dadas essas circunstâncias, neste trabalho, a abordagem escolhida foi partir de um modelo linear [3] e adicionar alguns termos para melhorar a eficácia do modelo. Os resultados da identificação de parâmetros na Seção 5 mostram que, partindo desse modelo simplificado, não há perdas significativas de precisão. Observa-se que não há grande contribuição da gravidade ou da velocidade longitudinal considerando um vôo não acrobático o que justifica essa aproximação.

A principal contribuição para o momento  $M_z$  é o empuxo gerado pelo rotor de cauda, o qual é controlado pelo ângulo de ataque de suas pás, proporcional a  $U_{ped}$ . Outra fonte de torque em  $z$  é a velocidade do vento lateral. Considerando que essa velocidade modifique linearmente o torque, usa-se os termos  $N_v v$  e  $N_p p$  para modelar essa influência.  $N_v$  e  $N_p$  são parâmetros a serem determinados experimentalmente.

A aleta vertical, entre outros componentes, também produz momentos que amortecem o movimento, modelados pelo termo  $N_r r$ . O torque  $M_z$  também é afetado pelo torque do motor, tendo como principais influências, considerando a velocidade do rotor constante, o ângulo médio de ataque do rotor principal, determinado por  $U_{col}$ , e velocidade vertical  $w$ .

Pode-se considerar, também, o controlador de guinada conhecido como *gyro* um sistema de amortecimento ativo que aumenta a ordem da dinâmica de guinada, aumentando, todavia, consideravelmente a margem de fase. Somando todas essas componentes, as equações de estado correspondentes à guinada se tornam

$$\dot{r} = N_{ped}U_{ped} + N_v v + N_p p + N_r r + N_{col}U_{col} + N_w w + N_{med} + N_{r,fb}r_{fb} \quad (4.28)$$

$$\dot{r}_{fb} = K_r r - K_{r,fb}r_{fb} \quad (4.29)$$

em que  $r_{fb}$  corresponde a um estado interno inerente ao *gyro*. As variáveis  $N_{ped}$ ,  $N_{col}$ ,  $N_v$ ,  $N_p$ ,  $N_r$ ,  $N_w$ ,  $K_r$  e  $K_{r,fb}$  são parâmetros do modelo. O termo  $N_{med}$  foi adicionado para compensar o torque do motor com  $U_{col}$  nulo.

Sem perda de generalidade, pode ser imposta a seguinte restrição:

$$K_{r,fb} = -2N_r. \quad (4.30)$$

Essa imposição evita problemas durante a identificação dos parâmetros [3], todavia,  $N_r$  perde seu significado físico, o que não é de fato um problema no caso de modelagem para projeto de controladores. Foi observado na identificação dos parâmetros usando o simulador que o não uso dessa restrição faz com que os parâmetros convirjam para um mínimo local com dinâmica instável, diferentemente do que aponta a teoria. Usando a restrição, os parâmetros se ajustam aos valores esperados para o modelo.

#### 4.2.5 Dinâmica de elevação

Com o helicóptero em vôo pairado, a velocidade vertical pode ser representada por um sistema de primeira ordem [8]:

$$\dot{w} = Z_w w + Z_{col}\delta_{col}. \quad (4.31)$$

O termo  $\delta_{col}$  representa uma pequena variação de  $U_{col}$  em torno de um ponto de operação. Linearizando a equação (4.3) para operação em vôo pairado, a aceleração vertical fica expressa por

$$\dot{w} = F_Z/m. \quad (4.32)$$

Das equações (4.31) e (4.32) pode-se inferir que

$$F_Z/m \approx Z_w w + Z_{col}U_{col}. \quad (4.33)$$

Dos modelos mais complexos [8] sabe-se que o movimento de guinada também influencia a aceleração vertical. Desta forma, o termo  $Z_{r,r}$  é adicionado para levar em consideração efeitos não modelados

A equação diferencial usada para expressar a dinâmica de elevação se torna, então,

$$\dot{w} = uq - vp + g \cos(\phi) \cos(\theta) + Z_{r,r}r + Z_w w + Z_{col}U_{col}. \quad (4.34)$$

#### 4.2.6 Dinâmica de translação lateral e longitudinal

As principais forças que atuam na dinâmica de translação lateral e longitudinal são os efeitos aerodinâmicos decorrentes da fuselagem. Estes efeitos podem ser modelados usando apenas derivadas de primeira ordem. As equações (4.1) e (4.2) são, então, reescritas como

$$\dot{u} = -wq + vr - g \sin(\theta) + X_u u, \quad (4.35)$$

$$\dot{v} = wp - ur + g \sin(\phi) \cos(\theta) + Y_v v \quad (4.36)$$

#### 4.2.7 Modelo completo

Desta forma, obtém-se o modelo completo que descreve a dinâmica do helicóptero:

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{1}{I_{xx}}(-qr(I_{yy} - I_{zz}) + k_\beta b + hmg \sin(b) \cos(a)) \\ \dot{q} &= \frac{1}{I_{yy}}(-pr(I_{zz} - I_{xx}) + k_\beta a + hmg \sin(a) \cos(b)) \\ \dot{\phi} &= p \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{a} &= \frac{1}{\tau_f}[-a - \tau_f q + \frac{p}{\Omega} + A_b b + A_c c + A_{lon} U_{lon} + A_{lat} U_{lat}] \\ \dot{b} &= \frac{1}{\tau_f}[-b - \tau_f p - \frac{q}{\Omega} - A_b a + B_d d + B_{lon} U_{lon} + B_{lat} U_{lat}] \\ \dot{w} &= uq - vp + g \cos(\phi) \cos(\theta) + Z_r r + Z_w w + Z_{col} U_{col} \\ \dot{r} &= N_{ped} U_{ped} + N_v v + N_p p + N_r r + N_{col} U_{col} + N_w w + N_{med} + N_{r fb} r_{fb} \\ \dot{r}_{fb} &= K_r r + 2N_r r_{fb} \\ \dot{c} &= \frac{1}{\tau_s}[-c - \tau_s q + C_{lon} U_{lon}] \\ \dot{d} &= \frac{1}{\tau_s}[-d - \tau_s p + D_{lat} U_{lat}] \\ \dot{u} &= -wq + vr - g \sin(\theta) + X_u u \\ \dot{v} &= wp - ur + g \sin(\phi) \cos(\theta) + Y_v v \end{aligned} \quad (4.37)$$

Este modelo contém 13 estados e utiliza apenas equações diferenciais com parâmetros invariantes no tempo. Desta forma, o seu uso para projetos de controladores não é inviável. Contudo, estima-se que ele descreva o comportamento de um helimodelo melhor do que o modelo apresentado na Seção 2.3.3, uma vez que leva em consideração diversos efeitos não lineares inerentes à dinâmica do veículo.

#### 4.2.8 Identificação dos parâmetros

O modelo proposto possui 32 parâmetros a serem identificados:  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$ ,  $k_\beta$ ,  $h$ ,  $m$ ,  $\tau_f$ ,  $\Omega$ ,  $A_b$ ,  $A_c$ ,  $A_{lon}$ ,  $A_{lat}$ ,  $B_d$ ,  $B_{lon}$ ,  $B_{lat}$ ,  $Z_r$ ,  $Z_w$ ,  $Z_{col}$ ,  $N_{ped}$ ,  $N_v$ ,  $N_p$ ,  $N_r$ ,  $N_{col}$ ,  $N_w$ ,  $N_{med}$ ,  $N_{r fb}$ ,  $K_r$ ,  $\tau_s$ ,  $C_{lon}$ ,  $D_{lat}$ ,  $X_u$  e  $Y_v$ .

Para identificar os parâmetros foi utilizada a função *pem* da *System Identification Toolbox* do MATLAB®. Esta função utiliza, para minimizar os parâmetros, a minimização do erro de predição usando o algoritmo de busca de Levenberg-Marquardt.

Para facilitar a identificação, o modelo completo foi dividido em quatro modelos menores. Neste caso, as entradas de cada submodelo, não são necessariamente as entradas do helicóptero, mas todas as variáveis que influenciam na dinâmica. Essas entradas não são comandadas pela função de controle, mas determinadas por uma dinâmica externa à do submodelo em questão.

- Modelo de atitude.

$$\begin{aligned}
\dot{p} &= \frac{1}{I_{xx}}(-qr(I_{yy} - I_{zz}) + k_{\beta}b + hmg \sin(b) \cos(a)) \\
\dot{q} &= \frac{1}{I_{yy}}(-pr(I_{zz} - I_{xx}) + k_{\beta}a + hmg \sin(a) \cos(b)) \\
\dot{a} &= \frac{1}{\tau_f}[-a - \tau_f q + \frac{p}{\Omega} + A_b b + A_c c + A_{lon} U_{lon} + A_{lat} U_{lat}] \\
\dot{b} &= \frac{1}{\tau_f}[-b - \tau_f p - \frac{q}{\Omega} - A_b a + B_d d + B_{lon} U_{lon} + B_{lat} U_{lat}] \\
\dot{c} &= \frac{1}{\tau_s}[-c - \tau_s q + C_{lon} U_{lon}] \\
\dot{d} &= \frac{1}{\tau_s}[-d - \tau_s p + D_{lat} U_{lat}].
\end{aligned} \tag{4.38}$$

- Parâmetros:  $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, k_{\beta}, h, m, \tau_f, \Omega, A_b, A_c, A_{lon}, A_{lat}, B_d, B_{lon}, B_{lat}, \tau_s, C_{lon}$  e  $D_{lat}$ .
- Entradas:  $U_{lon}, U_{lat}, w$  e  $r$ .
- Saídas:  $p$  e  $q$ .

- Modelo de altitude

$$\dot{w} = uq - vp + g \cos(\phi) \cos(\theta) + Z_r r + Z_w w + Z_{col} U_{col} \tag{4.39}$$

- Parâmetros:  $Z_r, Z_w$  e  $Z_{col}$ .
- Entradas:  $v, p, u, q, r$  e  $U_{col}$ .
- Saídas:  $w$ .

- Modelo de guinada

$$\begin{aligned}
\dot{r} &= N_{ped} U_{ped} + N_v v + N_p p + N_r r + N_{col} U_{col} + N_w w + N_{med} + N_{r_{fb}} r_{fb} \\
\dot{r}_{fb} &= K_r r + 2N_r r_{fb}.
\end{aligned} \tag{4.40}$$

- Parâmetros:  $N_{ped}, N_v, N_p, N_r, N_{col}, N_w, N_{med}, N_{r_{fb}}$  e  $K_r$ .
- Entradas:  $v, U_{ped}, p, U_{col}$  e  $w$ .
- Saídas:  $r$ .

- Modelo de translação

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= -wq + vr - g \sin(\theta) + X_u u \\
\dot{v} &= wp - ur + g \sin(\phi) \cos(\theta) + Y_v v.
\end{aligned} \tag{4.41}$$

- Parâmetros:  $X_u$  e  $Y_v$ .
- Entradas:  $w, q, r, p, \theta$  e  $\phi$ .
- Saídas:  $u$  e  $v$ .

A identificação dos parâmetros no modelo de atitude precisa ainda de uma outra divisão para que todos eles sejam estimados corretamente. Essa necessidade é justificada pela grande dificuldade que a função *pem* tem para a sintonia de um número grande de parâmetros quando estão distantes do mínimo global. Os parâmetros  $h$  e  $m$ , por serem de fácil medição, não são estimados. A identificação do restante deles é feita da seguinte forma:

Em cada época do algoritmo de identificação, são realizadas as seguintes rotinas:

1. **Estimação dos parâmetros de rolagem:** Executa a função *pem* com dez iterações visando a sintonia dos parâmetros mais determinantes para arfagem.  
**Parâmetros livres:**  $I_{xx}$ ,  $k_{\beta}$ ,  $\tau_f$  e  $B_{lat}$ .
2. **Estimação dos parâmetros de arfagem:** Executa a função *pem* com dez iterações visando a sintonia dos parâmetros mais determinantes para rolagem.  
**Parâmetros livres:**  $I_{yy}$ ,  $k_{\beta}$ ,  $\tau_f$  e  $A_{lon}$ .
3. **Estimação dos parâmetros de acoplamento entre rolagem e arfagem:** Executa a função *pem* com dez iterações visando a sintonia dos parâmetros que mostram o acoplamento entre arfagem e rolagem.  
**Parâmetros livres:**  $A_b$ ,  $A_{lat}$ ,  $B_{lon}$  e  $\Omega$ .
4. **Estimação dos parâmetros de acoplamento entre rolagem e arfagem:** Executa a função *pem* com dez iterações visando a sintonia dos parâmetros que mostram o efeito da barra estabilizadora.  
**Parâmetros livres:**  $A_c$ ,  $B_d$ ,  $\tau_s$ ,  $C_{lon}$  e  $D_{lat}$ .
5. **Estimação geral dos parâmetros:** Executa a função *pem* com trinta iterações visando a sintonia de todos os parâmetros livres:  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$ ,  $k_{\beta}$ ,  $\tau_f$ ,  $\Omega$ ,  $A_b$ ,  $A_c$ ,  $A_{lon}$ ,  $A_{lat}$ ,  $B_d$ ,  $B_{lon}$ ,  $B_{lat}$ ,  $\tau_s$ ,  $C_{lon}$  e  $D_{lat}$ .

