

UNIVERSIDADE FEDERAL DO PARANÁ

JULIO CESAR DE PAULA

**DESENVOLVIMENTO DE UM VANT DO TIPO QUADRIRROTOR
PARA OBTENÇÃO DE IMAGENS AÉREAS EM ALTA DEFINIÇÃO**

**CURITIBA
2012**

JULIO CESAR DE PAULA

**DESENVOLVIMENTO DE UM VANT DO TIPO QUADRIRROTOR
PARA OBTENÇÃO DE IMAGENS AÉREAS EM ALTA DEFINIÇÃO**

Dissertação apresentada como requisito parcial à obtenção do grau de Mestre em Engenharia Elétrica. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica – PPGEE, Departamento de Engenharia Elétrica, Setor de Tecnologia, Universidade Federal do Paraná.

Orientador: Prof. Dr. Marlio José do Couto Bonfim.

Coorientador: Prof. Dr. Gideon Villar Leandro.

**CURITIBA
2012**

Paula, Júlio César

Desenvolvimento de um vant do tipo quadrirrotor para obtenção de imagens aéreas em alta definição / Júlio César Paula – Curitiba, 2012.
104 f. il.; tabs.

Orientador: Prof. Dr. Márlcio José de Couto Bonfim

Coorientador: Prof. Dr. Gideon Villar Leandro

Dissertação (Mestrado) – Dissertação apresentada como requisito parcial a obtenção do grau de Mestre em Engenharia Elétrica, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, Setor de Tecnologia, Universidade Federal do Paraná.

Inclui Bibliografia

1. Fotogrametria. 2. Imagem. 3. Engenharia Elétrica. I. Bonfim, Márlcio José de Couto. II. Título. III. Universidade Federal do Paraná.

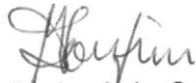
CDD 526.982

TERMO DE APROVAÇÃO

JÚLIO CESAR DE PAULA

**DESENVOLVIMENTO DE UM VANT DO TIPO QUADRIRROTO PARA
OBTENÇÃO DE IMAGENS AÉREAS EM ALTA DEFINIÇÃO**

Dissertação aprovada como requisito parcial para a obtenção do grau de Mestre no Curso de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica, do Departamento de Engenharia Elétrica da Universidade Federal do Paraná, pela seguinte banca examinadora:



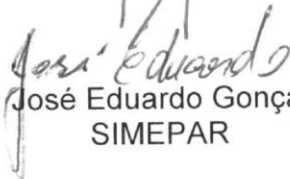
Prof. Dr. Márlio José do Couto Bonfim
Orientador - DELT/UFPR



Prof. Dr. Gideon Villar Leandro
DELT/UFPR



Prof. Dr. André Augusto Mariano
DELT/UFPR



Dr. José Eduardo Gonçalves
SIMEPAR

Curitiba, 25 de maio de 2012

“É bom ter um fim para a jornada,
mas é a jornada que importa no fim.”

— *Ursula K. Le Guin*

AGRADECIMENTOS

Primeiramente gostaria de agradecer ao Prof. Marlio Bonfim pela oportunidade concedida, orientação, apoio e ensinamentos transmitidos que foram de grande valia para a conclusão desse trabalho e também ao Prof. Gideon Villar pela orientação e sugestões dadas ao longo do projeto.

Ao apoio financeiro dado pela CAPES que foi de grande importância para o término deste trabalho.

Agradeço também a SIMEPAR e em especial ao Dr. José Eduardo pelo financiamento parcial do projeto.

Aos colegas Emanuel e Willian pela colaboração prestada ao projeto.

Aos colegas do LAMMI: André “Carioca”, André “Pernambuco”, Daniel, Raiff e Ricardo pelo apoio e pelas horas de lazer e descontração.

A todos os funcionários do Departamento de Engenharia Elétrica que, de uma forma ou de outra, contribuíram para a realização deste trabalho.

Por fim agradeço à minha família por todo o apoio, compreensão e paciência.

RESUMO

Este trabalho demonstra o desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero destinado à captura de imagens e vídeos aéreos em alta definição com custo relativamente baixo. Primeiramente é realizado um breve estudo sobre o melhor tipo de veículo aéreo a ser utilizado, concluindo-se que o do tipo quadricóptero melhor adequou-se aos requisitos necessários de dimensões, custos e sistemas de propulsão. Posteriormente são descritas as etapas da construção física do protótipo demonstrando os materiais e métodos empregados na estrutura física, motores e hélices utilizados, unidade de processamento e sensores empregados. Em seguida é demonstrado a construção de uma plataforma de aquisição de dados para os motores e também para o balanceamento das hélices. O estágio seguinte demonstra o modelamento matemático das dinâmicas do veículo que definem seu comportamento físico no espaço e na etapa de identificação são descritos os métodos utilizados para identificar os elementos do veículo como parâmetros das hélices, momento de inércia da estrutura e a modelagem matemática do conjunto ESC-Motor-Hélice. Nesta etapa também são demonstrados os dois sistemas de controle desenvolvidos, utilizando as técnicas PID e lógica Fuzzy, seguida das respectivas simulações utilizando o modelo matemático das dinâmicas do veículo. Por último são mostrados métodos e resultados para filtrar os ruídos mecânicos ocasionados pelo conjunto motor-hélice, além dos resultados obtidos nas simulações para as duas técnicas de controle, na qual constatou-se que ambos controladores conseguiram estabilizar o modelo sendo que o Fuzzy obteve resultados melhores que o PID.

ABSTRACT

This work demonstrates the development of an unmanned aerial vehicle of the type quadcopter designed to capture aerial images and videos in high definition with relatively low cost. First we conducted a brief study on the best type of air vehicle to be used, concluding that the type quadrotor best conformed to the requirements of size, cost and propulsion systems. Subsequently we describe the steps of the physical construction of the prototype showing the materials and methods employed in the physical structure, engines and propellers used, the processing unit and sensors. Next is shown the construction of a data acquisition platform for the engines and also for the balancing of the propellers. The next stage shows the mathematical modeling of the vehicle dynamics that define their physical behavior in space and in the identification stage are described the methods used to identify the elements of the vehicle such as propellers parameters, structure inertial moment and mathematical modeling of the set ESC-Motor-Propeller. This stage also shows the two developed control systems techniques, using PID and fuzzy logic, followed by the respective simulations based on mathematical model of the vehicle dynamics. Finally methods and results are shown to filter out mechanical noise caused by the ensemble engine-propeller, in addition to the simulation results for the two control techniques, in which it was observed that both controllers were able to stabilize the model where the fuzzy obtained better results than the PID.

SUMÁRIO

RESUMO.....	vi
ABSTRACT	vii
LISTA DE FIGURAS.....	xi
LISTA DE TABELAS	xiv
LISTA DE SIGLAS	xv
LISTA DE SÍMBOLOS	xvi
1. INTRODUÇÃO	1
1.1 Surgimento dos VANTs e aplicações militares e civis	1
1.2 Modelos de VANTs	4
1.3 Delimitação do tema	5
1.4 Contribuições do projeto.....	7
1.5 Organização do documento.....	8
2. O QUADRIRROTOR.....	9
2.1 Conceitos gerais de funcionamento	9
2.2 Historia do quadrrirrotor	12
2.3 Estado da arte.....	14
2.4 Protótipo desenvolvido	17
2.4.1 Arquitetura do Quadrrirrotor.....	18
2.4.2 Estrutura física.....	20
2.4.3 Motores e Controladores de Velocidade (ESC)	21
2.4.4 Hélices	23
2.4.5 Unidade de processamento	24
2.4.6 Sensores	25
2.4.7 Bateria.....	26
2.4.8 Montagem final	26

2.4.9	Estimativas de custos	31
2.5	Plataforma de aquisição de dados	31
2.5.1	Aquisição da rotação utilizando o sensor de efeito hall	32
2.5.2	Aquisição da rotação utilizando o sensor óptico	33
2.5.3	Aquisição do empuxo utilizando o sensor strain gauge	34
2.5.4	Balanceamento das hélices	35
3.	MODELAGEM, IDENTIFICAÇÃO E CONTROLE.....	37
3.1	Modelagem matemática	37
3.1.1	Sistema de coordenadas	37
3.1.2	Modelagem cinemática.....	38
3.1.3	Matriz de rotação	39
3.1.4	Modelagem dinâmica	40
3.2	Identificação	44
3.2.1	Parâmetros das hélices.....	44
3.2.2	Parâmetros do conjunto ESC-Motor-Hélice.....	49
3.2.3	Modelo matemático do conjunto ESC-Motor-Hélice.....	52
3.2.4	Momento de inércia da estrutura	56
3.3	Controle	61
3.3.1	Controlador PID	62
3.3.2	Controlador Fuzzy	64
4.	SIMULAÇÃO.....	71
4.1	Simulação do controlador PID	72
4.2	Simulação do controlador Fuzzy	73
5.	RESULTADOS.....	76
5.1	Resultados das simulações.....	76
5.1.1	Resultados do controlador PID.....	76
5.1.2	Resultados do controlador Fuzzy	78

5.2	Resultados práticos da redução dos ruídos mecânicos.....	80
5.2.1	Redução do ruído mecânico nos sensores	80
5.2.2	Balanceamento das hélices	83
6.	CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS	85
	REFERÊNCIAS	87
	ANEXO A.....	92

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Protótipo da aeronave <i>Aphrodite</i> levantando voo.	2
Figura 1.2 – Modelo projetado pelo Reginald Denny.	2
Figura 1.3 – Aeronave <i>MQ-1 Predator</i>	3
Figura 1.4 – Diagrama geral das classificações de aeronaves.	5
Figura 1.5 – Quadrirrotor utilizado pela policia britânica.	7
Figura 2.1 – Modelo simplificado de um quadrirrotor.	10
Figura 2.2 – Movimentos de atitude em relação aos eixos.	11
Figura 2.3 – Primeiro quadrirrotor, <i>Bréguet-Richet Quad-Rotor Helicopter</i>	12
Figura 2.4 – Quadrirrotor <i>Oemichen No. 2</i>	13
Figura 2.5 – Quadrirrotor <i>Convertawings Model A</i>	13
Figura 2.6 – Quadrirrotor desenvolvido pelo Bresciani.	14
Figura 2.7 – Quadrirrotor desenvolvido pelo Domingues.	15
Figura 2.8 – Quadrirrotor “ <i>OS4</i> ” desenvolvido pelo Bouaddallah.	15
Figura 2.9 – Quadrirrotor “ <i>Starmac2</i> ” desenvolvido na Universidade de Stanford.	16
Figura 2.10 – Quadrirrotor desenvolvido na Universidade de Brasília.	16
Figura 2.11 – Diagrama em blocos da arquitetura geral do quadrirrotor.	19
Figura 2.12 – Estrutura física construída para o protótipo.	20
Figura 2.13 – Motor escolhido.	22
Figura 2.14 – ESC escolhido.	22
Figura 2.15 – Imagem das hélices, de baixo para cima respectivamente, EPP-0845, GWS-0947 e EPP-1045.	23
Figura 2.16 – Ferramenta de prototipagem rápida “ <i>mbed</i> ”.	25
Figura 2.17 – Placa de circuito impresso do microcontrolador e sensores.	27
Figura 2.18 – Diagrama em blocos das ligações lógicas do microcontrolador e sensores.	28
Figura 2.19 – Diagrama em blocos das ligações elétricas dos componentes.	29
Figura 2.20 – Imagem conceitual da disposição dos componentes na estrutura física.	30

Figura 2.21 – Foto da montagem final do protótipo.....	30
Figura 2.22 – Foto da plataforma de aquisição de dados.	32
Figura 2.23 – Diagrama da aquisição da rotação utilizando o sensor de efeito <i>hall</i>	33
Figura 2.24 – Diagrama da aquisição da rotação utilizando o sensor óptico.	34
Figura 2.25 – Diagrama da aquisição do empuxo utilizando extensômetros.	35
Figura 3.1 – Sistema de coordenadas definido.	38
Figura 3.2 – Relação entre empuxo e potência elétrica consumida pelos motores para os três modelos de hélices.....	45
Figura 3.3 – Relação entre taxa de avanço e coeficiente de empuxo para hélices típicas, retirado de [35].	46
Figura 3.4 – Relação entre taxa de avanço e coeficiente de potência para hélices típicas, retirado de [35].	47
Figura 3.5 – Relação entre velocidade de rotação e empuxo e potência da hélice.....	48
Figura 3.6 – Faixa de operação dos motores com as hélices.	50
Figura 3.7 – Comparativo entre a relação largura do pulso PWM e velocidade de rotação sem e com o processo de linearização.	52
Figura 3.8 – Diagrama do modelo caixa preta da montagem ESC-motor-hélice.....	53
Figura 3.9 – Medidas de entrada e saída do bloco ESC-motor-hélice de cada conjunto.	54
Figura 3.10 – Comparação entre os dados experimentais e o modelo estimado para cada conjunto.	55
Figura 3.11 – Representação da estrutura em cruz.	57
Figura 3.12 – Representação do motor.	58
Figura 3.13 – Representação da bateria.	59
Figura 3.14 – Diagrama de um sistema de controle típico.	61
Figura 3.15 – Diagrama em blocos da estrutura do controlador PID.	63
Figura 3.16 – Diagrama em blocos dos controladores PID implementados no projeto.	64
Figura 3.17 – Comparação entre funções de um conjunto booleano (a) e um conjunto <i>fuzzy</i> (b).	65
Figura 3.18 – Alguns formatos de funções de pertinência, triangular, trapezoidal e gaussiano.	66