O número de épocas é variável. Não foi determinada uma condição para o fim do algoritmo, ou seja, o usuário pode determinar essa condição em cada caso, podendo inclusive fazer intervenções manuais entre as épocas caso haja algum conhecimento prévio sobre os parâmetros. Este algoritmo não tem garantia de convergência. Esta sequência é repetida inúmeras vezes até que o modelo apresente um erro satisfatório com relação ao conjunto de dados de validação.

### 4.3 CONTROLE EM SIMULAÇÃO

Uma vez que muitos equipamentos têm o custo bastante elevado e o risco de acidentes é grande nos experimentos iniciais, foi decidido realizar todo o procedimento de identificação e controle primeiro em simulação para posteriormente serem realizados experimentos usando o helimodelo.

Um modelo simplificado, mas ainda bastante completo, baseado nos princípios físicos de funcionamento de um helimodelo foi desenvolvido pelo MIT [8]. Este modelo foi desenvolvido visando a simulação de vôos acrobáticos para um helimodelo Xcell.60. A partir desse modelo foi desenvolvido no LARA um simulador e visualizador nominado Helisim 2.0<sup>1</sup>. O Anexo B contém o modelo matemático utilizado. Uma ilustração da tela do simulador é mostrada na Figura 4.2. Este é capaz de simular efeitos externos como gravidade e vento e permite a implementação de diversos tipos de controladores digitais com período de amostragem variável. O período de integração utilizado foi de 1ms. O simulador considera, ainda, velocidade angular do rotor principal constante.

<sup>1</sup>Agradecimentos a Bruno Vilhena Adorno pelo desenvolvimento do Helisim 2.0



Figura 4.2: Tela do Helisim 2.0

#### 4.3.1 Procedimento de identificação

Para proceder com a identificação dos parâmetros do modelo no simulador foram projetados quatro controladores PID para estabilizar inicialmente o sistema em modo de vôo pairado. As variáveis controladas associadas com cada entrada são relacionadas na Tabela 4.1. A sintonia dos controladores foi feita eixo a eixo. Enquanto um eixo era controlado, os demais tinham suas variáveis levadas instantaneamente para o repouso, desconsiderando qualquer dinâmica, a cada  $20ms$ . Vale lembrar que esse procedimento difere um pouco da metodologia de prender o helimodelo a uma base, uma vez que, nesta última, surgem forças que o helimodelo não apresenta quando em vôo.

O simulador também não dispõe da simulação do *gyro*, portanto, foi implementado um controlador PI interno para amortecer o movimento de guinada. Não foi realizado um ajuste fino para este, contudo, assim como nas demais variáveis de atitude, foi projetado um controlador PID. A dinâmica deste controlador PI passa, então, a fazer parte do modelo do veículo.

A partir deste procedimento, obtém-se um veículo estável, que poderia ser obtido na prática com um vôo pilotado. A partir deste, são programados diversos experimentos em que as referências para  $w$ ,  $p$ ,  $q$  e  $r$  variam senoidalmente no tempo variando a frequência visando excitar o sistema na faixa de frequências de interesse. Foram realizados experimentos separados para verificar a dinâmica de cada eixo isoladamente e também dos acoplamentos mais significativos, bem como do veículo como um todo.

De posse dos dados experimentais e do modelo, resta realizar os procedimentos relatados na Seção 4.2.8 para a obtenção dos parâmetros. Como estimativa inicial para os parâmetros  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$ ,  $I_{zz}$  e  $\Omega$  foram utilizados os valores do próprio Helisim. Isso não representa um problema, uma vez que são parâmetros relativamente fáceis de medir experimentalmente. Durante as primeiras iterações do algoritmo esses parâmetros não foram identificados como parâmetros livres para priorizar a variação

Tabela 4.1: Correspondência entre entradas e saídas no controle desacoplado

altitude	$w$	$U_{col}$
arfagem	$q$	$U_{lon}$
rolagem	$p$	$U_{lat}$
guinada	$r$	$U_{ped}$

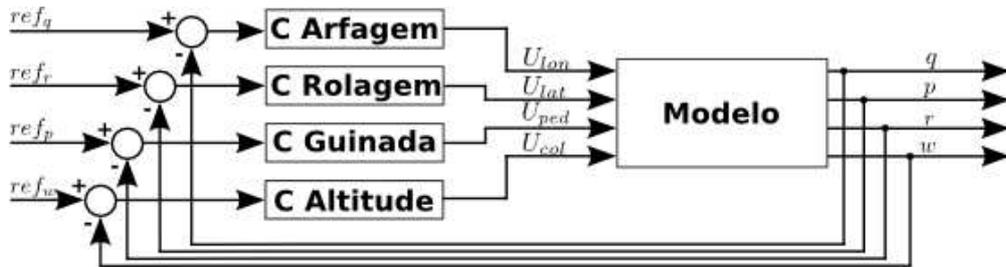


Figura 4.3: Arquitetura inicial de controle no simulador

dos demais parâmetros até que estivessem suficientemente próximos do mínimo global.

Os valores iniciais de  $\tau_f$  e  $\tau_s$  foram escolhidos sendo idênticas às constantes de tempo do helicóptero Yamaha R50 [3], que é muito maior e mais lento que o Xcell.60 da simulação. Os demais parâmetros foram inicializados com valor nulo. A Tabela 4.2 mostra os valores obtidos para os parâmetros do helicóptero Xcell.60 simulado, os valores iniciais para a estimação.

### 4.3.2 Controle de estabilização

De posse do modelo, resta usá-lo para o projeto de um controlador para o helimodelo da simulação. Foi escolhida a estratégia de controle PID desacoplado devido, entre outros fatores, à facilidade de sintonia, podendo ser feita, até mesmo, a sintonia em tempo de execução. Para garantir a possibilidade de bons resultados com controle desacoplado, foi realizado o teste de dominância diagonal descrito na Seção 2.4.3. Os resultados do teste, descritos no Capítulo 5 foram satisfatórios.

O modelo com todos os parâmetros foi exportado para o ambiente Simulink<sup>®</sup> do MATLAB<sup>®</sup>. Este, foi excitado com ondas quadradas defasadas e com frequências diferentes em suas quatro entradas de referência  $ref_p$ ,  $ref_q$ ,  $ref_r$  e  $ref_w$  (Figura 4.3) e observadas as saídas. A sintonia dos controladores PID foi realizada seguindo os seguintes princípios empíricos:

1. Inicializa-se o controle com os ganhos proporcional  $k_p$  iguais aos utilizados para obtenção do modelo (estes são suficientes para estabilizar o modelo), os ganhos integrais  $k_i$  e derivativos  $k_d$  iguais a zero.
2. Os ganhos proporcionais são feitos os maiores possíveis, desde que o sobrepasso não ultrapasse aproximadamente 5% do valor do degrau.
3. Os ganhos integrais são aumentados até que se obtenha erro próximo de zero (menos de 2% de erro) para um tempo cinco vezes maior ao tempo de subida.

Tabela 4.2: Parâmetros estimados para o helimodelo Xcell.60 simulado com o Helisim 2.0

Parâmetro	Valor inicial	Valor estimado	Unidade	Observação
$I_{xx}$	0,18	0,181009	$[kg.m^2]$	Valor inicial do Helisim 2.0
$I_{yy}$	0,34	0,339777	$[kg.m^2]$	Valor inicial do Helisim 2.0
$I_{zz}$	0,28	0,279996	$[kg.m^2]$	Valor inicial do Helisim 2.0
$h$	0,235	0,235	$[m]$	Parâmetro não estimado
$m$	8,2	8,2	$[kg]$	Parâmetro não estimado
$K_\beta$	0	109,625	$[s^{-2}]$	-
$\Omega$	167	172,382	$[rad.s^{-1}]$	Valor inicial do Helisim 2.0
$\tau_f$	0,046	0,145328	$[s]$	Valor inicial do YR50 (CMU)
$A_b$	0	0,681448	$[\ ]$	-
$A_{lon}$	0	2,31386	$[rad]$	-
$A_c$	0	-0,926968	$[\ ]$	-
$A_{lat}$	0	-0,425766	$[rad]$	-
$B_{lat}$	0	5,71802	$[rad]$	-
$B_d$	0	0,0274279	$[\ ]$	-
$B_{lon}$	0	-0,212871	$[rad]$	-
$\tau_s$	0,342	0,0671302	$[s]$	Valor inicial do YR50 (CMU)
$C_{lon}$	0	-1,26861	$[rad]$	-
$D_{lat}$	0	-5,79001	$[rad]$	-
$Z_w$	0	-1,12021	$[s^{-1}]$	-
$Z_r$	0	-0,150283	$[m.rad^{-1}.s^{-1}]$	-
$Z_{col}$	0	-141,15	$[m.s^{-2}]$	-
$N_v$	0	-0,250147	$[s^{-1}]$	-
$N_r$	0	-3,46369	$[s^{-1}]$	-
$N_{ped}$	0	5,99497	$[rad.s^{-2}]$	-
$N_p$	0	0,256001	$[s^{-1}]$	-
$N_{col}$	0	-157,6	$[rad.s^{-2}]$	-
$N_{med}$	0	8,29	$[rad.s^{-2}]$	-
$N_{rfb}$	0	12,4828	$[s^{-1}]$	-
$K_r$	0	-1,20751	$[s^{-1}]$	-
$N_w$	0	-0,769938	$[rad.m^{-1}.s^{-1}]$	-
$X_u$	0	-0,181873	$[s^{-1}]$	-
$Y_v$	0	-0,00697395	$[s^{-1}]$	-

4. Aumentar os ganhos derivativos enquanto não for observada fase não mínima em algum modo do sistema de malha fechada.

Uma vez que o sistema é não-linear e o controle PID é um tipo de controle linear, foram feitas ainda as seguintes alterações, adicionando ganhos diretos das principais perturbações para tornar a resposta do sistema mais simétrica em torno do repouso e diminuir os acoplamentos entre as variáveis:

No controle de altitude:

Considerando o vôo pairado, observa-se de (4.39) que o valor da ação de controle deve ser igual a

$$U_{col}^{hover} = -\frac{g}{Z_{col}}. \quad (4.42)$$

Uma vez que o objetivo é que o sistema tenha uma resposta semelhante para subida e para descida, soma-se à saída do controlador PID o termo  $\frac{-g}{Z_{col}}$ , de forma que o controle de altitude é dado por

$$U_{col} = U_{col}^{PID} + U_{col}^{hover}, \quad (4.43)$$

ou seja,

$$U_{col} = U_{col}^{PID} - \frac{g}{Z_{col}}. \quad (4.44)$$

em que  $U_{col}^{PID}$  é a resposta do controlador PID de altitude.

Semelhantemente, o controle de guinada é modificado. De (4.40), observa-se que, em repouso, o sinal de controle de guinada é dado por

$$U_{ped}^{hover} = -\frac{-N_{med}}{N_{ped}} - \frac{N_{col}}{N_{ped}} U_{col}. \quad (4.45)$$

Neste caso, ocorre não apenas a adição de um termo constante  $-\frac{-N_{med}}{N_{ped}}$ , mas também a adição de um termo de acoplamento  $-\frac{N_{col}}{N_{ped}} U_{col}$ . De fato, [48] comenta sobre o benefício de se adicionar um termo proporcional ao comando coletivo no controle de guinada. No trabalho citado, entretanto, o ganho era obtido experimentalmente.