Figura 3.19 – Universo de discurso da variável linguística “ <i>Temperatura</i> ” [40].....	66
Figura 3.20 – Diagrama em blocos da estrutura do controlador <i>fuzzy</i>	67
Figura 3.21 – Representação esquemática do método de Mamdani, adaptado de [42].....	68
Figura 3.22 – Representação da saída final do método de Mamdani, adaptado de [42].	68
Figura 4.1 – Diagrama em blocos geral do sistema de simulação.....	71
Figura 4.2 – Diagrama dos controladores PID da simulação.	73
Figura 4.3 – Diagrama da estrutura do controlador PID da simulação.	73
Figura 4.4 – Diagrama dos controladores <i>Fuzzy</i> da simulação.	74
Figura 4.5 – Diagrama da estrutura do controlador <i>Fuzzy</i> da simulação.	74
Figura 4.6 – Interface gráfica principal da ferramenta “ <i>FIS Editor</i> ”.....	75
Figura 5.1 – Resultados obtidos na simulação para o controlador PID.....	77
Figura 5.2 – Universos de discurso e funções de pertinências para os controladores <i>fuzzy</i>	78
Figura 5.3 – Resultados obtidos na simulação para o controlador <i>Fuzzy</i>	79
Figura 5.4 – Medidas obtidas do acelerômetro para os testes de ruído mecânico.....	81
Figura 5.5 – Espectro de frequência das medidas do acelerômetro para os testes de ruído mecânico.....	82
Figura 5.6 – Medidas obtidas do acelerômetro para os teste de balanceamento das hélices....	83
Figura 5.7 – Espectro de frequência das medidas do acelerômetro para os testes de balanceamento das hélices.....	84
Figura A.1 – Valores obtidos no processo de calibração.	92

LISTA DE TABELAS

Tabela 1.1 – Algumas aplicações civis onde os VANTs estão sendo empregados.....	3
Tabela 1.2 – Diversas categorias de VANTs.....	4
Tabela 2.1 – Principais vantagens e desvantagens do quadricóptero frente a helicópteros convencionais.	9
Tabela 2.2 – Relação entre a velocidade das hélices e o movimento desejado.....	11
Tabela 2.3 – Principais características de alguns quadricópteros já desenvolvidos.	17
Tabela 2.4 – Características das partes que compõem a estrutura física.	21
Tabela 2.5 – Características técnicas do motor escolhido.	22
Tabela 2.6 – Principais características das hélices selecionadas.	23
Tabela 2.7 – Principais características do microcontrolador NXP LPC1768.....	24
Tabela 2.8 – Consumo de corrente e potência dos elementos do protótipo.	29
Tabela 2.9 – Relação entre componentes e custos.....	31
Tabela 3.1 – Parâmetros da hélice.	48
Tabela 3.2 – Funções de ajustes para a linearização dos motores.	51
Tabela 3.3 – Valores medidos e calculados para o momento de inércia da estrutura em cruz.	57
Tabela 3.4 – Valores medidos e calculados para o momento de inércia do motor.	58
Tabela 3.5 – Valores medidos e calculados para o momento de inércia da hélice.....	59
Tabela 3.6 – Valores medidos e calculados para o momento de inércia da bateria.	60
Tabela 3.7 – Base de regras de inferências.....	69
Tabela 5.1 – Ganhos encontrados para os controladores PID.	76

LISTA DE SIGLAS

Sigla	Significado
CR	<i>Close Range</i>
DC	Corrente Contínua (<i>Direct Current</i>)
DSP	Processamento Digital de Sinais (<i>Digital Signal Processor</i>)
DOF	Graus de Liberdade (<i>Degrees of Freedom</i>)
ESC	Controlador de Velocidade Eletrônico (<i>Electronic Speed Controllers</i>)
GPS	Sistema de Posicionamento Global (<i>Global Positioning System</i>)
HALE	<i>High Altitude Long Endurance</i>
IMU	Unidade de Medidas Inerciais (<i>Inertial Measurement Unit</i>)
LADP	<i>Low Altitude Deep Penetration</i>
LALE	<i>Low Altitude Long Endurance</i>
LQR	Regulador Linear Quadrático (<i>Linear-Quadratic Regulator</i>)
MALE	<i>Medium Altitude Long Endurance</i>
MEMS	Sistemas Micro-Eleto-Mecânicos (<i>Micro-Electro-Mechanical Systems</i>)
MR	<i>Medium Range</i>
MRE	<i>Medium Range Endurance</i>
MUAV	Micro Veículo Aéreo Não Tripulado (<i>Micro Unmanned Aerial Vehicle</i>)
PID	Proporcional, Integral e Derivativo
PWM	Modulação por Largura de Pulso (<i>Pulse Width Modulation</i>)
RPM	Rotações Por Minuto
RPS	Rotações Por Segundo
SR	<i>Short Range</i>
UAV	Veículo Aéreo Não Tripulado (<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>)
USAF	Força Aérea dos Estados Unidos (<i>United States Air Force</i>)
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VTOL	Decolagem e Aterrisagem Vertical (<i>Vertical Take-Off and Landing</i>)

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolo	Unidade	Significado
Ω_n	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular da enésima hélice
Ω_c	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular constante
Ω_v	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular variável
Ω_1	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular da hélice frontal
Ω_2	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular da hélice da direita
Ω_3	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular da hélice traseira
Ω_4	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular da hélice da esquerda
$\mathbf{\Omega}$	-	Vetor de velocidade das hélices
$\mathbf{\Gamma}^L$	m	Vetor da posição linear em relação ao sistema (L)
$\mathbf{\Theta}^L$	rad	Vetor da posição angular em relação ao sistema (L)
\mathbf{V}^Q	$m\ s^{-1}$	Vetor da velocidade linear em relação ao sistema (Q)
$\mathbf{\omega}^Q$	$rad\ s^{-1}$	Vetor da velocidade angular em relação ao sistema (Q)
\mathbf{F}^Q	N	Vetor das forças em relação ao sistema (Q)
$\mathbf{\tau}^Q$	$N\ m$	Vetor dos torques em relação ao sistema (Q)
ξ	-	Vetor da posição generalizada
\mathbf{v}	-	Vetor da velocidade generalizada
\mathbf{R}_θ	-	Matriz de rotação
X	m	Posição linear em relação ao eixo X do sistema (L)
Y	m	Posição linear em relação ao eixo Y do sistema (L)
Z	m	Posição linear em relação ao eixo Z do sistema (L)
ϕ	rad	Posição angular de rolagem em relação ao sistema (L)
θ	rad	Posição angular de arfagem em relação ao sistema (L)
ψ	rad	Posição angular de guinada em relação ao sistema (L)
u	$m\ s^{-1}$	Velocidade linear em relação ao eixo X do sistema (Q)
v	$m\ s^{-1}$	Velocidade linear em relação ao eixo Y do sistema (Q)
w	$m\ s^{-1}$	Velocidade linear em relação ao eixo Z do sistema (Q)
p	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular em relação ao eixo X do sistema (Q)
q	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular em relação ao eixo Y do sistema (Q)
r	$rad\ s^{-1}$	Velocidade angular em relação ao eixo Z do sistema (Q)

U_1	N	Empuxo vertical
U_2	$N m$	Torque de rolagem
U_3	$N m$	Torque de arfagem
U_4	$N m$	Torque de guinada
C_T	-	Coefficiente de empuxo da hélice
C_P	-	Coefficiente de potência da hélice

1. INTRODUÇÃO

Um veículo aéreo não tripulado (VANT, em inglês *Unmanned Aerial Vehicle*, UAV) é um tipo de aeronave que não necessita de pilotos embarcados para pilotá-la, seu modo de operação pode ser feito de maneira remota, autônoma ou uma combinação entre eles [1]. Sua utilização geralmente consiste em decolar, seguir uma rota até o seu destino, coletar informações e retornar a origem.

Operando de maneira remota um VANT pode ser controlado manualmente de uma base remota no solo, a metros ou mesmo a quilômetros de distancia, porem o custo eleva-se quanto maior for o alcance desejado. Entretanto no modo autônomo seu controle é realizado baseado em planos de voos pré-programados, sendo assim seu alcance é virtualmente infinito com um custo relativamente baixo. Porem a complexidade de seu sistema de controle é aumentada significativamente. Ainda assim é possível utilizar uma combinação desses dois modos, onde para manobras mais complexas como pouso ou decolagem utiliza-se o modo de operação manual e para voos de cruzeiro ou pairado o modo autônomo, encontrando assim um meio termo entre complexidade e custos.

As principais vantagens na utilização de VANTs frente a aeronaves tripuladas convencionais são: (i) custo de produção e manutenção muito menores; (ii) maior flexibilidade, podendo executar manobras ou locomover-se em locais de difícil acesso para aeronaves convencionais; (iii) longas jornadas de voo, o modelo *Global Hawk* utilizado pela NASA pode realizar voos sem interrupções por até 42 horas [2]; (iv) além de eliminar prováveis riscos que uma aeronave tripulada possa expor a sua tripulação.

1.1 Surgimento dos VANTs e aplicações militares e civis

Esse tipo de aeronave foi primeiramente concebido para ser utilizado em aplicações militares, sendo que os primeiros usos do conceito de VANT datam épocas da guerra civil americana onde os exércitos do sul e do norte lançavam balões uns contra os outros carregados de explosivos para cair em depósitos de combustível e munição [3]. Mas foi por volta de década de 30 e 40 durante a segunda guerra mundial que começaram a serem desenvolvidos os primeiros protótipos de VANTs mais robustos, sendo um deles o protótipo americano chamado de *Operation Aphrodite*. Este protótipo consistia de um avião bombardeiro B-17G adaptado para ser controlado remotamente (Figura 1.1), para servir como

bomba rádio controlada, mas devido às dificuldades tecnológicas da época não foi possível concluir o projeto [3].

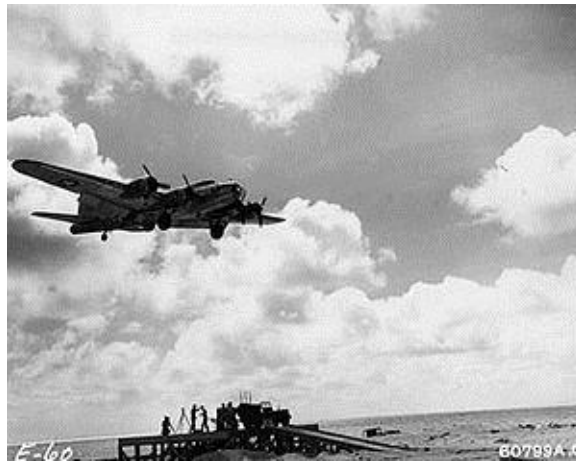


Figura 1.1 – Protótipo da aeronave *Aphrodite* levantando voo.

Ainda nesse período foi desenvolvido com sucesso o primeiro VANT rádio controlado pelo inventor Reginald Denny. Posteriormente um modelo mais avançado dessa aeronave (Figura 1.2) foi fornecido para o exercito americano [4].



Figura 1.2 – Modelo projetado pelo Reginald Denny.

Apesar de alguns dos protótipos da época serem funcionais, eles eram pouco eficientes, difíceis de controlar e com alcance limitado. Mas com os avanços tecnológicos trazendo dispositivos eletrônicos como processadores e sensores cada vez mais eficientes e compactos os VANTs evoluíram rapidamente. Em 1995 entrou em operação um dos modelos militares mais avançado, o *MQ-1 Predator* (Figura 1.3), fabricado pela *General Atomics* e fornecido a força aérea americana (USAF), este modelo possui dois modos de operação,

controle autônomo ou remoto e pode realizar missões de reconhecimento e ataque ar-terra [5]. Em 2002 esse modelo foi o primeiro VANT a realizar uma missão de ataque terrestre na guerra do Afeganistão [6].



Figura 1.3 – Aeronave *MQ-1 Predator*.

Devido à complexidade e altos custos envolvidos essa foi uma tecnologia que manteve-se restrita para usos militares por várias décadas. Os VANTs comerciais só começaram a surgir na década de 80 e atualmente com a tecnologia cada vez mais acessível eles estão sendo utilizados largamente nas mais diversas aplicações civis, como demonstrado na Tabela 1.1 [7].

Tabela 1.1 – Algumas aplicações civis onde os VANTs estão sendo empregados.

Indústria	Uso
Indústria agrícola	Fotografia aérea para monitoramento de crescimento e pragas nas plantações. Aplicação de fertilizantes e pesticidas.
Pesquisas climáticas	Coleta de dados atmosféricos.
Exploração de minérios	Reconhecimento aéreo para encontrar minerais em áreas de difícil acesso.
Guarda costeira e policiamento urbano	Monitoramento aéreo de fronteiras, costas e vias públicas.
Telecomunicações	Plataforma retransmissora de sinais.
Energia	Monitoramento de linhas de transmissão.
Televisão e cinema	Tomadas aéreas.

Entretenimento	Brinquedo, aeromodelismo, etc.
----------------	--------------------------------

1.2 Modelos de VANTs

Assim como as aeronaves tripuladas convencionas os VANTs também possuem diversos tipos de configurações, formatos e tamanhos dependendo da tarefa designada. Em questão de tamanho, peso, alcance, autonomia, etc. eles podem ser divididos nas categorias demonstradas na Tabela 1.2 [8].

Tabela 1.2 – Diversas categorias de VANTs.

Categorias	Sigla em inglês	Alcance (km)	Altitude (m)	Autonomia (horas)	Peso (kg)
Micro	MUAV	< 10	250	1	< 5
Mini	Mini UAV	< 10	150 a 300	< 2	< 30
Alcance Fechado	CR UAV	10 a 30	3000	2 a 4	150
Alcance Curto	SR UAV	30 a 70	3000	3 a 6	200
Alcance Médio	MR UAV	70 a 200	5000	6 a 10	1250
Alcance Médio Resistente	MRE UAV	> 500	8000	10 a 18	1250
Baixa Altitude Alta Velocidade	LADP UAV	> 250	50 a 9000	0,5 a 1	350
Baixa Altitude Longa Autonomia	LALE UAV	> 500	3000	> 24	< 30
Média Altitude Longa Autonomia	MALE UAV	> 500	14000	24 a 48	1500
Alta Altitude Longa Autonomia	HALE UAV	> 2000	20000	24 a 48	4500 a 12000

Além dessas categorias citadas os VANTs assim como aeronaves convencionais também são classificados dependendo do princípio de voo e modo de propulsão. No geral ha duas categorias, mais leves que o ar e mais pesados que o ar e outra duas subcategorias, motorizados e não motorizados. A Figura 1.4 apresenta um diagrama geral das classificações de aeronaves de acordo com o sistema de propulsão e princípio de voo, adaptado de [9].

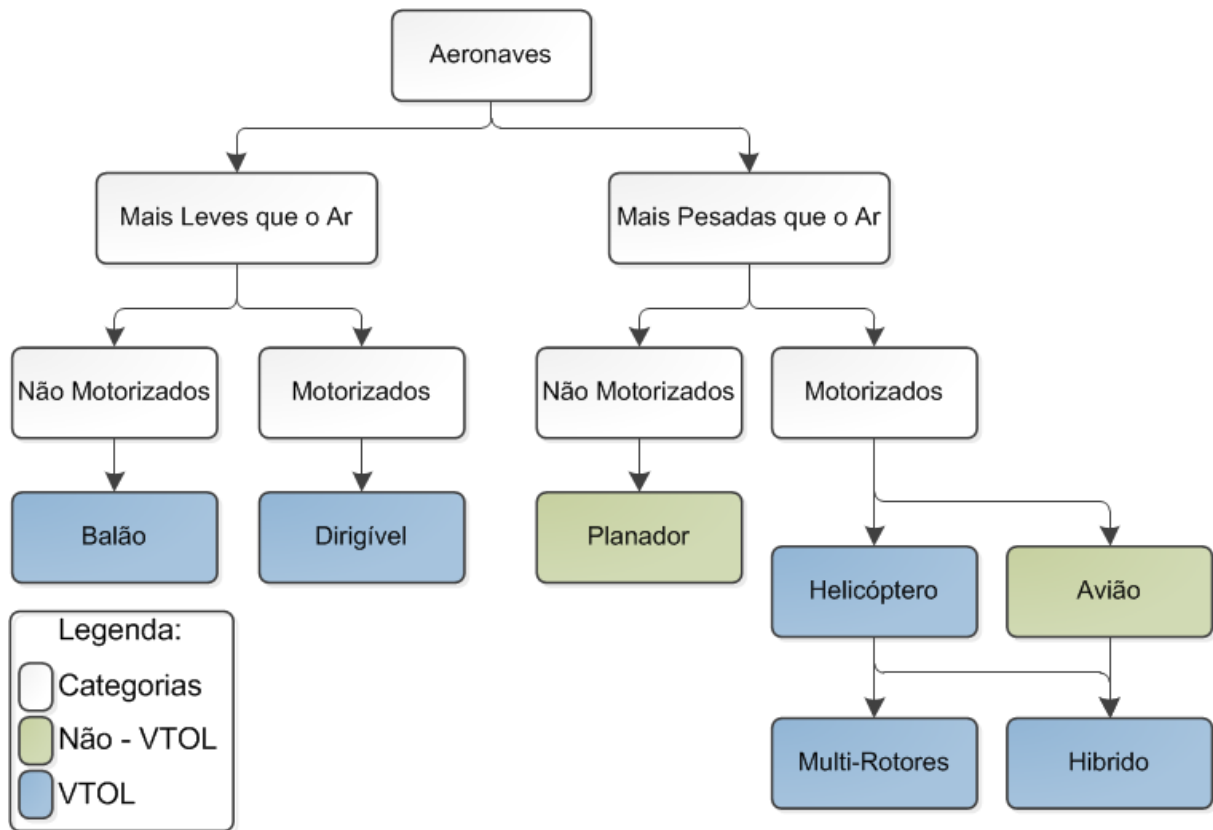


Figura 1.4 – Diagrama geral das classificações de aeronaves.

Aeronaves classificadas como VTOL possuem a capacidade de decolar ou aterrissar verticalmente, mas possuem baixa velocidade de cruzeiro. As Não-VTOL necessitam atingir uma certa velocidade horizontal mínima para poder decolar ou aterrissar, necessitando assim de uma grande área terrestre para isso, entretanto possuem uma alta velocidade de cruzeiro. Aeronaves híbridas podem decolar e aterrissar de maneira vertical (VTOL) e durante o voo mudar o modo de operação para obter uma maior velocidade de cruzeiro, porém possuem sistemas mecânicos complexos e caros.

1.3 Delimitação do tema

Como o objetivo dessa pesquisa foi desenvolver um VANT capaz de realizar de maneira eficiente a captura de imagens e ou vídeos aéreos em alta definição com um custo relativamente baixo, teve-se que levar em consideração vários aspectos de sua construção, sendo os principais o tamanho, formato, e propulsão. Levando em consideração o custo e os recursos disponíveis para o desenvolvimento do protótipo optou-se desenvolver um VANT de pequenas proporções, do tipo MUAV, conforme descrito na Tabela 1.2. Além desse tipo de

veículo ter um custo baixo outro atrativo é sua fácil usabilidade, podendo ser facilmente transportado e não necessitando de uma infraestrutura terrestre grande para realizar decolagens e aterrissagens. Outro aspecto importante considerado foi a possibilidade de o veículo permanecer imóvel em voo, ou deslocar-se a baixas velocidades, para minimizar borrados ou tremidas nas imagens capturadas. Para isso considerou-se utilizar um veículo com sistema de decolagem e aterrissagem vertical (VTOL). Dentro dessa categoria, conforme visto na Figura 1.4, existem diversos tipos de aeronaves, sendo elas, balões, dirigíveis, helicópteros, multi-rottores e híbridos. Como a captura de imagens e vídeos será realizada na maioria das vezes em ambientes externos, descarta-se a possibilidade de utilizar balões ou dirigíveis, devido à alta suscetibilidade a variações climáticas desses veículos que tornam suas locomoções mais complexas. Descartaram-se também os helicópteros e aeronaves híbridas devido as suas altas complexidades mecânicas que acarretariam em um encarecimento do projeto e nas manutenções posteriores.

O sistema de aeronave mais atraente para o projeto foi o de multi-rottores, mais especificamente o quadricóptero. Esse modelo é uma espécie de helicóptero que possui uma estrutura em forma de cruz, com quatro rotores acoplados a hélices dispostos cada um em uma extremidade da cruz. Este modelo apresenta uma baixa complexidade mecânica frente aos outros modelos citados devido ao seu sistema de navegação que é realizado variando-se a velocidade individual dos rotores. Na Figura 1.5 é mostrado um exemplo dessa aeronave utilizado pela polícia britânica para aplicações de vigilância urbana.



Figura 1.5 – Quadrirrotor utilizado pela policia britânica.

Com esse veículo é possível a obtenção de imagens a baixas altitudes, resultando assim em imagens com altas resoluções e com boa qualidade com nível de detalhamento superior ao que é obtido por satélites ou aeronaves tripuladas com um custo muito menor. Desse modo possibilita um maior conhecimento das regiões analisadas, contribuindo para um mapeamento mais preciso das variáveis importantes para tomadas de decisões mais precisas.

1.4 Contribuições do projeto

Este trabalho teve como contribuição geral o desenvolvimento de um veículo aéreo não tripulado de baixo custo, controlado por uma eletrônica embarcada composta por microcontrolador, sensores inerciais e GPS, voltado para aplicações de captura de imagens e vídeos aéreos em alta resolução.

As contribuições específicas desenvolvidas no projeto foram:

- Construção de uma estrutura física utilizando tubos de fibra de carbono.
- Desenvolvimento de um sistema eletrônico responsável pela aquisição de dados dos sensores inerciais e controle dos motores.
- Desenvolvimento de técnicas de controle PID e *Fuzzy* para controlar o protótipo e implementação desses controladores no sistema eletrônico.

- Identificação de parâmetros e modelagem da dinâmica dos motores e hélices utilizando uma plataforma desenvolvida de aquisição de dados baseada em sensores ópticos, de efeito *hall* e *strain guage*.
- Soluções para amenizar ruídos nos sensores inerciais ocasionado pela vibração mecânica dos motores e hélices.

1.5 Organização do documento

No segundo capítulo é apresentado o veículo aéreo quadrirrotor com uma explicação generalizada de seu funcionamento, um breve histórico desse tipo de aeronave e o atual estado da arte do veículo. Por seguinte é demonstrado o protótipo desenvolvido, com sua estrutura física, hélices, motores, sistemas eletrônicos embarcados, sensores, etc. Ainda nesse capítulo é apresentado a plataforma de aquisições de dados desenvolvida para identificação de parâmetros e balanceamento dos motores.

No terceiro capítulo é demonstrado a modelagem matemática das dinâmicas do quadrirrotor, é realizada identificações dos parâmetros da aeronave e são apresentados os sistemas de controles propostos para o projeto.

No quarto capítulo é demonstrado os métodos utilizados nas simulações realizadas, baseado no modelo matemático apresentado no terceiro capítulo, para ajustes de parâmetros dos sistemas de controles utilizados no projeto.

No quinto capítulo é apresentados os resultados obtidos nas simulações para os dois sistemas de controles propostos e os resultados práticos dos métodos de redução dos ruídos mecânicos provocados pelo conjunto motor-hélice.

No sexto capítulo é discutido as considerações finais do projeto, erros e acertos, e propostas para trabalhos futuros.

2. O QUADRIRROTOR

O quadrirrotor é uma aeronave motorizada mais pesada que o ar, que possui a capacidade de decolagem e aterrissagem vertical (VTOL), além de poder realizar voos pairados. Essa aeronave deriva dos helicópteros, pois possui como principal meio de propulsão rotores de empuxo vertical. Como o próprio nome denuncia o quadrirrotor utiliza quatro rotores de empuxo vertical, diferente dos helicópteros que geralmente utilizam um ou dois. Esses rotores comumente são dispostos nas extremidades de uma estrutura em forma de cruz e ao centro da estrutura são embarcados os elementos necessários para o controle do veículo. Esse modelo possui grande vantagem frente aos helicópteros convencionais por depender somente das velocidades individuais das hélices para locomover-se, não havendo a necessidade de variar o ângulo de ataque das pás como ocorre nos helicópteros. Acarretando dessa maneira uma menor complexidade mecânica e um maior grau de manobrabilidade. Por utilizar quatro rotores, os diâmetros das hélices podem ser menores, diminuindo a energia cinética e possibilitando que a aeronave alcance lugares de menor acessibilidade [10]. Entretanto o quadrirrotor possui como principal desvantagem o alto consumo de energia que acaba comprometendo sua autonomia. A Tabela 2.1 contém uma lista não exaustiva de outras vantagens e desvantagens comparadas a helicópteros convencionais [11] [9].

Tabela 2.1 – Principais vantagens e desvantagens do quadrirrotor frente a helicópteros convencionais.

Vantagens	Desvantagens
<ul style="list-style-type: none"> - Partes mecânicas simplificadas - Custos envolvidos menores - Efeitos giroscópios reduzidos - Maior capacidade de carga - Boa manobrabilidade 	<ul style="list-style-type: none"> - Autonomia baixa - Dimensões físicas maiores

2.1 Conceitos gerais de funcionamento

Para o entendimento dos conceitos gerais do funcionamento do quadrirrotor será utilizado um modelo simplificado, onde são desconsiderados os efeitos particulares dos motores, hélices, sistemas eletrônicos e perturbações externas. Além de levar em consideração

que a estrutura seja perfeitamente simétrica e que o deslocamento translacional e a orientação angular (atitude) do VANT sejam só dependentes das velocidades de rotação das hélices dos motores. A Figura 2.1 ilustra esse modelo simplificado.

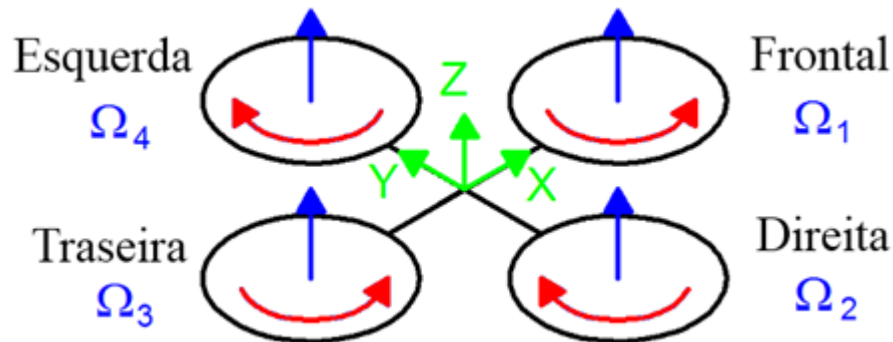


Figura 2.1 – Modelo simplificado de um quadricóptero.