Desta forma, o sinal de controle de guinada se torna

$$U_{ped} = U_{ped}^{PID} + U_{ped}^{hover}, \quad (4.46)$$

ou seja,

$$U_{ped} = U_{ped}^{PID} - \frac{N_{med}}{N_{ped}} - \frac{N_{col}}{N_{ped}} U_{ped}, \quad (4.47)$$

em que  $U_{ped}^{PID}$  corresponde à resposta gerada pelo controlador PID.

A arquitetura final de controle de estabilização empregada no simulador é ilustrada na Figura 4.4. Vale ressaltar que os controladores são digitais, com o período de amostragem de  $T_a = 20ms$ , muito embora o modelo seja de tempo contínuo. Aqui, termos como amostradores foram omitidos das figuras para enfatizar melhor clareza da ilustração.

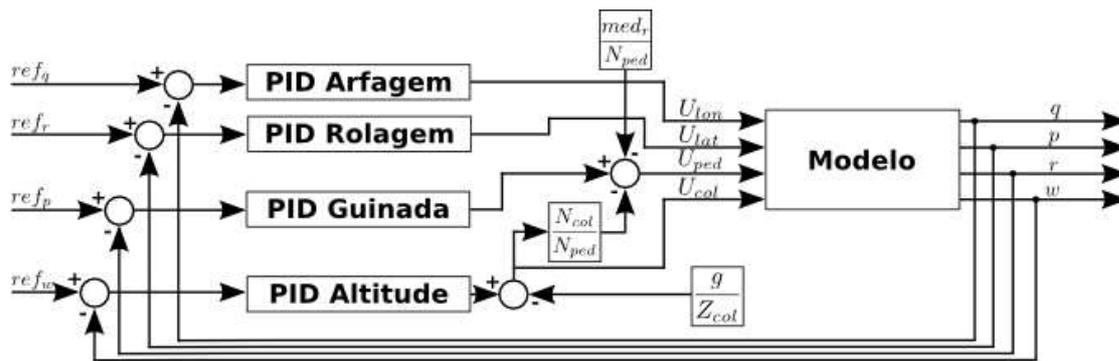


Figura 4.4: Arquitetura de controle no simulador

### 4.3.3 Controladores externos

Conforme explanado na Seção 2.4, o grande desafio no controle de helicópteros reside no controle de estabilização. Uma vez que esses controladores estejam corretamente sintonizados, o controle em cascata para níveis mais altos pode ser realizado como se fossem sistemas SISO.

Para a simulação em questão, externamente à malha de estabilização foram implementados controladores em mais dois níveis:

- **Controle de ângulos de atitude:** Neste nível é realizado o controle dos ângulos  $\phi$  e  $\theta$  diretamente (na malha mais interna é realizado o controle de suas derivadas  $p$  e  $q$ ), além do controle da altitude absoluta no sistema de coordenadas do helimodelo  $z_H$ . Uma vez que as derivadas dessas grandezas já estão controladas, o uso de um termo integral é dispensável. Neste nível foram usados três controladores PD.
- **Controle da velocidade de translação:** Neste nível é realizado o controle das velocidades de translação  $u$  e  $v$  através de  $\theta$  e  $\phi$  respectivamente. Uma vez que os efeitos do vento em  $u$  e  $v$  são bastante consideráveis, optou-se por utilizar nesta malha controladores PI.

Para sintonia dos controladores de ângulos de atitude, utilizou-se o sistema controlado em estabilização do ambiente Simulink<sup>®</sup> como modelo. As entradas se tornam  $ref_q$ ,  $ref_p$  e  $ref_w$ , uma vez que  $ref_r$  não é utilizada. As saídas são as variáveis controladas  $\theta$ ,  $\phi$  e  $z_H$  respectivamente. A sintonia dos controladores PD é feita usando os mesmos procedimentos descritos na Seção 4.3.2.

Semelhantemente, o controle da malha mais externa para as velocidades de translação é efetuado. Utiliza-se o sistema do ambiente Simulink<sup>®</sup> já com os ângulos de atitude controlados como modelo para o último nível de controle. Observa-se que nestes dois controladores mais externos, o controle pode ser feito totalmente desacoplado, devido a atuação do controlador de estabilização. A Tabela 4.3 faz um resumo das entradas e saídas nos três níveis de controle cascadeados.

Tabela 4.3: Correspondência entre entradas e saídas para o controle nos três níveis

Estabilização		Ângulos de atitude		Velocidade de translação	
entrada	saída	entrada	saída	entrada	saída
$U_{lon}$	$q$	$ref_q$	$\theta$	$ref_\theta$	$u$
$U_{lat}$	$p$	$ref_p$	$\phi$	$ref_\phi$	$v$
$U_{ped}$	$r$	-	-	-	-
$U_{col}$	$w$	$ref_w$	$z_H$	-	-



## 5 RESULTADOS

*A theory is something nobody believes, except the person who made it. An experiment is something everybody believes, except the person who made it.*

Albert Einstein

### 5.1 INTRODUÇÃO

Este capítulo apresenta os resultados de algumas simulações que validam as extretégias usadas em diversas fases do trabalho. Inicialmente, na Seção 5.2 são apresentados os resultados do procedimento de identificação dos parâmetros do modelo matemático proposto. Os resultados desta etapa validam o modelo e confirmam o sucesso dos procedimentos propostos para a identificação do parâmetros. Posteriormente, na Seção 5.3, são expostos os resultados referentes ao controle do helimodelo em simulação nos diversos níveis da arquitetura em cascata. Os resultados obtidos em simulação são bastante encorajadores e indicam a viabilidade do controle do modelo real. Seguem os resultados dos experimentos realizados no simulador.

### 5.2 IDENTIFICAÇÃO DOS PARÂMETROS DO MODELO EM SIMULAÇÃO

O experimento de identificação foi realizado conforme descrito na Seção 4.3.1. Houve o cuidado de se realizar diversos experimentos para a coleta dos dados, visando priorizar tanto a correspondência da entrada de controle com seu estado mais afetado, quanto os acoplamentos. As Figuras 5.1, 5.2, 5.3 e 5.4 mostram a comparação entre o modelo obtido e algumas amostras dos dados experimentais quando todas as entradas são excitadas simultaneamente. Nestas, a linha contínua indica os dados medidos enquanto a pontilhada indica a resposta do modelo às mesmas entradas. A medida *fit* indicada nas figuras é calculada conforme

$$fit = \left[ 1 - \frac{\| Y - \hat{Y} \|}{\| Y - \tilde{Y} \|} \right] 100\% \quad (5.1)$$

em que  $\| \cdot \|$  é a função que retorna a norma euclidiana,  $Y$  é o conjunto dos dados,  $\hat{Y}$  são os resultados preditos pelo modelo e  $\tilde{Y}$  é o valor médio dos dados. Coeficientes mais próximos de 100% significam um melhor ajuste do modelo matemático aos dados.

Na Figura 5.1, observa-se a comparação entre o modelo obtido para rolagem e arfagem com os dados experimentais. Observa-se que em baixas frequências, houve bastante compatibilidade entre os dados e o modelo. O mesmo não pode ser afirmado para altas frequências, como pode ser observado aproximadamente entre 9s e 11s. Isso ocorre pois o modelo obtido prioriza as frequências mais baixas. Uma vez que o objetivo do trabalho é controlar o helicóptero para realização de manobras não acrobáticas, bem menos agressivas que as manobras realizadas para identificação, a diferença nos resultados nesta faixa não são comprometedores.

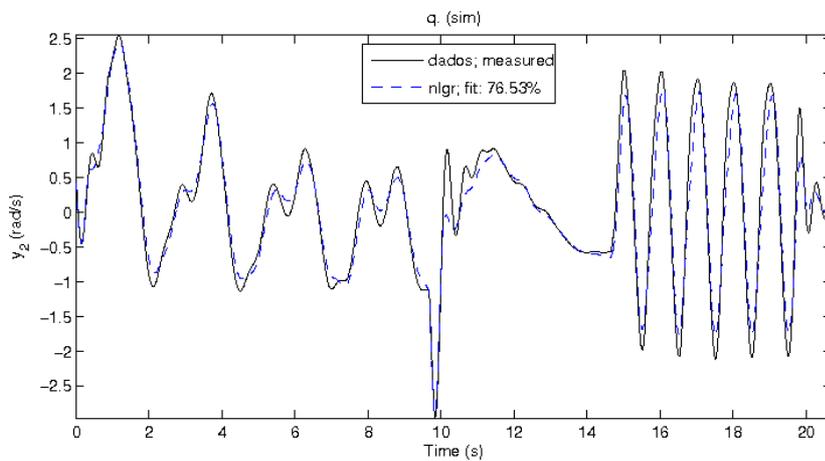
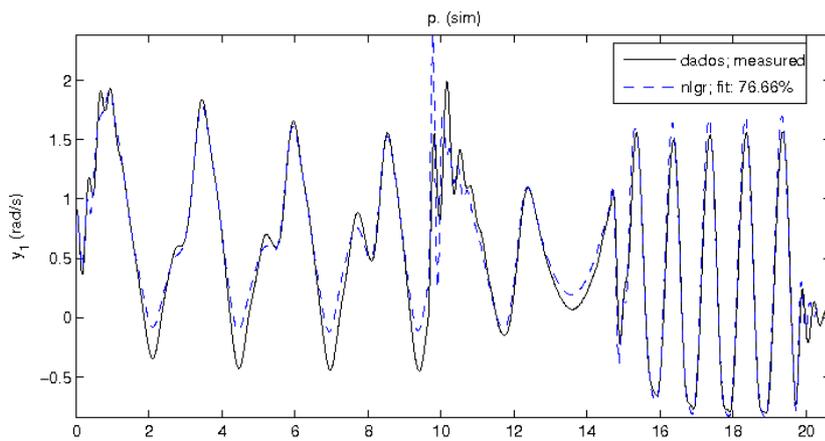