Conforme observado na Figura 2.1 a estrutura física do quadricóptero está representada pelas linhas pretas, as setas vermelhas curvadas representam o sentido de rotação das hélices e a seta azul a velocidade angular das hélices (Ω_n). Observa-se que a hélice frontal e traseira giram no sentido anti-horário e a da esquerda e direita no sentido horário. Esta configuração é utilizada para eliminar os efeitos giroscópicos ocasionados pelos torques dos motores. Sendo assim para que a direção do empuxo se mantenha igual para as quatro hélices, as duas que giram no sentido anti-horário possuem o passo das pás invertido. Na mesma figura as linhas verdes representam o sistema de coordenadas fixo ao corpo do modelo.

Apesar do quadricóptero possuir seis graus de liberdade (DOF, *Degrees Of Freedom*), ele acaba sendo um sistema sub atuado por possuir apenas quatro hélices, possibilitando assim controlar apenas quatro movimentos básicos. Devido ao seu formato físico os quatro movimentos controláveis são os de atitude (arfagem [θ], guinada [ψ] e rolagem [ϕ]) e altitude. Os movimentos translacionais acabam sendo dependentes desses outros. A Figura 2.2 demonstra os movimentos de atitude em seus respectivos eixos.

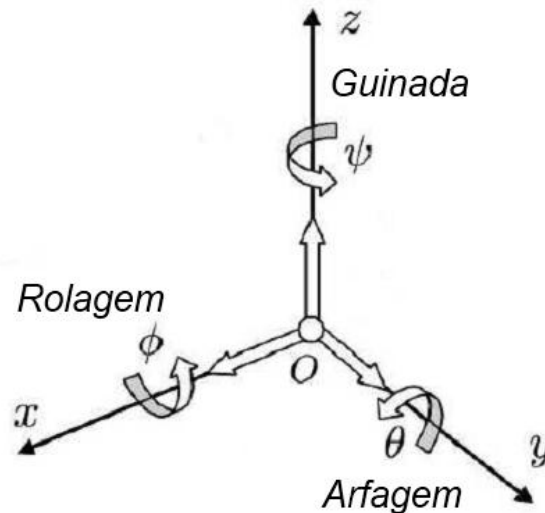


Figura 2.2 – Movimentos de atitude em relação aos eixos.

Seguindo o modelo da Figura 2.1 a Tabela 2.2 demonstra como a velocidade das hélices devem ser modificadas para atingirem o movimento desejado.

Tabela 2.2 – Relação entre a velocidade das hélices e o movimento desejado.

Movimento	Velocidade angular para cada hélice			
	Frontal (Ω_1)	Direita (Ω_2)	Traseira (Ω_3)	Esquerda (Ω_4)
Pairado	Ω_c	Ω_c	Ω_c	Ω_c
Altitude (Z)	$\Omega_c + \Omega_v$	$\Omega_c + \Omega_v$	$\Omega_c + \Omega_v$	$\Omega_c + \Omega_v$
Arfagem (θ)	$\Omega_c + \Omega_v$	Ω_c	$\Omega_c - \Omega_v$	Ω_c
Rolagem (ϕ)	Ω_c	$\Omega_c + \Omega_v$	Ω_c	$\Omega_c - \Omega_v$
Guinada (ψ)	$\Omega_c + \Omega_v$	$\Omega_c - \Omega_v$	$\Omega_c + \Omega_v$	$\Omega_c - \Omega_v$

Na Tabela 2.2 Ω_c representa uma velocidade angular constante suficiente para contrabalancear os efeitos da aceleração da gravidade, Ω_v representa uma velocidade angular variável positiva ou negativa respeitando os limites de saturação do modelo.

Em voo pairado as velocidades das hélices permanecem iguais o suficiente para vencer a força da gravidade, porém nesse modo a aeronave permanece em voo estacionário e nenhuma força ou torque move-a de sua posição.

Para variar a altitude é incrementada ou decrementada a variável Ω_v , desse modo todas as hélices aumentaram ou diminuíram suas velocidades na mesma proporção, fazendo com que o veículo suba ou dessa.

Os movimentos de arfagem e rolagem são análogos para seus respectivos eixos, para realizar esses movimentos é incrementada ou decrementada a variável Ω_v , desse modo uma hélice do eixo aumenta sua velocidade e a hélice oposta diminui fazendo com que a orientação angular da aeronave, ou a atitude, se modifique.

Para variar o movimento de guinada é incrementada ou decrementada a variável Ω_v , desse modo o par de hélices que giram em um sentido aumentam sua velocidade e o outro par de hélices que giram em outro sentido diminuem. Criando assim um desbalanceamento no torque giroscópico, devido ao par de hélices de mesmo sentido girando mais rápido que o outro par de sentido oposto. Fazendo com que o veículo gire em torno do eixo Z no sentido contrario ao sentido de rotação do par de hélices de maior velocidade.

2.2 Historia do quadrirrotor

O conceito do quadrirrotor não é atual, ele surgiu no começo do século XX onde em 1907 o Charles Richet e os irmãos Bréguet criaram o primeiro quadrirrotor que se tem registro (Figura 2.3), chamado de “*Bréguet-Richet Quad-Rotor Helicopter*” [12]. Este modelo necessitava de um piloto embarcado e seu sistema de controle era manual através de mecanismos mecânicos simples, ele pesava cerca de 578 kg. Segundo relatos o protótipo não conseguiu obter a estabilidade necessária para sua pilotagem, não levantando mais que um metro e meio do solo [12]. Apesar de seu funcionamento não ter sido satisfatório, Charles Richet e os irmãos Bréguet contribuíram descrevendo a teoria dos pares de hélices girarem em sentidos opostos, conceito ainda hoje utilizado para evitar o torque giroscópico.

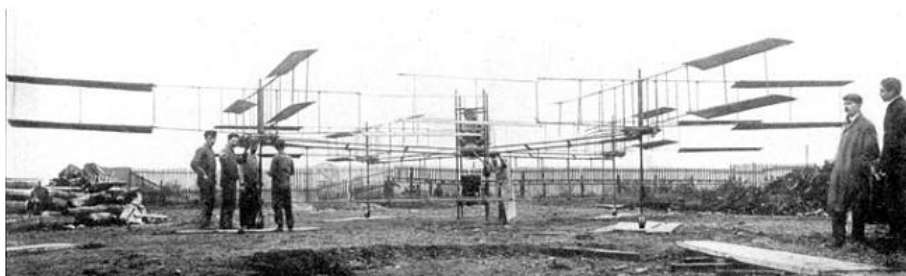


Figura 2.3 – Primeiro quadrirrotor, *Bréguet-Richet Quad-Rotor Helicopter*.

Em 1922 outro quadrirrotor foi criado por Etienne Oemichen, chamado de “*Oemichen No. 2*” (Figura 2.4), baseado em um protótipo anterior, do mesmo inventor, que não obteve sucesso. Este protótipo tinha quatro rotores e oito hélices, das quais cinco eram para estabilizar a aeronave lateralmente, uma para a direção e outras duas para propulsão frontal. Apesar de ter mecanismos rudimentares este protótipo apresentou uma considerável estabilidade e manobrabilidade, realizando mais de mil ensaios durante a década de 1920 [13].

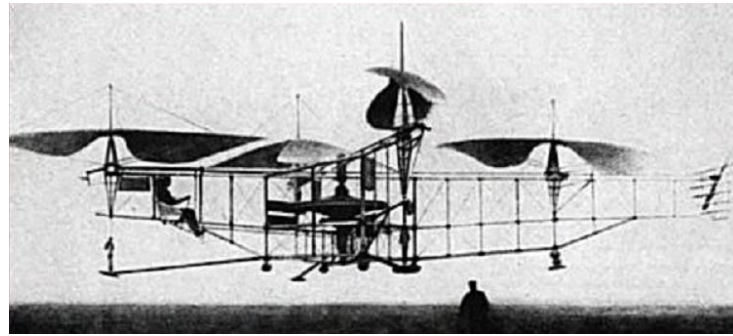


Figura 2.4 – Quadrirrotor *Oemichen No. 2*.

Mais tarde em 1956 um outro protótipo de quadrirrotor chamando de “*Convertawings Model A*” (Figura 2.5) foi desenvolvido para fins militares e civis. Este protótipo era semelhante aos modelos atuais, pois possuía quatro rotores e hélices, e era controlado variando a velocidade de rotação das hélices. Seus testes de voos foram considerados satisfatórios, mas devido à falta de demanda o projeto foi encerrado [14].

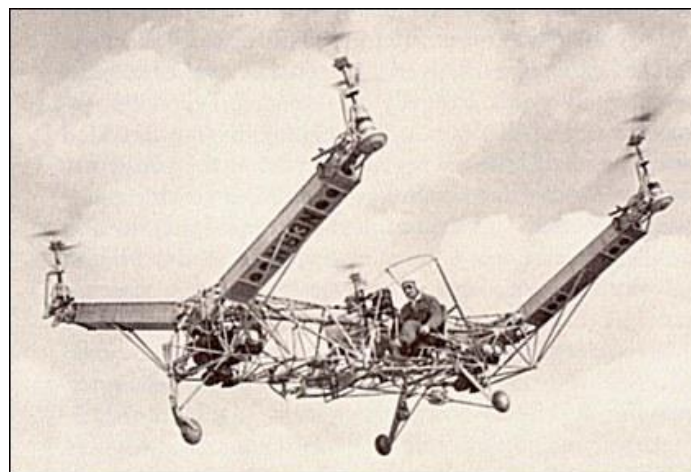


Figura 2.5 – Quadrirrotor *Convertawings Model A*.

O papel histórico dos quadrirrotores comparado a outros tipos de aeronaves não foi muito significativo, principalmente devido à dificuldade de pilotagem ocasionada pela alta

instabilidade da aeronave. Mas atualmente devido aos avanços tecnológicos os quadrrrotores estão ressurgindo sobre a forma de VANTs, mais precisamente como MUAVs.

2.3 Estado da arte

Por possuir sistemas mecânicos simplificados e baratos, hoje em dia o quadrrrotor está sendo utilizado nas mais diversas áreas comerciais e acadêmicas, sendo destinadas as indústrias de entretenimento, reconhecimento aéreo, tomada de imagens, etc. No meio acadêmico este tipo de aeronave é muito utilizado como objeto de estudo de novas estruturas físicas, sensores, estratégias de controle, etc. Neste capítulo será apresentado algumas dessas aeronaves, bem como suas principais características.

Em [15] o autor Bresciani desenvolveu um quadrrrotor (Figura 2.6) utilizando uma estrutura comercial pronta feita de tubos de carbono, com um peso estimado de 1 kg sem a bateria. Como técnica de controle foi utilizado o controlador PID, embarcado em um sistema eletrônico processado por um microcontrolador ARM7-STR730. Este protótipo utilizou como sensores inerciais uma unidade de medidas inerciais (IMU, *Inertial Mensurament Unit*) modelo MTi-G que já agrega acelerômetro, giroscópio e magnometro além de um GPS. Os testes práticos demonstraram-se satisfatórios para o voo pairado com uma baixa margem de erro.

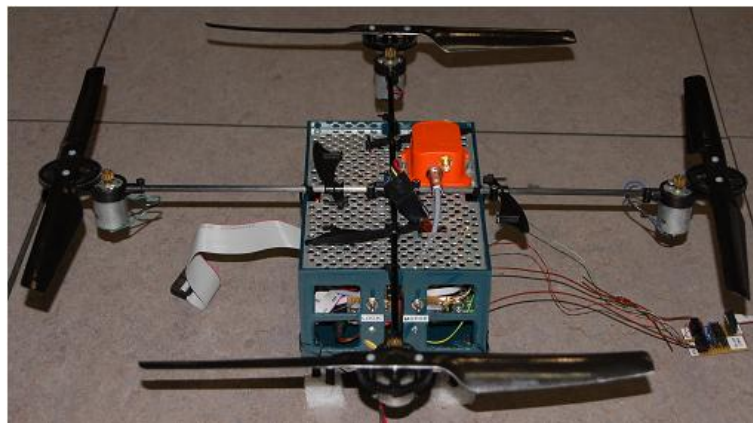


Figura 2.6 – Quadrrrotor desenvolvido pelo Bresciani.

No trabalho apresentado por Domingues [16] foi desenvolvido outro quadrrrotor (Figura 2.7) utilizando uma estrutura comercial pronta feita de fibra de vidro. A técnica de controle utilizada foi um controlador linear quadrático (LQR), embarcado em um sistema

eletrônico Arduino processado por um microcontrolador Atmega328. Este protótipo utilizou acelerômetro e bússola eletrônica como sensores inerciais. Em testes práticos o protótipo demonstrou-se instável principalmente devido ao ruído mecânico gerado pelos motores que acabou comprometendo as medidas do acelerômetro.



Figura 2.7 – Quadrirrotor desenvolvido pelo Domingues.

Em [9] o autor Bouaddallah desenvolveu um protótipo chamado de “OS4” (Figura 2.8) utilizando uma estrutura construída em tubos de carbono com um peso total de 0,65 kg. Neste trabalho o autor utilizou como técnicas de controle um controlador PID e também um controlador LQR, embarcado em um mini microcomputador Geode 1200. Os sensores utilizados foram uma unidade inercial (IMU) modelo MT9-B que já agrega acelerômetro, giroscópio e magnetômetro. Os testes práticos demonstraram-se satisfatórios sendo que o controlador PID obteve um melhor controle da estabilidade da aeronave do que o controlador LQR [17].



Figura 2.8 – Quadrirrotor “OS4” desenvolvido pelo Bouaddallah.

No projeto [18] desenvolvido por uma equipe da Universidade de Stanford denominado “Starmac2” (Figura 2.9) foi desenvolvido uma estrutura construída com tubos de

fibra de carbono com um peso total de 1,3 kg. Foi utilizado um controlador PID como estratégia de controle, embarcado em um PC Pentium M. Os sensores utilizados foram uma IMU modelo 3DMG-X1 que já agrega acelerômetro, giroscópio e magnetômetro. Os testes práticos apresentados demonstraram-se satisfatórios com uma baixa margem de ruído.



Figura 2.9 – Quadrirotor “Starmac2” desenvolvido na Universidade de Stanford.

Em [11] foi desenvolvido na Universidade de Brasília um protótipo (Figura 2.10) utilizando tubos de carbono na construção de sua estrutura. Como técnica de controle foi utilizado o controlador PID, embarcado em um sistema eletrônico processado por um microcontrolador ARM AT91. Os sensores inerciais constituíram de acelerômetro, giroscópio e magnetômetro. No trabalho apresentado não foram demonstrados testes práticos apenas simulações.

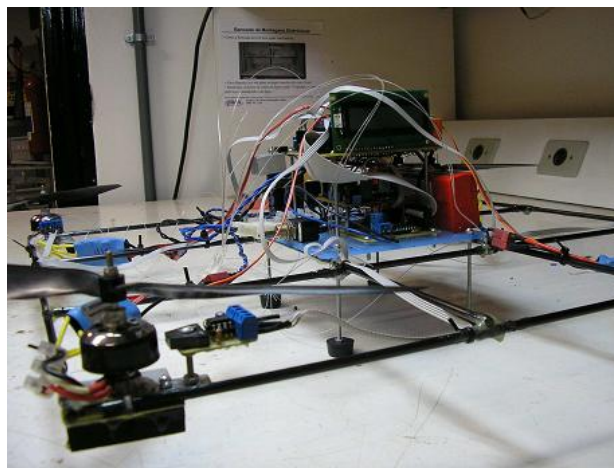


Figura 2.10 – Quadrirotor desenvolvido na Universidade de Brasília.

Estes projetos apresentados foram uns dos mais notórios pesquisados, ainda assim existem diversos outros modelos acadêmicos e principalmente comerciais que não foram citados. A Tabela 2.3 organiza as principais características dos protótipos demonstrados neste capítulo comparando com o modelo desenvolvido nessa pesquisa.

Tabela 2.3 – Principais características de alguns quadrrrotores já desenvolvidos.

Quadrrrotor	Unidade de processamento	Sensores Inerciais	Técnica de controle	Peso
Modelo do Bresciani [15]	ARM7-STR730	IMU (MTi-G) GPS	PID	1 kg sem bateria
Modelo do Domingues [16]	Arduino Atmega328	Acelerômetro Bússola eletrônica	LQR	0,82 kg
Modelo “OS4” [9]	Geode 1200	IMU (MT9-B) Magnometro	PID e LQR	0,65 kg
Modelo “Starmac2” [18]	PC Pentium M	IMU (3DMG-X1) GPS	PID	1,3 kg
Modelo da Universidade de Brasília [11]	ARM AT91	Acelerômetro Giroscópio Magnometro	PID	-
Modelo proposto nesse trabalho	mbed ARM Cortex-M3	Acelerômetro Giroscópio GPS	PID-Fuzzy	~0,7 kg

2.4 Protótipo desenvolvido

Analisando os protótipos apresentados no capítulo anterior e alguns outros não citados, tomou-se decisões importantes na construção do protótipo desse trabalho. A decisão mais importante refere-se a dos sensores inerciais. Entre os modelos apresentados os que obtiveram um melhor desempenho utilizaram unidades de medidas inerciais (IMU) de alta qualidade (modelos MTi-G [19], MT9-B [20] e 3DMG-X1 [21]). Essas unidades possuem um sistema integrado de sensores de alta qualidade (padrão militar) processado por microprocessadores DSP, possuindo algoritmos de filtros, e estruturas mecânicas destinadas à redução de ruídos externos. Assim essas unidades são capazes de uma captura de dados com mais precisão e

menor taxa de ruído [19] [20] [21]. Porém essas IMUs acabam encarecendo demasiadamente o custo final do protótipo. Como o objetivo desse trabalho foi desenvolver um VANT de custo reduzido optou-se pela utilização de sensores inerciais individuais de baixo custo para o desenvolvimento de uma própria IMU. E como solução para melhorias dos dados capturados utilizou-se outras abordagens para a redução dos ruídos nas medidas, como algoritmos de filtro, sistemas de amortecimento mecânico e balanceamento das hélices.

Outro fator importante analisado foi a unidade de processamento principal, em alguns dos trabalhos citados foram utilizados mini computadores para esta tarefa, algo que acaba encarecendo o projeto. E em outros projetos utilizaram-se microcontroladores de baixo desempenho, reduzindo assim a flexibilidade de utilização de algoritmos de controles mais complexos. Para este trabalho optou-se utilizar um microcontrolador de alto desempenho, porém de custo moderado, assim possibilitando o uso de técnicas de controle que necessitam de um poder de processamento maior.

Levando estes fatores citados em consideração, neste capítulo é apresentado um detalhamento do protótipo desenvolvido, descrevendo sua arquitetura, estrutura física, motores, hélices, sensores, unidade de processamento, bateria, etc.

2.4.1 Arquitetura do Quadrirrotor

A Figura 2.11 demonstra em diagramas de blocos a arquitetura geral do quadrirrotor desenvolvido, mostrando os principais componentes utilizados. As setas azuis representam ligações físicas, a seta vermelha indica a ligação da alimentação elétrica e as setas pretas ligações lógicas. Todos os componentes dentro da forma pontilhada estão conectados à mesma linha de alimentação elétrica indicada pela seta vermelha.

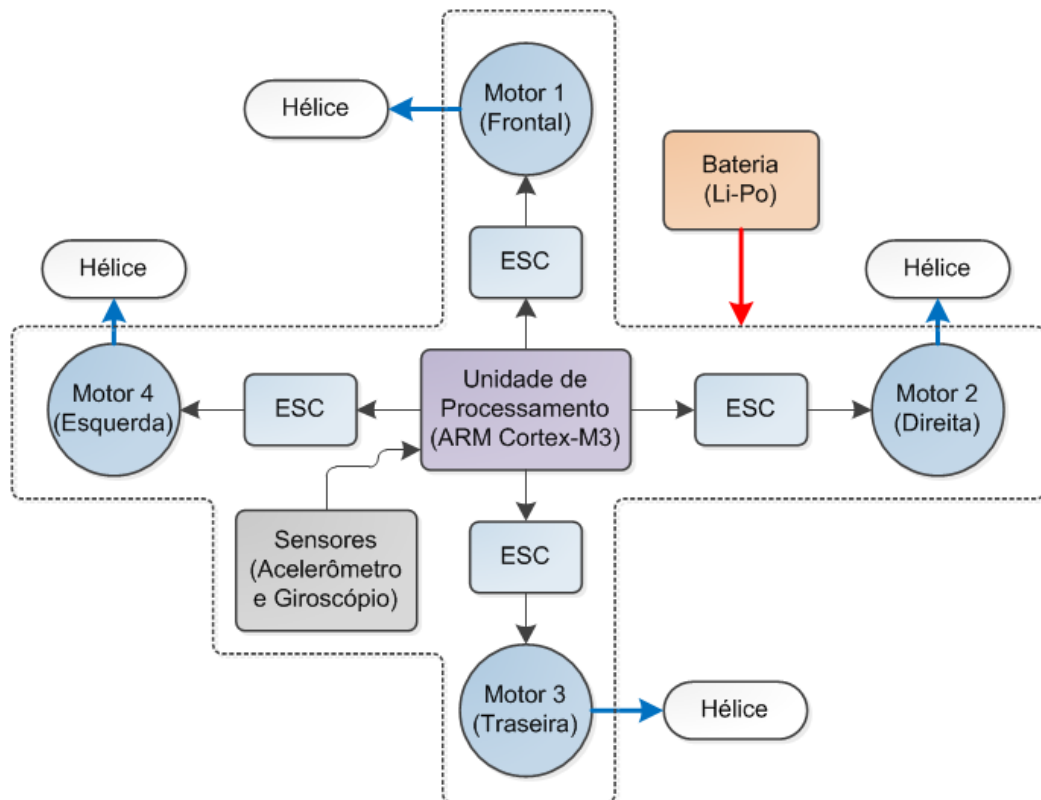


Figura 2.11 – Diagrama em blocos da arquitetura geral do quadricóptero.

Segue uma listagem das quantidades além de uma descrição breve do funcionamento dos principais componentes listados na arquitetura do protótipo:

- Quatro motores elétricos, responsáveis por fornecer a velocidade de rotação para as hélices.
- Quatro hélices, duas de passo normal e duas de passo invertido, responsáveis pela sustentação da aeronave no ar.
- Quatro controladores de velocidade (ESC, *Electronic Speed Controllers*), responsáveis pelo controle dos motores elétricos.
- Uma unidade de processamento, responsável pela aquisição de dados dos sensores, processamento de controle e comando dos motores.
- Um acelerômetro e um giroscópio de três eixos, responsável pela aquisição da aceleração linear e velocidade angular da aeronave.
- Uma bateria, responsável pela alimentação dos demais componentes.

2.4.2 Estrutura física

A estrutura física é o esqueleto da aeronave que suporta os demais componentes, e também um dos elementos que mais pode contribuir para o peso total do protótipo. Como o objetivo foi construir uma estrutura mais leve possível, para maximizar a capacidade de carga do veículo, alguns fatores foram levados em consideração. Basicamente a estrutura é composta por quatro braços unidos a um suporte central. Para minimizar o peso optou-se utilizar hastes de tubos de fibra de carbono na construção dos braços e o material FR4¹ para o suporte central. A Figura 2.12 mostra a estrutura montada, com os braços unidos ao suporte central.

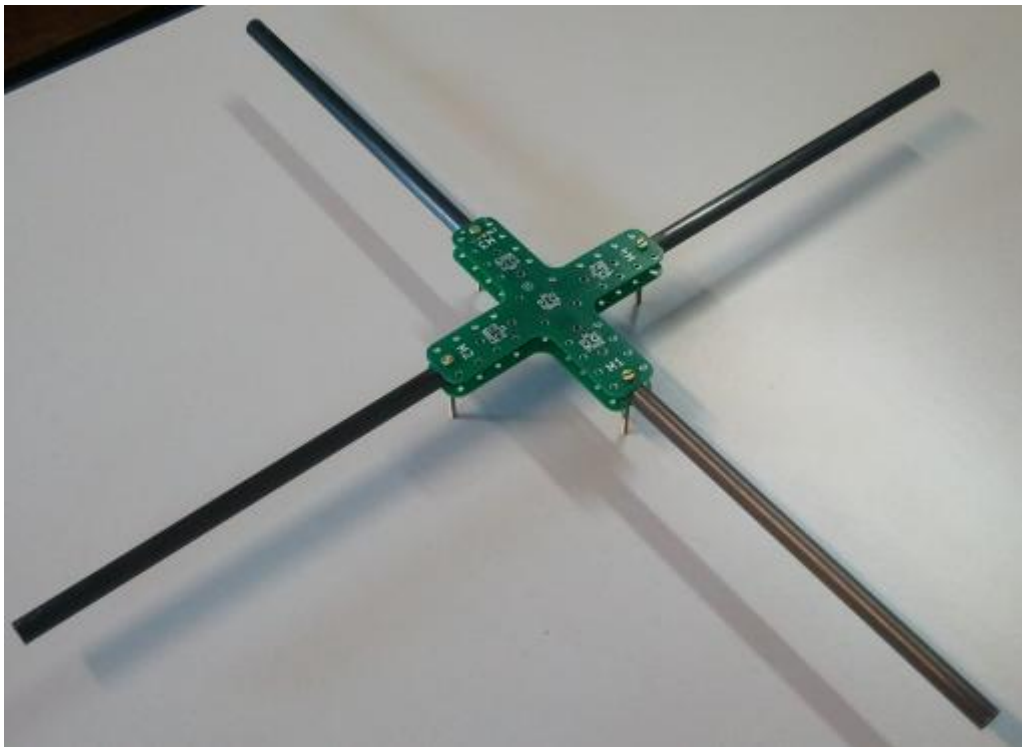


Figura 2.12 – Estrutura física construída para o protótipo.

A princípio seriam utilizadas hastes de alumínio de 10 mm de diâmetro, com densidade de $0,97 \text{ g/cm}^3$. Posteriormente foram adquiridas hastes de fibra de carbono de 10 mm de diâmetro com densidade de $0,41 \text{ g/cm}^3$. As hastes de carbono demonstraram uma alta rigidez, mais do que suficiente para o projeto, além de um menor peso final, o que levou à opção por elas na construção dos braços. O Suporte central foi construído com o material FR4 devido ao

¹ Fibra de vidro impregnada com epóxi em multicamadas, material utilizada para fabricação de placas de circuito impresso.

fácil acesso e resistência mecânica, além da possibilidade de construí-lo no formato desejado. Assim optou-se construí-lo em formato de cruz, ou invés de retangular ou circular, para minimizar seu peso, tendo sido também adicionados diversos furos para fixação dos braços com parafusos. A Tabela 2.4 demonstra as principais características das partes presentes na estrutura física.

Tabela 2.4 – Características das partes que compõem a estrutura física.