Figura 5.1: Comparação entre dados e modelo paramétrico para  $p$  e  $q$

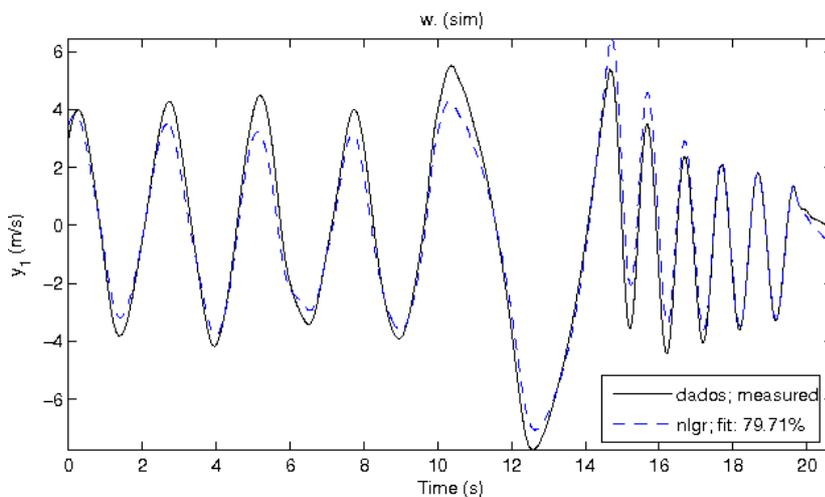


Figura 5.2: Comparação entre dados e modelo paramétrico para  $w$

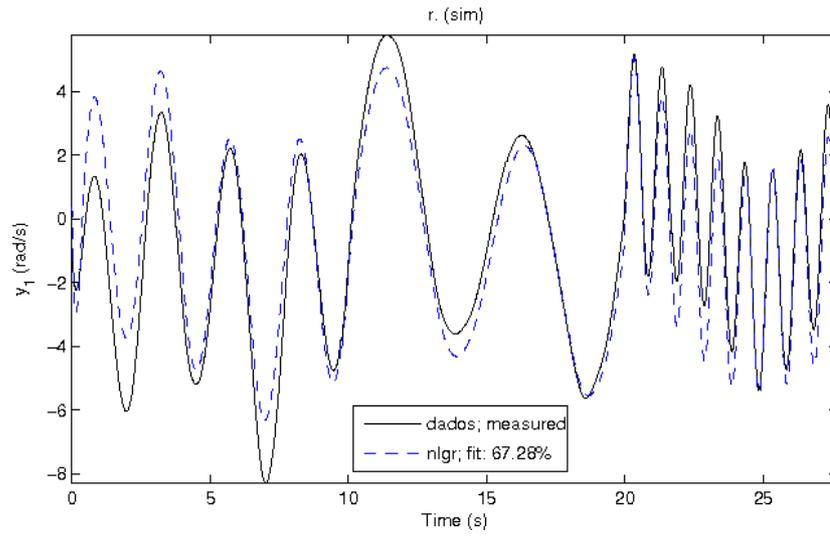


Figura 5.3: Comparação entre dados e modelo paramétrico para  $r$

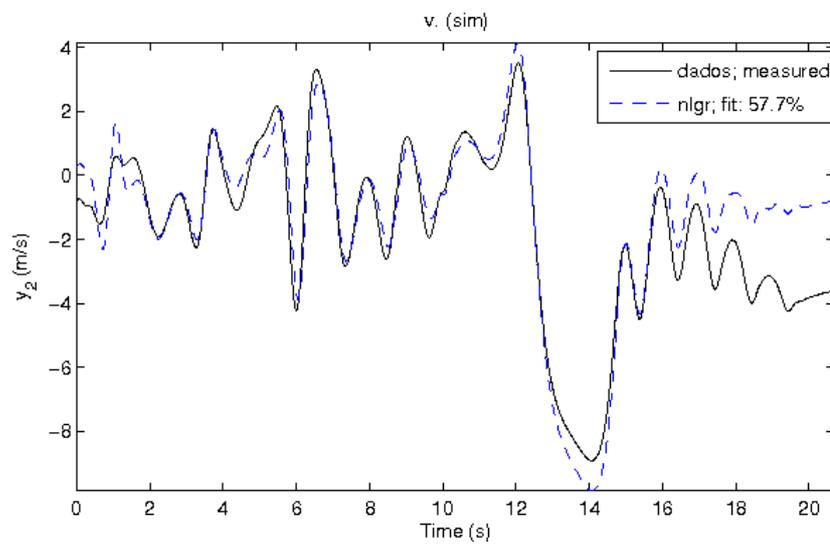
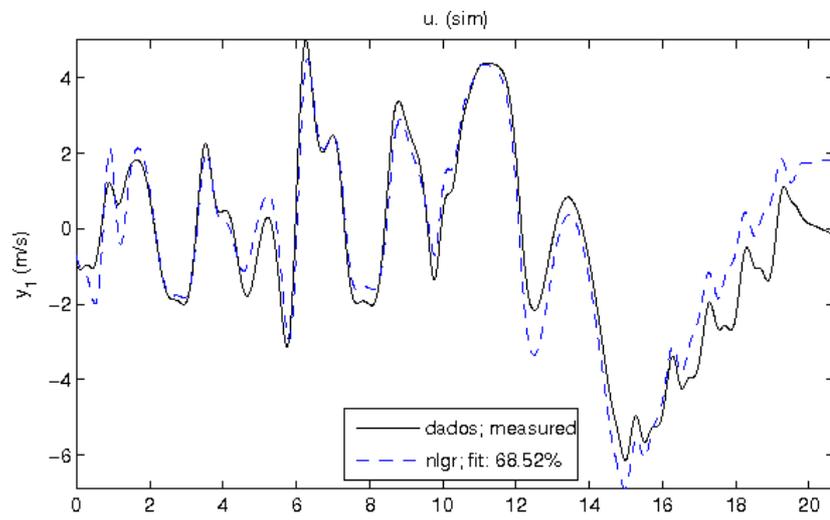


Figura 5.4: Comparação entre dados e modelo paramétrico para  $u$  e  $v$

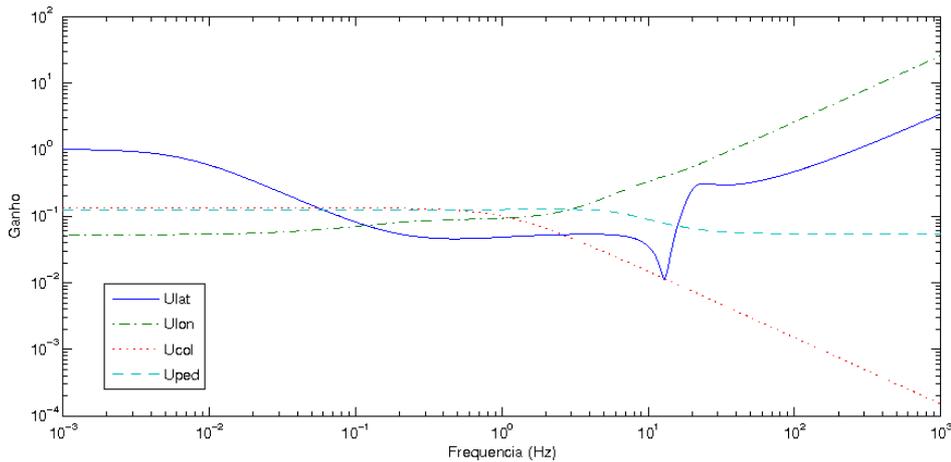


Figura 5.5: Resposta do sistema linearizado para o teste de dominância diagonal

Nas Figuras 5.2 e 5.3, observa-se que houve uma boa correspondência das curvas, todavia há uma sensível diferença quando observamos os picos. As principais causas dessas diferenças, são o modelo simplificado assumido pela guinada e um desempenho não muito bom na identificação dos acoplamentos entre a guinada e a dinâmica de altitude. A identificação dos parâmetros relacionados a esse acoplamento é difícil, uma vez que os dados usados foram colhidos de um experimento em malha fechada, onde já existe um desacoplamento gerado pelos controladores.

Na Figura 5.4, pode-se notar que houve um bom acompanhamento entre os dados e o modelo. Nota-se, também, que, com o passar do tempo, ocorre uma divergência. Esta, se deve à simplicidade de modelo e aos efeitos de acoplamento não modelados. Uma vez que a dinâmica de translação só possui dois parâmetros a serem sintonizados (referentes ao amortecimento aerodinâmico sobre a fuselagem), pode-se concluir que os resultados foram bastante satisfatórios.

## 5.3 CONTROLE EM SIMULAÇÃO

### 5.3.1 Controle de estabilização

Para ter certeza de que é possível realizar o controle de estabilização desacoplado, foi realizado o teste da dominância diagonal descrito na Seção 2.4.3. Para tanto, o modelo obtido foi linearizado em modo de vôo pairado, ou seja, velocidades e acelerações nulas. Os ganhos  $\Phi_j(j\omega)$  para o  $j$ -ésimo par entrada/saída é mostrado na Figura 5.5 considerando uma pequena faixa contendo as frequências de interesse. Observa-se que na maior parte da região, o ganho não ultrapassa o valor limite unitário, contudo, em mais altas frequências, este ganho diverge chegando a valores bem elevados. Uma vez que, para a obtenção do modelo e para a identificação, as frequências mais altas foram ignoradas, para estas frequências, o modelo e conseqüentemente o teste se tornam inválidos. Desta forma, os resultados do teste de dominância diagonal indicam que é possível fazer o desacoplamento sem maiores problemas.

O controle de estabilização correspondente ao nível mais baixo na arquitetura em casacata, quando desacoplado, implica no projeto de quatro controladores com objetivos diferentes. A Figura 5.6 mos-

tra as respostas do simulador a degraus de variação nas referências das variáveis  $p$ ,  $q$ ,  $w$  e  $r$ . Trata-se de um único experimento em que as referências são alteradas simultaneamente. O controle das velocidades de rolagem e arfagem  $p$  e  $q$  deve, sobre tudo, tornar o sistema estável, uma vez que a parte instável está associada a essas variáveis. Neste caso, embora o desejado sejam respostas rápidas, é mais importante sintonizar o controlador de modo a minimizar a presença de oscilações, decorrentes dos pólos mais rápidos. Não convém, aqui, utilizar de cancelamentos de pólos e zeros uma vez que a incerteza sobre o modelo é grande. As respostas para degraus na referência de  $p$  e  $q$  para o sistema controlado podem ser observados nas Figuras 5.6(a) e 5.6(b). Observa-se, principalmente na Figura 5.6(a) as pequenas oscilações referentes à parte de dinâmica mais rápida; contudo, uma vez que se trata da malha mais interna do controle, os resultados são satisfatórios.

O controle da velocidade de subida e descida  $w$  é o mais simples no caso de controle de estabilização. A dinâmica predominante é de primeira ordem e pouco sensível a variações nos atuadores cíclicos e de cauda. A resposta do sistema controlado é mostrado na Figura 5.6(c). É observado um tempo de estabilização inferior a  $1s$  com sobrepasso em torno de  $15\%$ . Para o controle a malha interna, é interessante que o controle seja o mais rápido possível, não sendo tão importante minimizar o sobrepasso do sistema.

O controle de guinada visa complementar o efeito do *gyro*. A dinâmica, embora estável, possui um margem de fase muito pequena e uma componente de amortecimento quase nula. O objetivo no controle de guinada é aumentar a margem de fase de sistema, tentando aumentar também a robustez a variações no comando coletivo. A Figura 5.6(d) mostra os resultados do experimento para o controle de guinada. Nota-se que a resposta à variação na guinada é sensível às variações na referência do controle de altitude, gerando principalmente erro em regime. Os resultados, contudo, são bem melhores do que usando o controlador sem o termo  $\frac{N_{col}}{N_{ped}}U_{col}$  que compensa as variações no comando coletivo para a guinada. O aumento do ganho integral, solução natural para melhorar os resultados, deixa o sistema muito oscilatório, o que não é desejado, uma vez que o controle de guinada não se trata de uma malha mais interna mas do último nível de controle, ou seja, o usuário final do veículo determina a referência para  $r$ .

### 5.3.2 Controle de altitude e atitude

No segundo nível na malha de controle foi implementado o controle PD de altitude (posição  $z$ ) e de atitude (ângulos de arfagem e rolagem  $\phi$  e  $\theta$ ). A Figura 5.7 ilustra a resposta do sistema controlado para variações na referência de altitude com degraus de  $1m$ . O experimento tenta simular uma operação de vôo e decolagem, onde são passadas pequenas variações na referência de altitude e as demais referências do sistema são mantidas constantes. Neste nível de controle, é muito importante que a resposta não apresente sobrepasso, uma vez que em uma operação de pouso, o helicóptero se chocaria com o solo abruptamente, podendo danificar o robô. Os resultados são bastante satisfatórios, uma vez que não houve sobresinal e o tempo de estabilização não ultrapassa  $2s$ . Nota-se que não há erro de regime dado que a velocidade de subida e descida,  $w$ , já é controlada na malha de mais baixo nível.

A Figura 5.8 mostra a resposta do sistema a variações nas referências dos ângulos  $\phi$ (Figura 5.8(a)) e  $\theta$ (Figura 5.8(b)) já com os controladores PD implementados. Percebe-se que as oscilações averi-



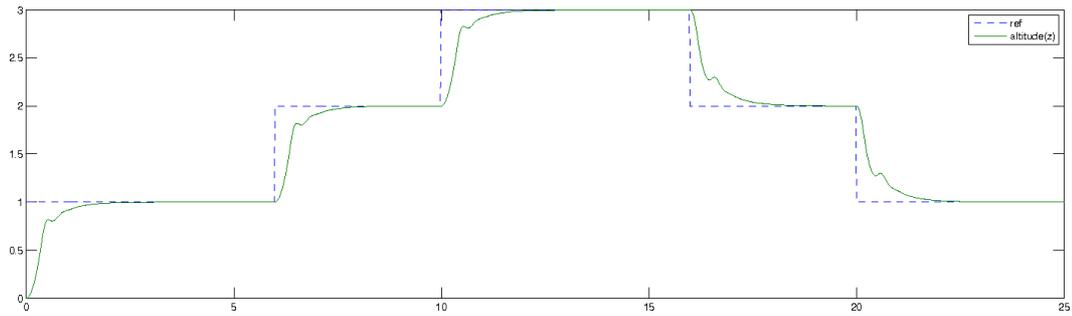
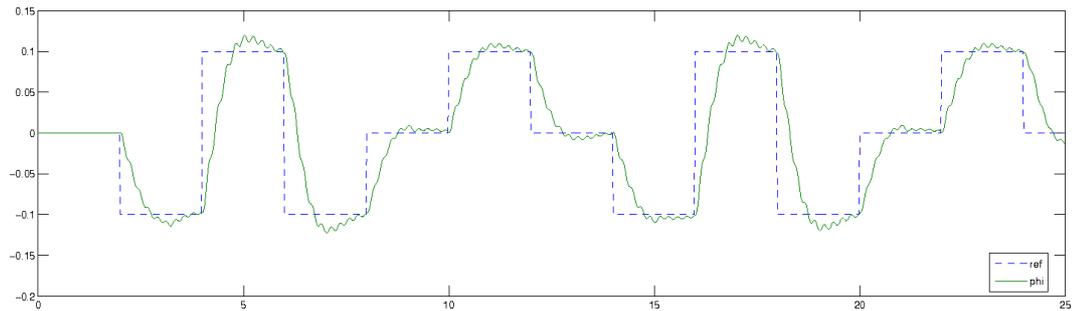
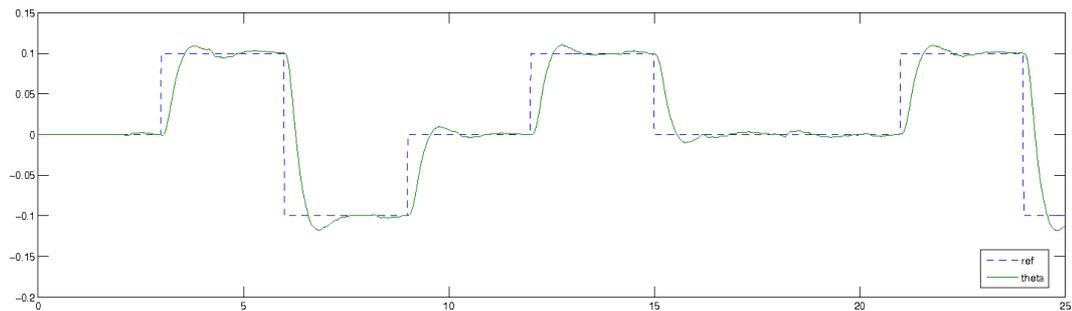


Figura 5.7: Resposta para variações de 1m na referência de altitude



(a)



(b)

Figura 5.8: Resposta do controle de estabilização no simulador

guadas no controle de  $p$  foram propagadas para o controle de  $\phi$ . Essas oscilações, contudo são tão pequenas que não são notadas apenas observando a tela do visualizador. Neste experimento, a referência varia de  $-0.1\text{rad}$  ( $-5.7^\circ$ ) a  $0.1\text{rad}$  ( $5.7^\circ$ ). As variações limitadas entre  $-10^\circ$  e  $10^\circ$  caracterizam a região de vôo pairado[41]. Tanto o controle dos ângulos de rolagem como arfagem apresentaram pequeno sobresinal e erro nulo em regime permanente. Também pode ser observado que os controladores efetuaram um bom desacoplamento do sistema, uma vez que se trata de um experimento único e a alteração da referência de um sinal pouco afetou o comportamento da outra variável observada.

### 5.3.3 Controle de velocidade de translação

A malha de controle de velocidade de translação é a malha mais externa implementada. É alterando as referências nesta malha que o operador ou o planejador de rotas controlará o veículo. Neste laço, embora o controle nas malhas mais internas não apresente erro de regime, existe a necessidade de do ganho integral. Isto ocorre porque é nessas variáveis ( $u$  e  $v$ ) que o sistema é mais sensível a

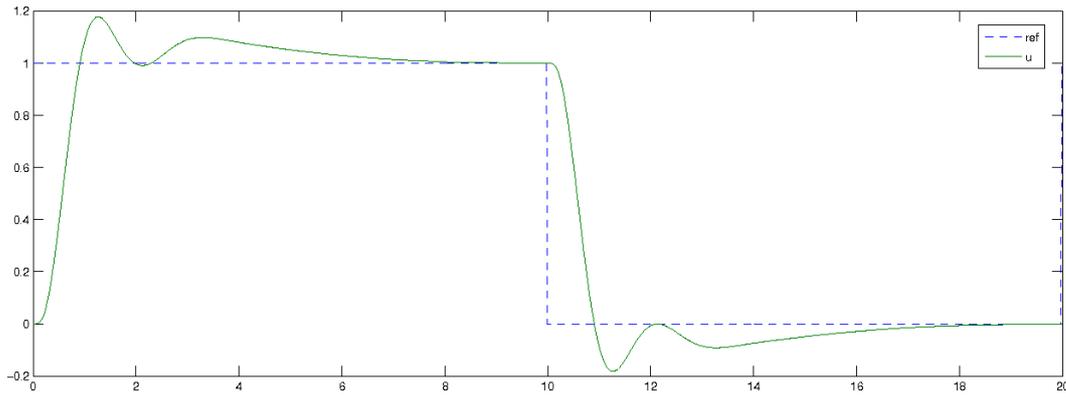


Figura 5.9: Resposta do sistema completo a degraus na referência de velocidade de translação longitudinal ( $u$ )[m/s] no tempo[s]

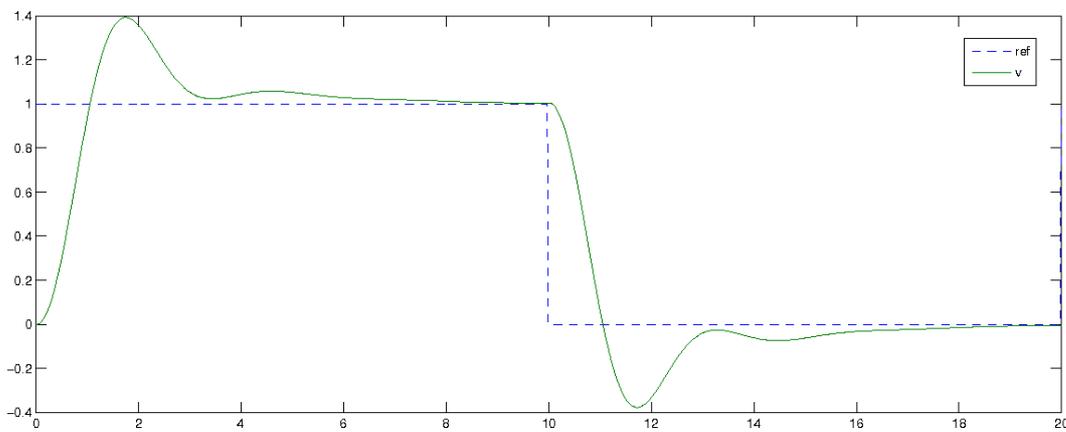


Figura 5.10: Resposta do sistema completo a degraus na referência de velocidade de translação lateral ( $v$ )[m/s] no tempo[s]

perturbações aerodinâmicas geradas, por exemplo, pelo vento. Foram aplicados degraus nas referências de  $u$  e  $v$  com o controle PI já implementado. Os resultados podem ser observados nas Figuras 5.9 e 5.10 respectivamente.

Analisando as curvas, percebe-se que a resposta do sistema, principalmente para  $v$  apresenta um sobrepasso bastante grande, próximo a 40%. Não há nenhuma consequência mais grave para este aspecto. O mais importante neste nível de controle é evitar as oscilações que confundem o usuário, obter um sistema total robusto à interferências e bem desacoplado. Entende-se que os resultados são satisfatórios e atendem a estes requisitos genéricos.

## 6 CONCLUSÕES

*Every new beginning comes from some other beginning's end.*

Seneca

### 6.1 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Este manuscrito descreve o desenvolvimento da instrumentação de um robô aéreo baseado em um helimodelo Raptor90SE, bem como o desenvolvimento de uma estratégia de controle adequada a este veículo. O projeto em questão objetiva o desenvolvimento de uma plataforma capaz de se manter estável, voando a baixas e médias velocidades, sendo de fácil operação visando a possibilidade de inspeção de linhas de transmissão de energia utilizando câmeras embarcadas no robô.

Muitos são os campos de pesquisa que envolvem o desafio de conceber um robô aéreo. Visando este objetivo, diversos trabalhos na UnB vêm, desde 2003, somando conhecimentos de forma a permitir que um robô baseado em um helimodelo possa voar de maneira autônoma. Este trabalho, em especial, pode ser considerado um esforço de integração, uma vez que os trabalhos anteriores foram fundamentais para determinar os rumos a serem seguidos.

Dentre os muitos precursores que contribuíram que a pesquisa chegasse ao estágio atual, pode-se destacar [9], que propôs um sistema de localização 3D para aplicação em um UAV e [2] que propõe estratégias de controle de rotação do rotor principal e de atitude para o helimodelo Raptor 30 montado em uma plataforma de testes. Os resultados e conclusões destes trabalhos determinaram, para o estudo presente, quais seriam os sensores e a arquitetura de instrumentação adequada para o veículo. Além disso, impuseram diversas limitações para a arquitetura de controle, que permitiram que não muitos erros fossem cometidos no trabalho corrente.

Neste trabalho, foram adaptadas as estruturas mecânicas responsáveis pelo acionamento e pela medição de algumas variáveis. Foi feita a integração em nível eletrônico e lógico de cada um dos sensores propostos: IMU, GPS, magnetômetro, altímetro barométrico, altímetro ultrassônico, sensor óptico de rotação do rotor e medidor de nível de bateria. Foram usados para tanto microcontroladores, que também servem de interface com o usuário e acionam os servos. O processamento do sistema de localização 3D e do controle é realizado em um computador embarcado no robô com arquitetura PC-104. Este computador foi dotado de um sistema operacional Linux com extensão de tempo real RTAI, capaz de gerir a comunicação por suas quatro portas seriais, e as tarefas de cálculo dos sinais controle e determinação da localização com requisitos de tempo real rígidos (*hard real time*). A instrumentação inclui também o sistema de alimentação dos circuitos.

Foi obtido, também, um modelo matemático não linear que descreve o comportamento do helimodelo em diversos modos de operação não acrobáticos. Embora o modelo seja bem abrangente neste aspecto, ele é suficientemente simples para ser aplicado em projetos de sistemas de controle, uma vez que é composto apenas por equações diferenciais de primeira ordem. Não pode ser encontrado na literatura algum modelo que satisfaça simultaneamente cada um dos atributos mencionados.

O modelo proposto possui trinta e dois parâmetros. Foi determinado também um procedimento para obtenção cada um desses parâmetros.

Para controlar o helimodelo, optou-se por utilizar uma arquitetura de controle em cascata com os modos desacoplados. O controle foi avaliado somente em simulação. No nível mais baixo é realizado o controle das velocidades de atitude e de elevação/descida. Em um segundo nível é realizado o controle de atitude e de altitude. No último nível é realizado o controle das velocidades de translação lateral e longitudinal. O controle em todos os níveis é formado por controladores PID com algumas alterações para melhorar o desempenho devido às não linearidades e acoplamentos entre os modos do sistema.

Essa arquitetura permite a execução do projeto de maneira incremental. Prevê-se inicialmente o controle da velocidade de rotação do rotor com o veículo preso a uma base. Em um segundo estágio, seria feito um voo como helimodelo controlado por um piloto. Neste voo, o robô estaria coletando dados para o procedimento de identificação. De posse desses dados, os parâmetros do modelo podem ser obtidos usando o procedimento proposto e, então, os parâmetros dos controladores são determinados. Acredita-se que esses parâmetros são adequados para estabilizar o helimodelo, levando em consideração os resultados satisfatórios das simulações.

Desta forma, acredita-se que este trabalho proporcionou uma contribuição significativa para o projeto de concepção de um robô aéreo, uma vez que, além de completar a instrumentação do veículo, provê boa parte do embasamento teórico para a realização do controle de voo do robô.

## 6.2 PROPOSTAS PARA TRABALHOS FUTUROS

Nesta seção são apresentadas algumas propostas de trabalho para complementar e enriquecer os resultados já alcançados até aqui. Algumas das tarefas propostas são necessárias para a conclusão do veículo, outras propõem linhas de pesquisa que utilizaram a infraestrutura já desenvolvida neste trabalho:

- Realização do controle de rotação do rotor baseados nas técnicas apresentadas em [47] e posteriormente reafirmadas em [2].
- Usar o procedimento de identificação de parâmetros proposto para obter um modelo que descreva a dinâmica do robô.
- Baseado no modelo obter parâmetros que estabilizem o helicóptero em regime de voo pairado.
- Desenvolver um módulo de comunicação usando rede sem fio, criando, assim, uma interface amigável com o robô.
- Realizar um estudo para implementação de controladores para outros modos de voo não acrobáticos que não o voo pairado. O mesmo modelo identificado pode ser utilizado, contudo, deve-se aplicar técnicas de controle adaptativo, atentando para a transição dos controladores e ainda técnicas de controle híbrido.