Partes	Característica	Dimensões
Cada haste de carbono	Diâmetro	10 mm
	Comprimento	24 cm
	Peso	~10 g
Suporte central	Comprimento e largura	12 cm
	Espessura	3 mm
	Peso	17 g

2.4.3 Motores e Controladores de Velocidade (ESC)

Os motores são os elementos responsáveis por fornecer a velocidade de rotação para as hélices. Como o objetivo do projeto é ter um custo reduzido além de dimensões e pesos menores, descartaram-se motores a combustão. Estes motores são caros, pesados e possuem tempo de resposta lento comparado a motores elétricos DC. Entre os motores DC existem dois modelos principais, os com escovas (*brushed*) e os sem escovas (*brushless*). Os motores *brushless* são mais caros, mas possuem vantagens como, melhor velocidade versus torque, alta resposta dinâmica, maior eficiência energética, maior durabilidade e ampla gama de possibilidades em tamanhos e configurações de potência e rotação [22]. Os motores com escova são mais baratos e possui um sistema de controle simplificado, mas tem uma menor durabilidade e seus sistemas de escovas necessitam de manutenção constante. Devido as grandes vantagens do motor sem escovas, optou-se por esse modelo para o protótipo desse trabalho.

Outro fator levado em consideração foi a capacidade do motor fornecer o torque e velocidade necessários para as hélices sem a necessidade de caixas de redução, que poderiam aumentar o peso final do protótipo. Por isso decidiu-se utilizar motores do tipo “*Outrunners*” que são especialmente desenhados para ter um alto torque sem a necessidade de caixas de

redução [23]. Com esses fatores levados em consideração escolheu-se o motor de modelo “BMA2826-13 *Brushless Outrunner Motor*” (Figura 2.13), a Tabela 2.5 demonstra algumas características técnicas do motor escolhido.

Tabela 2.5 – Características técnicas do motor escolhido.

Rotação	1000 RPM/Volt
Eficiência máxima	80%
Corrente típica	4 – 10 A
Corrente sem carga	0,5 A
Empuxo	200 – 600 gramas
Peso	47 gramas

Os motores *brushless* possuem um sistema de controle complexo, por isso eles necessitam de um módulo de controle externo, denominado de controle de velocidade eletrônico (ESC). Este módulo recebe a energia da bateria e a direciona de maneira correta para o motor de acordo com um sinal de controle PWM. O sinal PWM que será usado no módulo consiste em uma onda quadrada com frequência de 50 Hz, com esta frequência o período da onda será de 20 milissegundos. A variação da potência ocorre ao variar a largura do nível alto da onda (*duty cycle*). Por exemplo, caso a largura do pulso em nível alto seja de 80%, em relação ao ciclo completo, a potência transferida para o motor será de aproximadamente 80% também. Mas a maioria dos ESCs utilizam uma parte somente do *duty cycle*, geralmente a variação ocorre entre 5% a 10%, ou seja, quando o *duty cycle* esta em 5% o motor terá potência de 0% e proporcionalmente quando o *duty cycle* estiver em 10% o motor terá potência de 100%. Neste projeto este módulo receberá o sinal de controle da unidade de processamento. O modelo escolhido (Figura 2.14) para o protótipo foi o “RC *Timer*”, que possui uma capacidade de fornecimento de corrente de 15 A e pesa 10 gramas.



Figura 2.13 – Motor escolhido.



Figura 2.14 – ESC escolhido.

Na seção 3.2.3 é demonstrado como foi feita a modelagem matemática do conjunto motor e hélice em relação ao sinal PWM de controle fornecido ao módulo ESC.

2.4.4 Hélices

As hélices são os elementos responsáveis por fornecer o empuxo necessário para sustentar e controlar a aeronave no ar. Neste trabalho pesquisaram-se três modelos de hélices diferentes (Figura 2.15), na Tabela 2.6 são mostradas as características principais das hélices e na Figura 2.15 é demonstrada uma imagem das três hélices.

Tabela 2.6 – Principais características das hélices selecionadas.

Característica	Modelo		
	EPP-0845	GWS-0947	EPP-1045
Diâmetro	20,32 cm (8")	22,86 cm (9")	25,4 cm (10")
Rosca	4,5"	4,7"	4,5"
Peso	5,62 gramas	15,63 gramas	8,21 gramas



Figura 2.15 – Imagem das hélices, de baixo para cima respectivamente, EPP-0845, GWS-0947 e EPP-1045.

Na seção 3.2.1 é demonstrado o estudo completo das três hélices, indicando qual possuiu uma maior eficiência energética.

2.4.5 Unidade de processamento

A unidade de processamento é responsável pelo controle geral de aeronave. Ela realizará a leitura e processamento dos dados dos sensores, a execução dos algoritmos de controle e o acionamento dos motores. Além disso, na fase de testes do VANT, realiza a comunicação com o PC para aquisição dos dados. Foram pesquisados diversos modelos de unidades de processamento, entre elas, microcomputadores e microcontroladores. Os microcomputadores possuem desempenhos maiores frente aos microcontroladores, mas eles foram descartados devido aos seus altos custos e complexidades, que exigem sistemas operacionais dedicados para poder operá-los, além de suas dimensões físicas e consumo de potência que são muito maiores. Dentre os microcontroladores pesquisados o modelo que apresentou a melhor relação custo benefício foi o NXP LPC1768 fabricado pela Philips [24]. Este modelo possui como unidade de processamento (*Core*) um ARM Cortex-M3 com capacidade de processamento de até 120 DMIPS (Milhões de Instruções Por Segundo *Dhrystone*²) [25]. Com essa capacidade de processamento abriu-se uma grande margem para a execução de algoritmos de controle que exigem alta capacidade de processamento. As demais características desse microcontrolador são apresentadas na Tabela 2.7.

Tabela 2.7 – Principais características do microcontrolador NXP LPC1768.

Arquitetura	32 bits
Memoria Flash	512 Kb
Memoria SRAM	64 Kb
Canais A/D	8 (12 bits)
Saídas PWM	6
Comunicação SPI / I²C / UART / USB	3 / 3 / 4 / 1

Para esse microcontrolador optou-se utilizar uma ferramenta de prototipagem rápida denominada “*mbed*” (Figura 2.16) [26], que consiste em um módulo que agrega o microcontrolador e todos os componentes periféricos necessários para seu funcionamento, tornando seu uso fácil e intuitivo. Com este módulo também é possível programar o microcontrolador através da porta USB, utilizando-se de um ambiente de programação e compilador web e as linguagens C/C++. Além disso, apresenta como vantagem adicional uma

² Dhrystone é um programa de análise de desempenho para microprocessadores.

vasta biblioteca de classe e funções já desenvolvida e disponibilizada aos usuários através do *website* do fabricante [26].



Figura 2.16 – Ferramenta de prototipagem rápida “*mbed*”.

2.4.6 Sensores

Os sensores são os principais elementos para o sistema de controle. Eles são responsáveis por prover informações sobre os estados da aeronave, como posição, altitude e atitude. Para este trabalho decidiu-se utilizar sensores pequenos e baratos, por isso escolheu-se sensores que empregam a tecnologia MEMS (Sistemas Micro-Eleto-Mecânicos). Porém com sensores de baixo custo a qualidade dos dados fornecidos podem ser prejudicadas, entretanto esse fator foi levado em consideração e foram estudadas alternativas para um melhoramento dos dados fornecidos pelos sensores, especificamente dos inerciais. A listagem a seguir descreve os sensores utilizados no protótipo:

- **Acelerômetro:** Com o acelerômetro é possível a captação da aceleração da gravidade e utilizando o vetor de gravidade pode-se calcular a orientação dele referente ao centro da terra. O modelo escolhido foi o ADXL345 fabricado pela *Analog Devices* [27]. Este modelo é capaz de medir a aceleração linear nos três eixos cartesianos, além de ter uma interface de comunicação digital (SPI ou I²C), quatro escalas de medidas (2g, 4g, 8g ou 16g) e resolução de até 13 bits.
- **Giroscópio:** Com o giroscópio é possível a captação da velocidade angular. O modelo escolhido foi o L3G4200D fabricado pela *ST* [28]. Este modelo é capaz de medir a velocidade angular nos três eixos cartesianos, além de possuir uma interface de comunicação digital (SPI ou I²C), três escalas de medidas (250, 500 ou 2000 graus por segundo) e resolução de 16 bits.

- **GPS:** Com o GPS é possível a captação da posição linear. O modelo escolhido foi o LS20031 fabricado pela *LOCOSYS* [29]. Este modelo possui como características precisão de até 3 metros, taxa de amostragem de 10 Hz e possui interface serial de comunicação.
- **Sonar:** Com o sonar é possível a captação da altitude. O modelo escolhido foi o LV-MaxSonar-EZ1 fabricado pela *MaxBotix* [30]. Este modelo é capaz de medir distancias de 0,15 a 6,45 metros, possui interface serial de comunicação e resolução de 8 bits.

Com estes sensores listados é possível construir uma unidade de medidas inerciais (IMU), que tem como objetivo fornecer os valores das acelerações lineares e angulares do protótipo.

2.4.7 Bateria

A bateria é responsável por fornecer energia elétrica para todo o protótipo. Atualmente as baterias de LiPo (*Lithium-ion Polymer*) são as que provem a maior capacidade de carga e o menor peso, devido a esse fator esse modelo foi escolhido. A bateria adquirida para o projeto tem tensão nominal de 11,1 Volts e pode suportar até 30 A de fornecimento de corrente elétrica no modo contínuo. Sua capacidade de carga é de 2800 mAh (mili-amper por hora) e seu peso é de 200 gramas.

2.4.8 Montagem final

Nesta seção é demonstrado como todos os elementos anteriormente descritos foram montados tanto fisicamente como logicamente. Na parte eletrônica foi projetada e confeccionada uma placa de circuito impresso (PCB) para ligar fisicamente o microcontrolador (*mbed*) aos sensores, esta montagem pode ser vista na Figura 2.17.

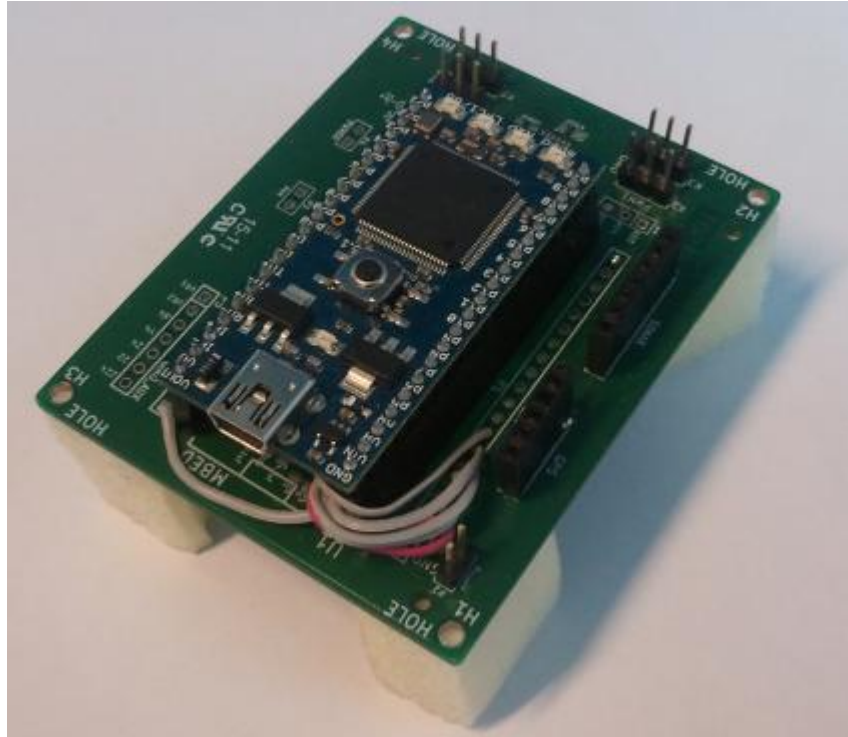


Figura 2.17 – Placa de circuito impresso do microcontrolador e sensores.

O diagrama em blocos da Figura 2.18 demonstra como foram feitas as ligações lógicas de comunicação entre o microcontrolador e os sensores. No diagrama nota-se que o acelerômetro e giroscópio utilizaram o mesmo barramento SPI, pois nesse tipo de comunicação é possível utilizar um dispositivo mestre, no caso o microcontrolador e vários dispositivos escravos, no caso os sensores. O módulo GPS e o sonar foram ligados cada um por uma porta serial RS-232. O microcontrolador também forneceu os quatro sinais PWM para os ESC dos motores, cada sinal destinado a um motor individualmente. Por fim nota-se uma outra porta serial RS-232 ligada a um computador externo, esta ligação foi feita para a aquisição dos dados da aeronave.