- Miniaturizar os componentes eletrônicos de modo a permitir um aumento da carga útil e a inclusão de outros sensores.
- Utilizar as imagens das câmeras para outras atividades como mapeamento e controle servovi-sual visando desvio de obstáculos.



## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] ALVIS, W. et al. A tutorial approach to small unmanned helicopter controller design for non-aggressive flights. In: *Avances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Dordrecht, The Netherlands: Springer, 2007. p. 119–170.
- [2] MARTINS, A. S. *Instrumentação e controle de atitude para helimodelo montado em uma plataforma de testes*. Dissertação (Mestrado), 2008.
- [3] METTLER, B. *Identification Modeling and Characteristics of Miniature Rotorcraft*. [S.l.]: Kluwer Academic Publishers, 2003.
- [4] DIOS, J. R. M.; MERINO, L.; OLLERO, A. *Fire detection using autonomous aerial vehicles with infrared and visual cameras*. [S.l.], 2005.
- [5] SJÖKVIST, S. et al. *Optical detection of Land Mines at FOI*. [S.l.].
- [6] BO, A. P. L.; MIRANDA, H. H. F. *Concepção de uma plataforma experimental para estudo de controle de um modelo reduzido de helicóptero*. [S.l.], 2004.
- [7] PAIM, P. K. *Modelamento, Simulação e Controle de Veículos Autônomos Aéreos e Submarinos*. [S.l.], 2005.
- [8] GAVRILETS, V.; METTLER, B.; FERON, E. Dynamic model for a miniature aerobatic helicopter.
- [9] BO, A. P. L. *Desenvolvimento de um Sistema de Localização 3D para aplicação em Robôs Aéreos*. Dissertação (Mestrado), 2007.
- [10] SANTANA, P. H. R. Q. A.; BRAGA, M. A. *Concepção de um veículo aéreo não-tripulado do tipo quadrirotor*. [S.l.], 2008.
- [11] CASTILLO, P.; LOZANO, R.; DZUL, A. E. *Modeling and Control of Mini-Flying Machines*. Compiègne, FR: Springer, 2004.
- [12] CASTILLO-EFFEN, M.; CASTILLO, W. M. C.; VALAVANIS, K. P. Control fundamentals of small/miniature helicopters: A survey. In: *Avances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Dordrecht, The Netherlands: Springer, 2007. p. 73–118.
- [13] CHAPUIS, J. et al. Control of helicopters. In: *Control of Complex Systems*. London: Springer-Verlag, 2001. p. 359–392.
- [14] GAVRILETS, V. et al. Avionics system for a small unmanned helicopter performing aggressive maneuvers. IEEE, 2000.
- [15] AMIDI, O.; KANADE, T.; MILLER, R. Vision-based autonomous helicopter research at carnegie mellon robotics institute. *Heli Japan*, American Helicopter Society, 1998.

- [16] BUSKEY, B. et al. Helicopter automation using a low-cost sensing system.
- [17] CAI, G. et al. Desing and assembling of a uav helicopter system.
- [18] SHIM, D. H.; KIM, H. J.; SASTRY, S. Control system design for rotorcraft-based unmanned aerial vehicles using time-domain system identification. In: . [S.I.]: Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on Control Applications, 2000.
- [19] KIM, H. J.; SHIN, D. H. A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments. *Control Engineering Praticce*, 2003.
- [20] NIEUWSTADT, M. van; MORRIS, J. C. Control of rotor speed for a model helicopter: a desig cycle. In: . [S.I.]: Proceedings of the American Control Conference, 1995.
- [21] MONTGOMERY, J. F. *The USC Autonomous Flying Vehicle (AFV) Project: Year 2000 Status*. [S.I.], 2000.
- [22] JONHSON, W. *Helicopter Theory*. [S.I.]: Dover, 1980.
- [23] ASTROM, K. J.; WITTENMARK, B. *Adaptive Control*. Boston, MA: Addison-Wesley Longman, 1994.
- [24] PADFIELD, G. D. *Heliopter Flight Dynamics: The Teory and Application of Flying Qaulities and Simulation Modeling*. [S.I.]: AAIA Education Series, 1996.
- [25] McCormick, Jr., B. W. *Aerodynamics of V/STOL Flight*. New York, US: Dover, 2004.
- [26] HEFFLEY, R. K.; MNICH, M. *Minimum-Complexity Helicopter Simulation Math Model*. [S.I.], 1987.
- [27] CHEN, R. *Simplified Rotor System Mathematical Model for Piloted Flight Dynamics Simula-tion*. [S.I.], 1980.
- [28] MORRIS, J.; NIEUWSTADT, M. V.; BENDOTTI, P. Identification and control of a model helicopter in hover. In: . [S.I.]: Proceedings of the American Control Conference, 1994.
- [29] FUJIWARA, D.; NONAMI, K. Hinf hovering and guidance control for autonomous small-scale unmanned helicopter. In: . [S.I.]: Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Inteligent Robots and Systems, 2004.
- [30] TISCHLER, M. B.; CAUFFMAN, M. G. Frequency-response method for rotorcraft system identification: Flight application to bo-105 coupled rotor/fuselage dynamics. *Journal of the aA-merican Helicopter Society*, 1992.
- [31] METTLER, B.; TISCHLER, M. B.; KANADE, T. System identification of small-size unmanned helicopter dynamics. In: . Montreal, CA: American Helicopter Society 55th Forum, 1999.
- [32] SHIN, J. et al. Model-based optimal attitude and positioning control of small-scale unmaned helicopter. *Robotica*, Cambridge University Press, v. 23, 2005.

- [33] KIM, B. et al. Design of 6-dof attitude controller of hevering model helicopter. In: . Busan, KO: The 30th Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society, 2004.
- [34] POSTLETHWAITE, I.; N.P.FOSTER; D.J.WALKER. Rotorcraft control law design for rejection of atmospheric turbulence. Control, IEEE, 1994.
- [35] BENDOTTI, P.; MORRIS, J. Robust hover control for a model helicopter. In: . Seattle, US: Proceedings of the American Control Conference, 1995.
- [36] WEILENMANN, M.; CHRISTEN, U.; GEERING, H. Robust helicopter position control at hover. In: . Baltimore, US: Proceedings of the American Control Conference, 1994.
- [37] SHIM, H. et al. A comprehensive study of control design for an autonomous helicopter. In: . [S.l.]: IEEE Conference on Decision and Control, 1998.
- [38] BERTSEKAS, D. *Dynamic Programming and Optimal Control*. Belmont, Massachusetts: Athena Scientific, 1995.
- [39] BERGERMAN, M. et al. Cascaded position and heading control of a robotic helicopter. In: . [S.l.]: Proceedings of the 2007 IEEE/RSJ International Conference on Robots and Systems, 2007.
- [40] CASTILLO, C. et al. Small scale helicopter analysis controller design for non-aggressive flights. Tampa, FL.
- [41] KOO, T.; SASTRY, S. Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization. In: . [S.l.]: Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, 1998.
- [42] SAKAMOTO, T.; KATAYAMA, H. Output tracking control design of a helicopter model based on approximate linearization. In: . Munich, German: Proceedings of the 2006 IEEE International Symposium on Intelligent Control, 2006.
- [43] KRUPADANEM, A.; ANNASWAMY, A.; MANGOUBI, R. A multivariable adaptative controller for autonomous helicopters. In: . [S.l.]: Proceedings of the American Control Conference, 2002.
- [44] CORBAN, J.; CALISE, A.; PRASADE., J. Implementation of adaptative nonlinear control for flight test on an unmanned helicopter. In: . [S.l.]: Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control, 2002.
- [45] LEE, S.; HA, C.; KIM, B. Adaptative nonlinear control system design for helicopter robust command augmentation. Aerospace Science and Technology, Elsevier, 2005.
- [46] VILCHIS, J. et al. Nonlinear modelling and control of helicopters. automatica, Elsevier, 2003.
- [47] MARTINS et al. Design and experimental evaluation of rotor speed regulators for model helicopters in a test bench. In: *Proceedings of the IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS 2007)*. [S.l.: s.n.], 2007. p. 1–6.
- [48] MARTINS, A. S.; BECKMANN, E. D.; BORGES, G. A. Identification and control for a model helicopter's yaw. In: . [S.l.]: VIII SBAI, 2007.







## A.. PRINCÍPIOS BÁSICOS DE FUNCIONAMENTO DE HELIMODELOS

As informações contidas nesse anexo, bem como algumas figuras foram adaptados de [8], [22], [2] e de material na internet<sup>1</sup>.

A figura A..1 mostra um helicóptero convencional (com um rotor principal e um rotor de cauda), seus eixos coordenados e seus ângulos de atitude. O conjunto formado pelas pás giratórias sobre a fuselagem e pelo eixo que as liga ao veículo é chamado de rotor principal. Esse rotor gira através do torque gerado por um motor que se acopla ao rotor por meio de uma caixa de redução. Nas miniaturas rádio controladas, existe uma embreagem centrífuga que faz com que o rotor se acople totalmente ao motor somente depois que este atinge uma determinada rotação. A potência entregue pelo motor, assim como nos automóveis é controlada abrindo uma borboleta e aumentando o volume de mistura ar/combustível injetada. Esse comando é acessível ao piloto e é chamado  $U_t$ .

Uma forma para entender o princípio de funcionamento dos helicópteros é imaginar cada uma das pás do rotor principal como a asa de um avião. Muito embora os aviões em geral tenham asas assimétricas em relação ao plano horizontal, as pás dos helicóptero podem ser simétricas ou assimétricas. O movimento de rotação das pás, aliado a um ângulo de ataque gera uma diferença de pressão entre o ar sob e sobre as pás, gerando um empuxo que suspende o veículo. Ângulos de ataque negativos geram empuxo no sentido contrário, fazendo com que o helicóptero acelere na direção do eixo  $z$ .

O motor está, necessariamente, fisicamente acoplado à fuselagem do veículo. Desta forma, pela terceira lei de Newton, existe uma componente de igual intensidade do torque aplicado sobre o rotor principal agindo no sentido contrário sobre fuselagem. Uma vez que não é desejado que a fuselagem acelere no sentido contrário, faz-se necessário uma outra componente de torque agindo sobre a fuselagem para compensar essa ação. Nesse contexto, age o rotor de cauda, que gira em uma velocidade proporcional à velocidade do rotor principal e gera um empuxo na direção lateral. Esse empuxo,

<sup>1</sup><http://science.howstuffworks.com/helicopter.htm> acessado em setembro de 2008

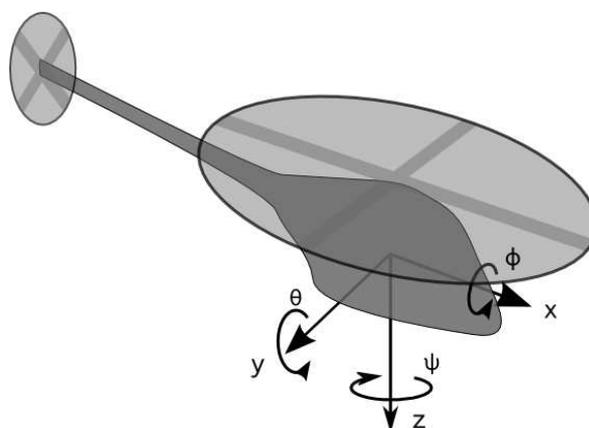


Figura A..1: Eixos e ângulos relacionados a um helicóptero convencional

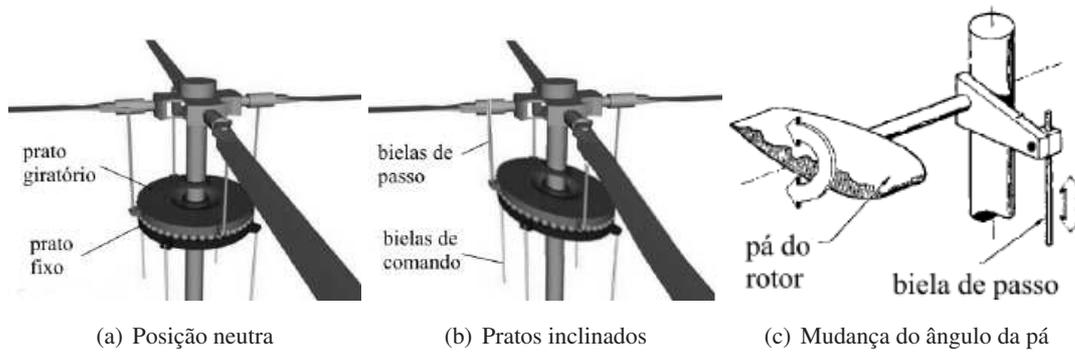


Figura A..2: Mecanismo de mudança do ângulo das pás. Adaptado de [2]

multiplicado pela distância do rotor de cauda ao centro de massa do veículo produz um torque que compensa o torque do motor. Para controlar esse torque, o piloto possui dois pedais que alteram o ângulo de ataque das pás do rotor de cauda, comando denominado  $U_{ped}$ . A combinação dessas duas componentes aliados à forças aerodinâmicas inerentes à fuselagem produzem o movimento de rotação em torno do eixo  $z$ , conhecido como guinada (variação de  $\psi$ ).

O rotor principal também é responsável pelo movimento do helicóptero nos sentidos vertical, lateral e longitudinal. Excetuando-se o acelerador, o único recurso existente para gerar essas forças é alterar o ângulo de ataque das pás. O mecanismo que altera os ângulos de forma a permitir a movimentação em todos os graus de liberdade é chamado de *Bell-Hiller mixer* ou simplesmente bailarina. Um dos principais componentes da bailarina é o prato cíclico (*swash plate*) cujas principais funções são:

- A partir do comando coletivo  $U_{col}$  alterar o ângulo das pás simultaneamente, modificando a sustentação do veículo e permitindo seu ganho ou perda de altitude. Vale lembrar que a alteração do empuxo muda o torque necessário a ser fornecido pelo motor e conseqüentemente o torque resultante sobre o eixo  $z$ .
- A partir dos comandos cíclicos  $U_{lat}$  e  $U_{lon}$ , alterar o ângulo das pás individualmente durante sua revolução, gerando um torque sobre a fuselagem.

O prato cíclico, é composto de dois pratos menores: o prato fixo e prato móvel conforme mostrados na Figura A..2(a). Enquanto o prato fixo está acoplado à fuselagem, o prato móvel gira acoplado ao rotor. Quando o comando coletivo  $U_{col}$  é modificado, todas as bielas de comando se elevam ou abaixam igualmente modificando alterando também a posição das bielas de passo e alterando o ângulo das pás independentemente da região do ciclo de rotação as pás estejam. A variação dos comandos cíclicos, por sua vez, inclina o conjunto de pratos conforme mostrado na figura A..2(b). Desta forma, o ângulos das pás varia durante a revolução do rotor, gerando uma desbalanceamento no empuxo sobre a área do disco formado pela rotação do rotor principal.

Como ilustração desse fenômeno, a Figura A..3 mostra mostra vetores referentes à modificação do empuxo quando o cíclico longitudinal aumenta o ângulo das pás na parte de trás do helicóptero, enquanto diminui o ângulo na parte da frente gerando um torque em torno do eixo  $y$  que implicará na arfagem do veículo (variação de  $\theta$ ).

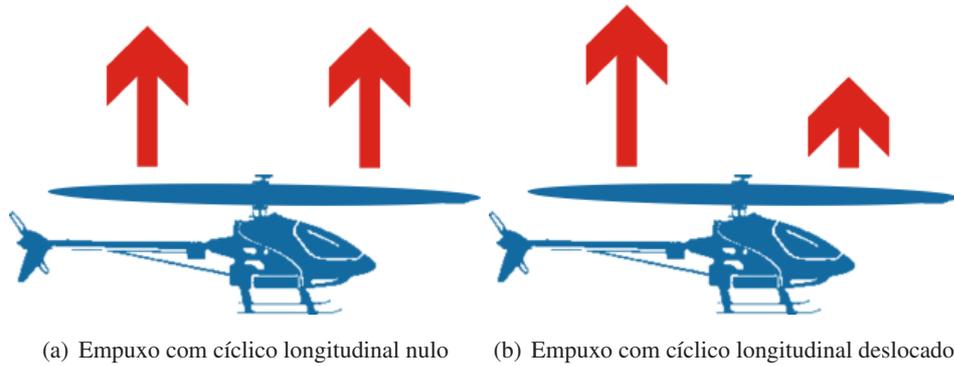


Figura A..3: Efeito do alteração do cíclico longitudinal. Adaptado de [2]

A mesma variação no cíclico lateral causa um desbalanceamento no empuxo gerando um torque em torno do eixo  $x$  e um movimento de rolagem (variação de  $\phi$ ). O fenômeno de mudança cíclica do ângulo das pás durante uma revolução é chamado de batimento.

Fenômenos relacionados à conservação do momento angular durante a revolução, acabam gerando momentos indesejados de rolagem quando varia-se o cíclico longitudinal e de arfagem quando varia-se o cíclico lateral, caracterizando um forte acoplamento entre as variáveis de atitude.

Alguns modelos de helicópteros apresentam no rotor principal, um conjunto de pás menores denominado barra estabilizadora. Essas pás respondem apenas a comandos cíclicos. A dinâmica resultante do batimento das pás do rotor principal e da barra estabilizadora é mais lenta que a dinâmica das pás principais isoladamente, devido, entre outros fatores, ao aumento da inércia, facilitando, assim, o processo de pilotagem, principalmente em condições de vento. A presença da barra estabilizadora também diminui o acoplamento entre arfagem e rolagem.

A descrição sobre os efeitos aerodinâmicos gerados pela fuselagem, pela aleta vertical e pelo estabilizador horizontal não serão mencionados, uma vez que, apenas alteram coeficientes de amortecimento que auxiliam o piloto. Estes efeitos, portanto, não são fundamentais para a compreensão deste trabalho. Mais detalhes sobre cada um deles, entretanto, podem ser encontrados em [8], [22]



## B.. MODELO MATEMÁTICO PARA SIMULAÇÃO DO HELIMODELO

O presente anexo contém uma descrição do modelo matemático utilizado no simulador Helisim 2.0<sup>1</sup>. Esta ferramenta simula o modelo de um helicóptero Xcell.60 desenvolvido no MIT considerando o rotor principal com velocidade de rotação  $\Omega$  constante. Não serão dadas aqui detalhes sobre o modelo. Estes podem ser obtidos em [7] e [8]. Para simplificar a notação, usa-se  $mr$  para tratar do rotor principal,  $tr$  para tratar do rotor de cauda,  $vf$  para a aleta vertical e  $ht$  para o estabilizador horizontal.

O modelo contém diversos parâmetros medidos diretamente ou obtidos através de experimentos específicos. Estes podem ser observados na Tabela B..1. Chamamos aqui de coeficiente de arrasto o termo do inglês *lift curve slope*.

### B..1 O ROTOR PRINCIPAL

O cálculo da força de sustentação do rotor principal começa pela determinação da chamada taxa de empuxo induzido  $\lambda$  como função da velocidade do veículo, velocidade do rotor e passo coletivo das pás por um método iterativo proposto por [24]. Consideram-se as pás sem torção, e ignoram-se os ângulos de batimento. A influência dos passos cíclicos e da taxa de rolagem são de segunda ordem para regimes de vôo com  $\mu < 0.15$  [8] e também são desprezados aqui.

Definem-se inicialmente a taxa de avanço  $\mu$  do veículo e a componente normal de fluxo  $\mu_z$  como

$$\mu = \frac{\sqrt{u_a^2 + v_a^2}}{\Omega R_{mr}}, \quad (\text{B..1})$$

$$\mu_z = \frac{w_a}{\Omega R_{mr}} \quad (\text{B..2})$$

em que  $u_a$ ,  $v_a$  e  $w_a$  são as velocidades do veículo relativas ao vento (considerando que existe um simulador de vento implementado) nos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  do helimodelo. O parâmetro  $R_{mr}$  é o raio do rotor principal.

O coeficiente de empuxo  $C_T$  é, então, dado por:

$$C_T = \lambda_0 2\eta_w \sqrt{\mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2}. \quad (\text{B..3})$$

A taxa de fluxo  $\lambda_0$  é inicializada com o valor  $\lambda_0(0) = 0.033$  (vôo pairado).

A cada passo de integração, o simulador executa o seguinte laço 25 vezes de modo a obter o novo valor para  $\lambda$ . São definidas as seguintes variáveis:

$$C_T^{ideal} = \frac{a_{mr}\sigma}{2} \left( \theta_0 \left( \frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) + \frac{\mu_z - \lambda_0}{2} \right) \quad (\text{B..4})$$

---

<sup>1</sup>Implementação por Bruno Vilhena Adorno

Tabela B..1: Parâmetros para simulação do Xcell.60

Parâmetro	Valor	Unidade	Descrição
$m$	8,2	$[kg]$	Massa do veículo
$g$	9,81	$[m/s^2]$	Aceleração da gravidade
$I_{xx}$	0,18	$[kg.m^2]$	Momento de inércia de rolagem
$I_{yy}$	0,34	$[kg.m^2]$	Momento de inércia de arfagem
$I_{zz}$	0,28	$[kg.m^2]$	Momento de inércia de guinada
$\rho$	1,225	$[kg/m^3]$	Densidade do ar
$S_x^{fus}$	0,1	$[m^2]$	Área de arrasto frontal da fuselagem
$S_y^{fus}$	0,22	$[m^2]$	Área de arrasto lateral da fuselagem
$S_z^{fus}$	0,15	$[m^2]$	Área de arrasto vertical da fuselagem
$\epsilon_{vf}^{tr}$	0,2	$[\ ]$	Fração da $vf$ exposta à velocidade do ar induzida pelo $tr$
$l_{tr}$	0,91	$[m]$	Distância em $x$ entre o $tr$ e o $cg$
$h_{tr}$	0,08	$[m]$	Distância em $z$ entre o $tr$ e o $cg$
$S_{vf}$	0,012	$[m^2]$	Área de arrasto efetiva da $vf$
$C_{L\alpha}^{vf}$	2,0	$[rad^{-1}]$	Coefficiente de arrasto da $vf$
$l_{ht}$	0,71	$[m]$	Distância em $x$ entre o $ht$ e o $cg$
$S_{ht}$	0,01	$[m^2]$	Área de arrasto efetiva do $ht$
$C_{L\alpha}^{ht}$	3,0	$[rad^{-1}]$	Coefficiente de arrasto do $ht$
$K_\beta$	54	$[Nm/rad]$	Rigidez do cubo ( $hub$ ) à torção
$h_{mr}$	0,235	$[m]$	Distância em $z$ entre o cubo ( $hub$ ) e o $cg$
$R_{mr}$	0,775	$[m]$	Raio do $mr$
$a_{mr}$	5,5	$[rad^{-1}]$	Coefficiente de arrasto das pás
$c_{mr}$	0,058	$[m]$	Comprimento da haste no início da pá $mr$
$C_{D0}$	0,024	$[\ ]$	Coefficiente de arrasto do perfil da pá
$\eta_w$	0,9	$[\ ]$	Coefficiente de fluxo não-ideal
$T_{max}$	203,56	$[N]$	Empuxo máximo $mr$
$A_{\delta_{lon}}$	4,2	$[rad/rad]$	Ganho cíclico longitudinal
$B_{\delta_{lat}}$	4,2	$[rad/rad]$	Ganho cíclico lateral
$\Omega$	167	$[rad/s]$	Velocidade nominal de rotação $mr$
$\tau_e$	0,1	$[s]$	Constante de tempo efetiva de batimento
$K_\mu$	0,2	$[s]$	Fator de escala
$C_{Tmax}^{tr}$	0,05	$[\ ]$	Coefficiente de empuxo máximo do $tr$
$R_{tr}$	0,13	$[m]$	Radio do $tr$
$n_{tr}$	4,66	$[\ ]$	Taxa de redução do $tr$ para $mr$

e

$$C_T^{max} = \frac{T^{max}}{\rho(\Omega R_{mr})^2 \pi R_{mr}^2}, \quad (B..5)$$

em que  $\sigma$ , a taxa de solidez, é dada por

$$\sigma = \frac{2c_{mr}}{\pi R_{mr}}. \quad (B..6)$$

O valor de  $C_T$  fica limitado entre  $-C_T^{max}$  e  $C_T^{max}$  assumindo esses valores caso o cálculo realizado em (B..4) ultrapasse esses limites e  $C_T^{ideal}$  caso contrário. Definindo as variáveis

$$\Lambda = \mu^2 + (\lambda_0 - \mu_z)^2 \quad (B..7)$$

e

$$h_j = -\frac{(2\eta_w \lambda_0 \sqrt{\Lambda} - C_T) \Lambda}{2\eta_w \Lambda^{1,5} + a_{mr} \sigma 0.25 \Lambda - C_T (\mu_z - \lambda_0)}, \quad (B..8)$$

determina-se

$$\lambda_0 = \lambda_0 + f_j h_j. \quad (B..9)$$

Sugere-se um valor constante para o coeficiente de taxa de convergência  $f_j = 0,6$  [24]. O módulo do empuxo do rotor principal,  $T_{mr}$  é calculado então como

$$T_{mr} = C_T \rho (\Omega R_{mr})^2 \pi R_{mr}^2. \quad (B..10)$$

Calcula-se, ainda, o coeficiente de torque

$$C_Q = C_T (\lambda_0 - \mu_z) + \left(\frac{C_{D_0} \sigma}{8}\right) \left(1 + \frac{7}{3} \mu^2\right), \quad (B..11)$$

e o torque do rotor sobre a fuselagem

$$Q_{mr} = C_Q \rho (\Omega R_{mr})^2 \pi R_{mr}^3. \quad (B..12)$$

O efeito do empuxo nos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  do helimodelo são dados por uma aproximação linear dos efeito dos ângulos de batimento:

$$X_{mr} = -T_{mr} a_1, \quad (B..13)$$

$$Y_{mr} = T_{mr} b_1 \quad (B..14)$$

e

$$Z_{mr} = -T_{mr}, \quad (B..15)$$

em que  $a_1$  e  $b_1$  são ângulos de batimento das pás nos sentidos longitudinal e lateral.