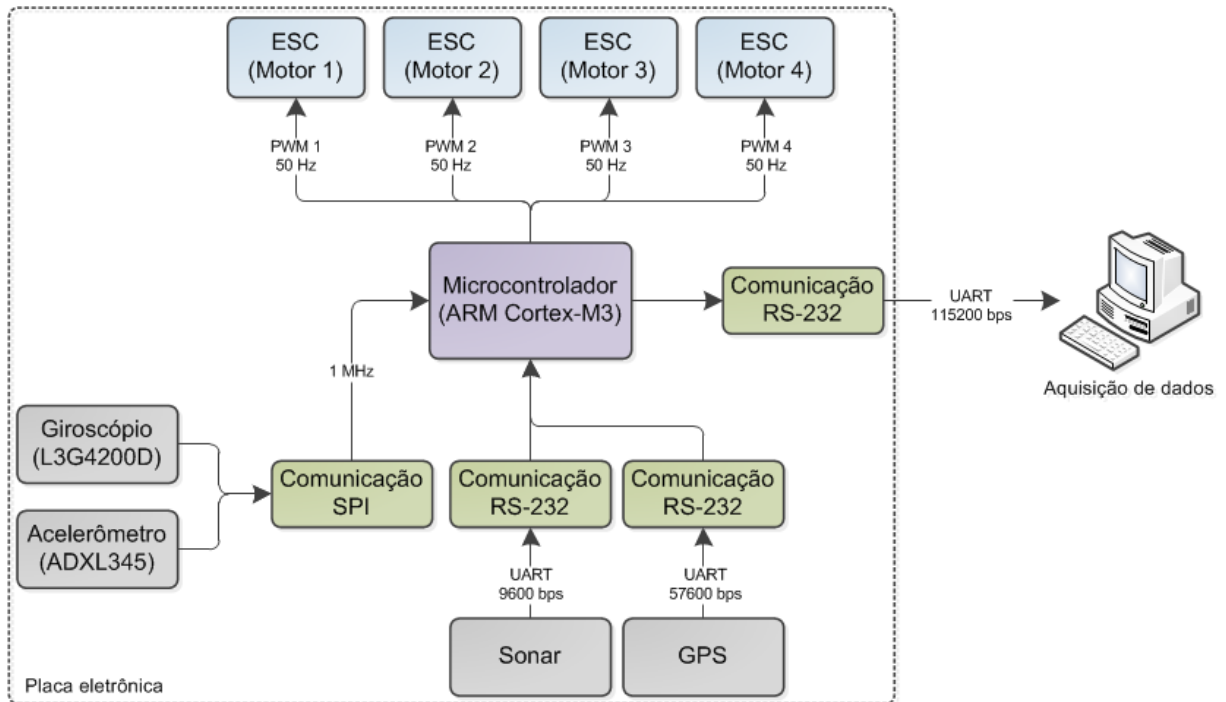


Figura 2.18 – Diagrama em blocos das ligações lógicas do microcontrolador e sensores.

O diagrama em blocos da Figura 2.19 ilustra como foram feitas as ligações elétricas dos diversos componentes. A bateria fornece uma tensão geral de 11,1 Volts para os ESC dos motores, estes módulos possuem reguladores de tensão internos que fornecem 5 Volts. Com esta tensão de 5 Volts é alimentado o *mbed* que por sua vez também possui um regulador para 3,3 Volts, tensão final utilizada na alimentação do microcontrolador e sensores.

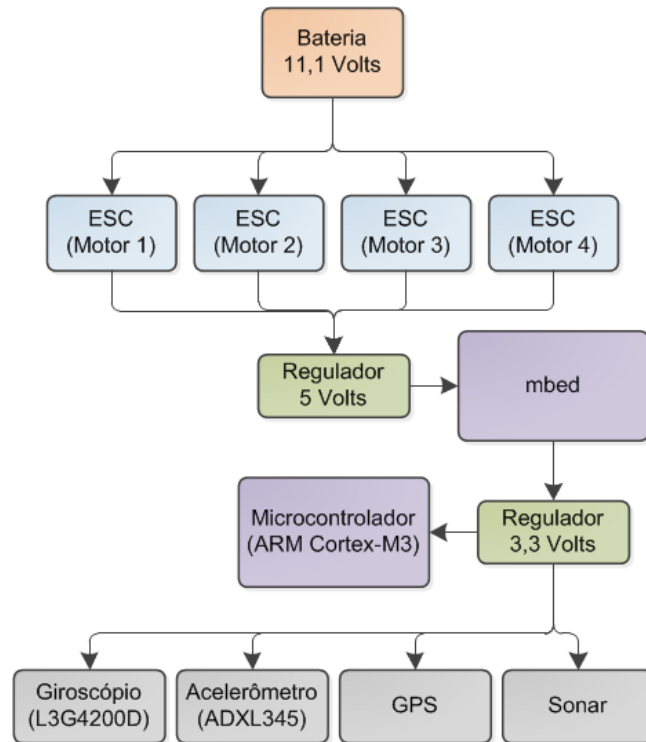


Figura 2.19 – Diagrama em blocos das ligações elétricas dos componentes.

A Tabela 2.8 apresenta o consumo de corrente e potência associado a cada um dos elementos do protótipo.

Tabela 2.8 – Consumo de corrente e potência dos elementos do protótipo.

Elemento	Corrente (A)	Potência (W)
Motor	10	110
ESC	0,03	0,33
mbed	0,1	0,33
Sensores	0,05	0,17

Para a montagem física utilizou-se a estrutura física descrita na seção 2.4.2. A Figura 2.20 mostra uma imagem conceitual da disposição dos componentes na estrutura física.

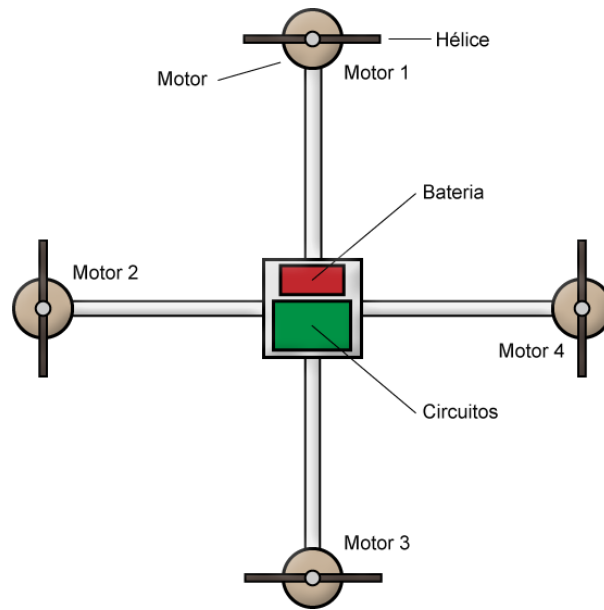


Figura 2.20 – Imagem conceitual da disposição dos componentes na estrutura física.

A Figura 2.21 mostra como ficou a montagem final do protótipo.



Figura 2.21 – Foto da montagem final do protótipo.

2.4.9 Estimativas de custos

Como uma das propostas do projeto é seu custo relativamente baixo realizou-se uma estimativa de custos considerando apenas custos matérias. A Tabela 2.9 relaciona os componentes utilizados com seus custos estimados em dólares.

Tabela 2.9 – Relação entre componentes e custos.

Componentes	Custos estimados (\$)
1 metro de tudo de carbono	\$30
4 conjuntos motor e ESC	\$100
4 hélices EPP1045	\$10
1 mbed	\$60
1 acelerômetro	\$30
1 giroscópio	\$50
1 módulo GPS	\$60
1 módulo sonar	\$25
1 câmera digital HD	\$30
1 bateria Li-Po 2800 mAh	\$25
3 placas de FR4	\$30
Componentes diversos (parafusos, resistores, capacitores, soquetes, etc.)	\$5
Total:	\$455

O custo material total do projeto foi estimado de \$455 sem considerar impostos de importação dos componentes importados. Como parâmetro comparativo um helimodelo de mesmo porte pode custar de \$250 a \$600 [31], mas deve-se levar em consideração que esses modelos não são adaptados para aquisição de imagens e não podem realizar voos autônomos.

2.5 Plataforma de aquisição de dados

Neste trabalho foi desenvolvida uma plataforma de aquisição de dados para os motores. Com esta plataforma foi possível a obtenção de dados importantes dos motores que posteriormente foram utilizados para a obtenção dos seus modelos matemáticos. Esta plataforma também serviu para realizar o balanceamento das hélices. Basicamente esta

plataforma consiste em três sensores sendo eles, um sensor de efeito *hall*, um sensor óptico e um sensor *strain guage*. A Figura 2.22 mostra uma foto de como ficou essa plataforma montada. Cada sensor e suas utilizações serão descritas a seguir.

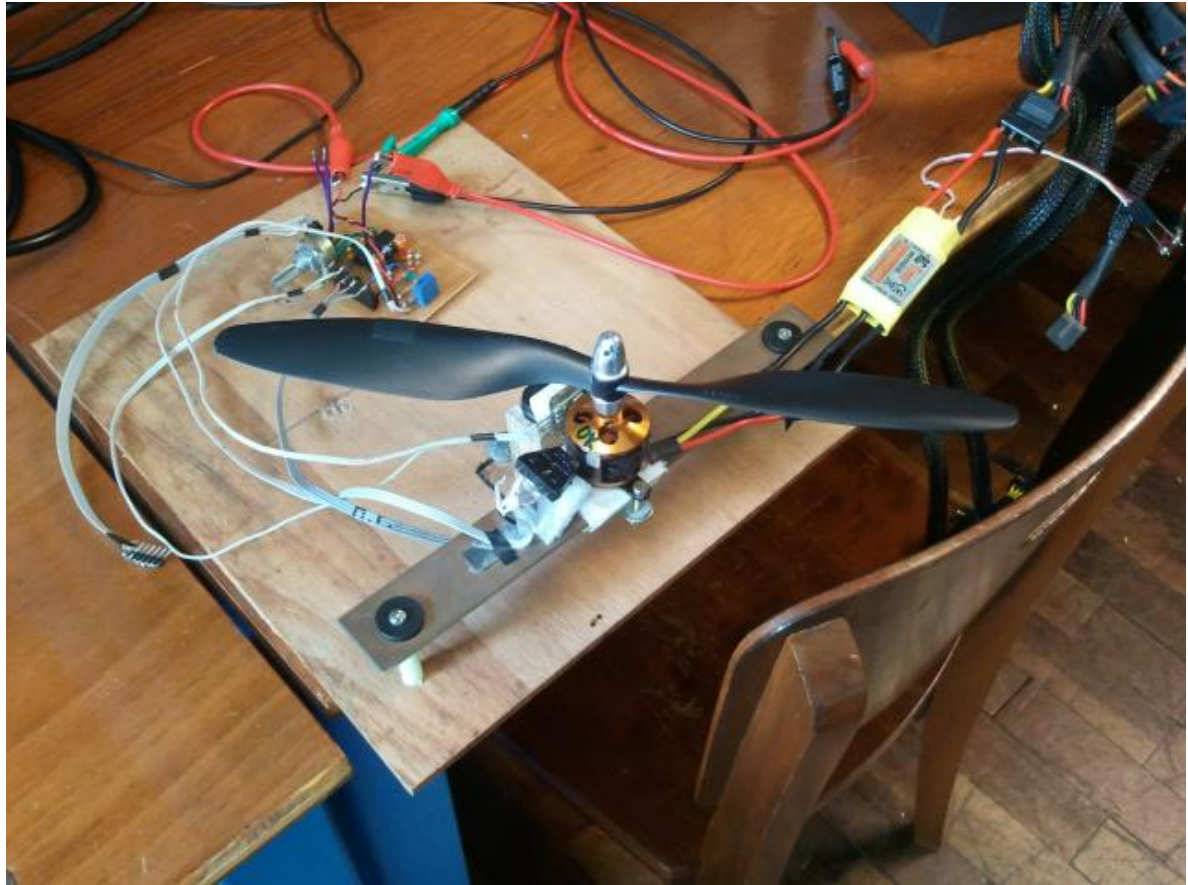


Figura 2.22 – Foto da plataforma de aquisição de dados.

2.5.1 Aquisição da rotação utilizando o sensor de efeito hall

O sensor de efeito *hall* consegue captar o campo magnético e transformá-lo em uma tensão proporcional à sua intensidade. Como o motor *brushless* possui ímãs em seu rotor (carcaça), foi possível captar além da rotação do motor, a distância entre o rotor e o sensor, através da modulação em amplitude do sinal de tensão proporcional ao campo magnético. A Figura 2.23 ilustra como foi feito esse processo de captação.

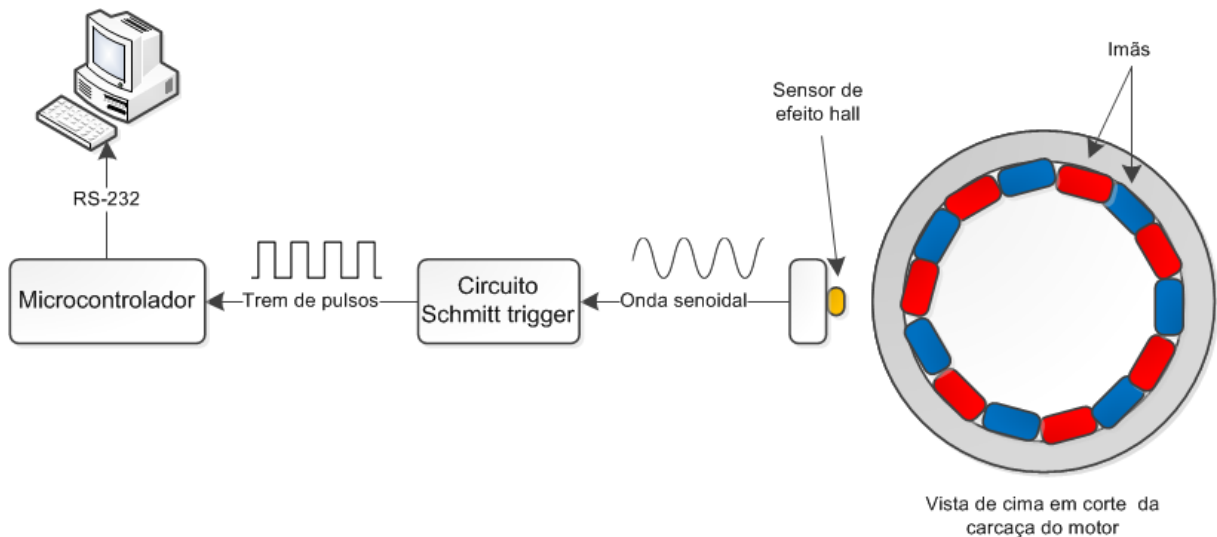


Figura 2.23 – Diagrama da aquisição da rotação utilizando o sensor de efeito *hall*.