Os torques gerados pelo batimento das pás em torno dos eixos  $x$  e  $y$  são dados por

$$M_{mr} = (K_\beta + T_{mr} h_{mr}) a_1 \quad (B..16)$$

e

$$L_{mr} = (K_\beta + T_{mr} h_{mr}) b_1. \quad (B..17)$$

E por fim

$$V_{imr} = \lambda_0 (\Omega R_{mr}). \quad (B..18)$$

## B..2 O ROTOR DE CAUDA

A velocidade do rotor de cauda é relacionada com a velocidade do rotor principal através de uma redução por engrenagens  $n_{tr}$ . Desta forma a velocidade de rotação do rotor de cauda é dada por

$$\Omega_{tr} = n_{tr}\Omega. \quad (B..19)$$

A componente de velocidade normal ao rotor de cauda é composta por

$$v_{tr} = v_a - l_{tr}r + h_{tr}p. \quad (B..20)$$

Com isto, determina-se a componente normal de fluxo do rotor de cauda

$$\mu_z^{tr} = \frac{v_{tr}}{\Omega_{tr}R_{tr}} \quad (B..21)$$

e o fator de bloqueio da aleta vertical

$$f_t = 1 - \frac{3}{4} \frac{S_{vf}}{\pi R_{tr}^2}. \quad (B..22)$$

Alguns fatores como  $Y_v^{tr}$  e  $Y_{\delta_r}^{tr}$ , que correspondem a forças laterais geradas pela velocidade lateral e pelo ângulo de ataque do rotor de cauda não puderam ser determinados analiticamente. Foram usadas regressões polinomiais geradas a partir de curvas experimentais retiradas de [8]. As equações correspondentes são:

$$Y_v^{tr} = 0.04 + 0.0016u_a \quad (B..23)$$

e

$$Y_{\delta_r}^{tr} = -0.0002u_a^3 + 0.0138u_a^2 - 0.1485u_a + 5.1922. \quad (B..24)$$

Obtém-se assim o empuxo gerado pelo rotor de cauda através da equação

$$Y_{tr} = mY_{\delta_r}^{tr}\delta_{tr} + mY_v^{tr}z\mu_z^{tr}\Omega_{tr}R_{tr}. \quad (B..25)$$

Este valor, contudo, também tem seu módulo limitado por

$$Y_{max}^{tr} = f_t C_{T_{max}}^{tr} \rho (\Omega_{tr}R_{tr})^2 \pi R_{tr}^2. \quad (B..26)$$

Esse empuxo gera componentes de torque sobre os eixos  $x$  e  $z$ :

$$N_{tr} = -Y_{tr}l_{tr} \quad (B..27)$$

e

$$L_{tr} = Y_{tr}h_{tr}. \quad (B..28)$$

O rotor de cauda, contudo não gera nenhum movimento de arfagem, por estar no plano do movimento.

### B.3 ACOPLAMENTO ENTRE O ROTOR DE CAUDA E O ROTOR PRINCIPAL

O fluxo de ar gerado pelo rotor principal afeta o rotor de cauda de uma forma complexa. Para modelar essa influência, é feita uma aproximação das componentes mais significativas. Para tanto, é necessário calcular o fator de intensidade do fluxo do rotor principal  $k_\lambda$ . Para isso, obtém-se inicialmente as tangentes dos ângulos que determinam a geometria dos rotores:

$$g_i = \frac{l_{tr} - R_{mr} - R_{tr}}{h_{tr}} \quad (\text{B..29})$$

e

$$g_f = \frac{l_{tr} - R_{mr} + R_{tr}}{h_{tr}} \quad (\text{B..30})$$

São verificadas, então as seguintes condições para determinar  $k_\lambda$ : Se

$$\frac{u_a}{V_{imr} - w_a} \leq g_i \quad \text{ou} \quad V_{imr} \leq w_a$$

então,  $k_\lambda = 0$ . No caso de

$$\frac{u_a}{V_{imr} - w_a} \geq g_f,$$

então  $k_\lambda = 1,5$ . Caso contrário,

$$k_\lambda = 1,5 \frac{u_a / (V_{imr} - w_a) - g_i}{g_f - g_i}. \quad (\text{B..31})$$

### B.4 BATIMENTO DAS PÁS

Para determinar precisamente os efeitos do batimento, obtém-se as derivadas

$$\frac{\partial a_1}{\partial \mu} = 2k_\lambda \left( \frac{4}{3} \delta_{col} - \lambda_0 \right), \quad (\text{B..32})$$

$$\frac{\partial a_1}{\partial \mu_z} = K_\mu \frac{16\mu^2}{8\|\mu\| + a\sigma} \text{sign}(\mu) \quad (\text{B..33})$$

e

$$\frac{\partial b_1}{\partial \mu_v} = -\frac{\partial a_1}{\mu}. \quad (\text{B..34})$$

Esses termos são usados nas equações de estados que descrevem determinam os ângulos eficazes de batimento

$$\dot{a}_1 = -q - \frac{a_1}{\tau_e} + \frac{1}{\tau_e} \left( \frac{\partial a_1}{\partial \mu} \frac{u_a}{\Omega R_{mr}} + \frac{\partial a_1}{\partial \mu_z} \frac{w_a}{\Omega R_{mr}} \right) + \frac{A_{\delta_{lon}}}{\tau_e} \delta_{lon} \quad (\text{B..35})$$

e

$$\dot{b}_1 = -p - \frac{b_1}{\tau_e} - \frac{1}{\tau_e} \frac{\partial b_1}{\partial \mu_v} \frac{v_a}{\Omega R_{mr}} + \frac{B_{\delta_{lat}}}{\tau_e} \delta_{lat}. \quad (\text{B..36})$$

## B..5 FORÇAS AERODINÂMICAS SOBRE A FUSELAGEM

As forças que a aerodinâmica da fuselagem realizam sobre o veículo nos seus eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  são calculadas através de

$$V_{\infty} = \sqrt{u_a^2 + v_a^2 + (w_a + V_{imr})(w_a + V_{imr})} \quad (\text{B..37})$$

e são dadas por

$$X_{fus} = -0.5\rho S_x^{fus} u_a V_{\infty}, \quad (\text{B..38})$$

$$Y_{fus} = -0.5\rho S_y^{fus} v_a V_{\infty} \quad (\text{B..39})$$

e

$$X_{fus} = -0.5\rho S_z^{fus} (w_a + V_{imr}) V_{\infty}. \quad (\text{B..40})$$

## B..6 ALETA VERTICAL

Para o cálculo das forças e momentos relativos aleta vertical são calculados as seguintes velocidades eficazes da aleta vertical:

$$v_{vf} = v_a - \epsilon_{vf}^{tr} V_{itr} - l_{tr} r \quad (\text{B..41})$$

e

$$w_{tr} = w_a - l_{tr} q - K_{\lambda} V_{imr}. \quad (\text{B..42})$$

Calcula-se ainda

$$V_{tr}^{\infty} = \sqrt{u_a^2 + w_{tr}^2}. \quad (\text{B..43})$$

Assim, pode-se calcular a força lateral produzida pela aleta vertical como

$$Y_{vf} = -0,5\rho S_{vf} (C_{L\alpha}^{vf} V_{tr}^{\infty} r_{\infty} + \|v_{vf}\|) v_{vf}, \quad (\text{B..44})$$

porém, com módulo limitado a

$$Y_{vf}^{max} = 0.5\rho S_{vf} ((V_{tr}^{\infty})^2) + v_{vf}^2. \quad (\text{B..45})$$

Devido a desvios no centro de massa, essa força provoca momentos

$$N_{vf} = -Y_{vf} l_{tr} \quad (\text{B..46})$$

e

$$L_{vf} = Y_{vf} h_{tr}. \quad (\text{B..47})$$

## B..7 ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Os efeitos do estabilizador horizontal, são calculados levando em conta a velocidade vertical efetiva da cauda

$$w_{ht} = w_a + l_{ht} q - K_{\lambda} V_{imr}. \quad (\text{B..48})$$

A força gerada por este elemento é, então, dada por

$$Z_{ht} = -0.5\rho S_{ht}(C_{L\alpha}^{ht}\|u_a\|)w_{ht} + \|w_{ht}\|w_{ht}, \quad (\text{B..49})$$

também com módulo limitado a

$$Z_{ht}^{max} = 0.5\rho S_{ht}(u_a^2 + w_{ht}^2). \quad (\text{B..50})$$

O momento em torno de  $z$  gerado por este elemento é dado por

$$M_{ht} = Z_{ht}l_{ht}. \quad (\text{B..51})$$

## B..8 EQUAÇÕES DE ESTADO

Calculadas todas as variáveis que afetam o veículo, pode-se então descrever as demais equações de estado do veículo:

$$\begin{aligned} \dot{u} &= vr - wq - g \sin(\theta) + (X_{mr} + X_{fus})/m \\ \dot{v} &= wp - ur + g \sin(\phi) \cos(\theta) + (Y_{mr} + Y_{fus} + Y_{tr} + Y_{vf})/m \\ \dot{w} &= uq - vp + g \cos(\phi) \cos(\theta) + (Z_{mr} + Z_{fus} + Z_{ht})/m \\ \dot{p} &= qr(I_{yy} - I_{zz})/I_{xx} + (L_{mr} + L_{vf} + L_{tr})/I_{xx} \\ \dot{q} &= pr(I_{zz} - I_{xx})/I_{yy} + (M_{mr} + M_{ht})/I_{yy} \\ \dot{r} &= pq(I_{xx} - I_{yy})/I_{zz} + (-Q_{mr} + N_{vf} + N_{tr})/I_{zz} \\ \dot{x} &= \cos(\psi) \cos(\theta)u + (\cos(\psi) \sin(\theta) \sin(\phi) - \sin(\psi) \cos(\phi))v + \dots \\ &\dots + (\sin(\psi) \sin(\phi) + \cos(\psi) \cos(\phi) \sin(\theta))w \\ \dot{y} &= \sin(\psi) \cos(\theta)u + (\cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi))v + \dots \\ &\dots + (\cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \cos(\psi) \sin(\psi))w \\ \dot{z} &= -\sin(\theta)u + \cos(\theta) \sin(\phi)v + \cos(\phi) \cos(\theta)w \\ \dot{\phi} &= p + \sin(\phi) * \tan(\theta)q + \cos(\phi) \tan(\theta)r \\ \dot{\theta} &= \cos(\phi)q - \sin(\phi)r \\ \dot{\psi} &= \frac{\sin(\phi)}{\cos(\theta)}q + (\cos(\phi)/\cos(\theta))r \end{aligned} \quad (\text{B..52})$$