O rotor do motor é composto por 14 ímãs igualmente espaçados com polaridades invertidas dispostos de modo intercalado. O sensor foi posicionado a cerca de 1 mm de distância da carcaça do motor. Quando o motor gira ocorrem variações no campo magnético que são captadas pelo sensor em forma de uma onda senoidal. Este sinal passa por um circuito *schmitt trigger* que converte a onda senoidal em um trem de pulsos TTL de acordo com o período da senoide. Por sua vez esse trem de pulsos é lido pelo microcontrolador que utilizando a equação (2.1) obtém a rotação do motor, onde Ω é a rotação angular [$rad s^{-1}$] e T o período do pulso [s]. Por fim este valor de rotação é armazenado por um computador, esta aquisição é realizada a cada 5 milissegundos.

$$\Omega = \frac{2\pi}{T} \quad (2.1)$$

2.5.2 Aquisição da rotação utilizando o sensor óptico

Como alternativa para aquisição da rotação dos motores foi utilizado o sensor óptico. Este sensor é composto por um LED infravermelho e um fototransistor, que foram dispostos próximos a carcaça do motor, conforme ilustrado na Figura 2.24. Na carcaça do motor foi colocada uma pequena fita refletora, de modo que a cada rotação a fita reflete a luz do LED que é captada pelo fototransistor, que alterna seu estado de corte para saturado, gerando assim um pulso elétrico. Em seguida esse trem de pulsos é lido pelo microcontrolador que utilizando

a mesma equação (2.1) obtém a rotação do motor. Por fim este valor de rotação é armazenado por um computador, esta aquisição é realizada a cada 5 milissegundos.

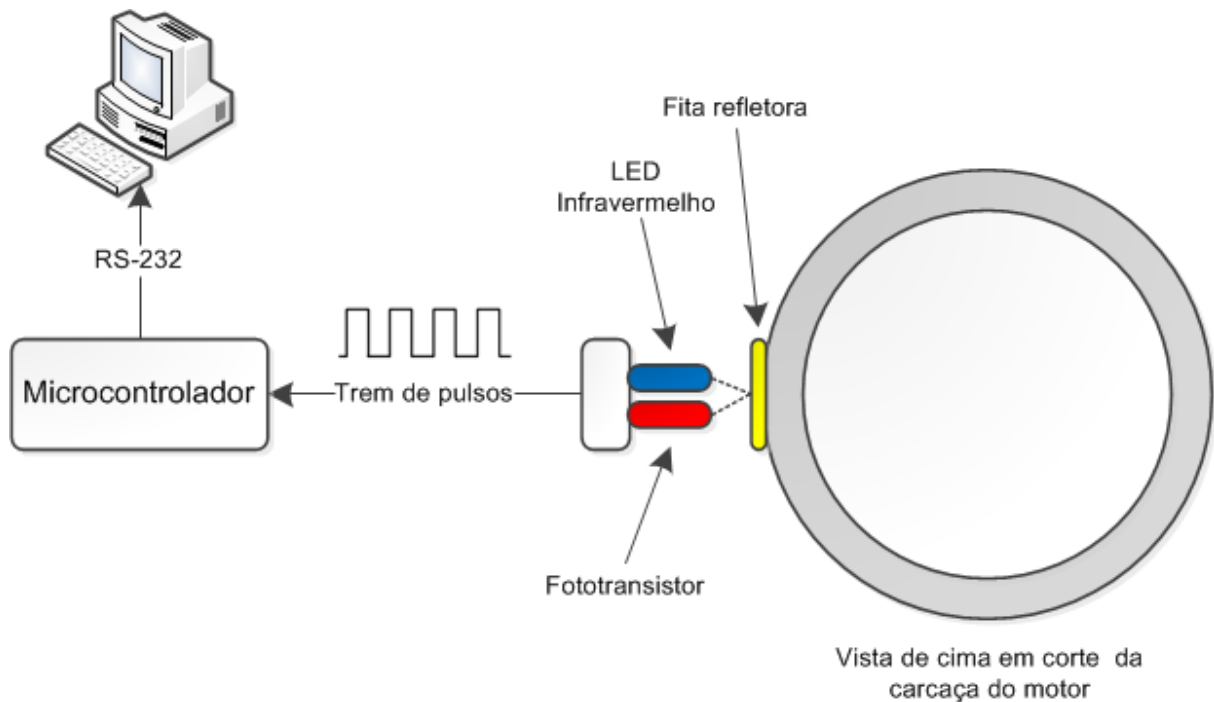


Figura 2.24 – Diagrama da aquisição da rotação utilizando o sensor óptico.

2.5.3 Aquisição do empuxo utilizando o sensor strain gauge

Para a aquisição do empuxo foi utilizado um sensor *strain gauge*, também conhecido como extensômetro. Este sensor é capaz de converter uma deformação mecânica em uma variação de resistência elétrica, possibilitando a medida da deformação de um material. Seu princípio de funcionamento reside no fato de que um condutor metálico sofre variação na sua resistência elétrica em função do seu comprimento e área de seção transversal. Dessa forma sua resistência elétrica é alterada, sendo proporcional à fração de mudança no comprimento do material. Desse modo dois desses sensores foram colados no centro de cada face de uma lâmina de fenolite, conforme ilustrado na Figura 2.25. Essa lâmina foi fixada por suportes nas suas extremidades de modo a converter uma força de tração em uma flexão. O motor foi então fixado no centro da lâmina, e conforme as hélices giram um empuxo vertical é gerado deformando a lâmina e conseqüentemente os extensômetros.

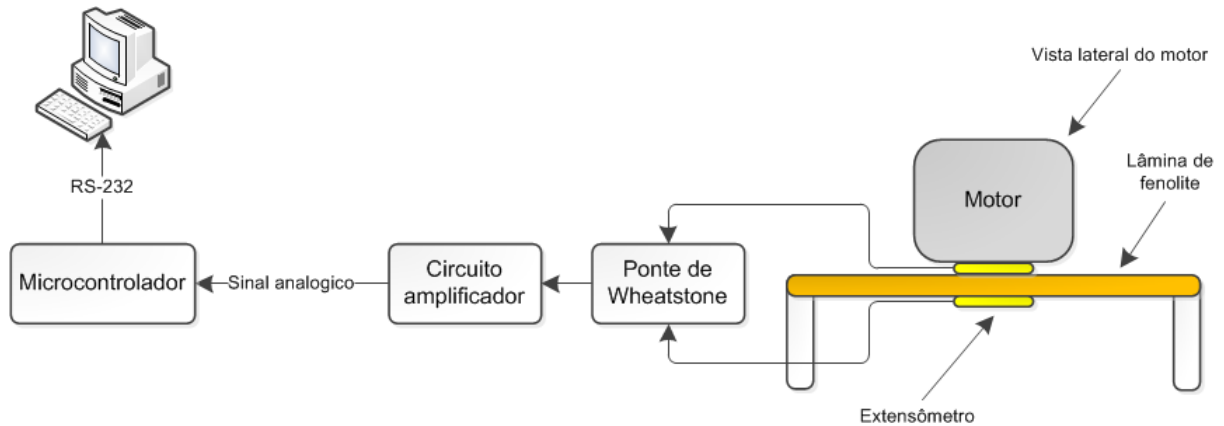


Figura 2.25 – Diagrama da aquisição do empuxo utilizando extensômetros.

Cada um dos extensômetros foi ligado a outros dois resistores fixos formando uma ponte de Wheatstone, cuja saída foi amplificada por um amplificador de instrumentação com ganho de aproximadamente 10^3 . Assim obteve-se uma saída de tensão proporcional à deformação da lâmina, que por sua vez é proporcional ao empuxo criado pela hélice do motor em rotação. Em seguida este sinal é lido pelo microcontrolador que utilizando a equação (2.2) obtém o empuxo gerado pelo motor, onde Th é o empuxo [N], An o valor analógico lido, Cc uma constante de calibração e g a aceleração da gravidade. Por fim este valor de rotação é armazenado por um computador, esta aquisição é realizada a cada 5 milissegundos.

$$Th = \frac{An}{3,33} \cdot Cc \cdot g \quad (2.2)$$

O valor da constante de calibração (Cc) foi obtido utilizando objetos com pesos conhecidos para deformar a lâmina de fibra de vidro. Deste modo fazendo-se uma relação entre o valor medido da deformação e o peso dos objetos foi possível calcular esta constante, este processo de calibragem está melhor descrito no capítulo Anexo A.

2.5.4 Balanceamento das hélices

O balanceamento das hélices foi feito com o auxílio dos sensores de efeito *hall* e óptico descritos anteriormente. O desbalanceamento das hélices faz com que os motores girem de maneira excêntrica em torno de seus eixos, devido ao fato que uma das pás da hélice contém mais massa que a outra. Como a intensidade do campo magnético captada pelo sensor de efeito *hall* é proporcional à distância dos ímãs do motor, é possível mensurar em que momento o motor estará mais afastado do sensor. Esta medida é feita analisando-se com o

auxílio de um osciloscópio a modulação em amplitude sofrida pelo sinal senoidal captado pelo sensor, indicando qual lado está mais próximo ou afastado do sensor. O sensor óptico é utilizado como auxiliar nessa medida, fornecendo um pulso sincronizado com a passagem de uma das pás da hélice. Assim sobrepondo-se os dois sinais dos sensores é possível saber qual pá da hélice necessita de mais massa para ficar balanceada.

Não foi determinada a relação entre a amplitude do sinal do sensor de efeito *hall* e a quantidade de massa que deve ser adicionada nas pás das hélices. Assim esse balanceamento foi realizado de modo empírico. Para adicionar a massa na pá da hélice, foram utilizados pequenos pedaços de fita adesiva colados a uma distância de aproximadamente 12 mm do centro da hélice.

O balanceamento das hélices resultou numa redução significativa das vibrações na estrutura do quadrirrotor. Estes resultados são apresentados em detalhe na seção 5.2.

3. MODELAGEM, IDENTIFICAÇÃO E CONTROLE

Neste capítulo será descrito a modelagem matemática do quadrrrotor, etapa essencial para o entendimento das dinâmicas envolvidas que descrevem o comportamento da aeronave de acordo com as entradas fornecidas. Com este modelo será possível prever os estados de atitude e altitude em relação à velocidade angular de cada hélice. O capítulo também descreve como os principais parâmetros do quadrrrotor foram identificados e modelados. E por último é descrito como foi implementado o sistema de controle responsável por controlar os estados descritos na modelagem matemática.

3.1 Modelagem matemática

Para a construção do sistema de controle é importante a obtenção de um modelo matemático que representa as dinâmicas do sistema em estudo [32], com este modelo é possível, através de simulações computacionais, projetar controladores com maior robustez.

A modelagem do quadrrrotor foi realizada utilizando o formalismo de *Newton-Euler* para um corpo genérico de seis graus de liberdade, adaptado de [15]. Foram considerados os principais efeitos atuantes sobre um helicóptero do tipo quadrrrotor [33], que são: (i) efeitos aerodinâmicos, (ii) gravitacional, (iii) giroscópio, (iv) fricção e (v) torques contra inercial.

3.1.1 Sistema de coordenadas

Inicialmente foram definidos dois sistemas de coordenadas, um local e fixo denominado (L) e outro fixado no centro de massa da estrutura do quadrrrotor (Q), conforme ilustrado na Figura 3.1.

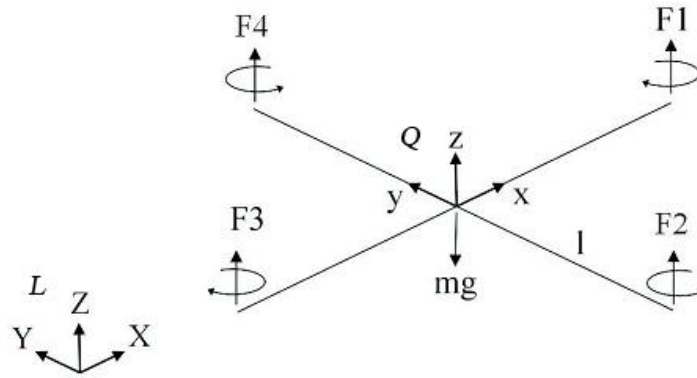


Figura 3.1 – Sistema de coordenadas definido.

As medidas lineares e angulares são obtidas com base na translação e rotação que devem ser feitas para que o sistema (Q) coincida com o (L). Considerando que o sistema (L) tem seu eixo “ Z ” apontando na direção oposta ao centro da terra, os ângulos de rolagem (ϕ), arfagem (θ) e guinada (ψ) representam a inclinação da estrutura em relação à Terra.

O sistema (L) é usado para definir a posição linear (Γ^L [m]) e a posição angular (Θ^L [rad]) do quadricóptero. O sistema (Q) define a velocidade linear (V^Q [$m s^{-1}$]), a velocidade angular (ω^Q [$rad s^{-1}$]), as forças (F^Q [N]) e os torques (τ^Q [$N m$]) do quadricóptero.

3.1.2 Modelagem cinemática

A posição linear (Γ^L) é definida por um vetor entre a origem do sistema (L) e a origem do sistema (Q), conforme descrito na equação (3.1).

$$\Gamma^L = [X \quad Y \quad Z]^T \quad (3.1)$$

A posição angular (Θ^L) é definida pela orientação angular do sistema (Q) em relação ao sistema (L). Esta orientação angular, ou atitude, é composta das três rotações possíveis em torno dos eixos entre os sistemas (Q) e (L), que são a rolagem (ϕ), arfagem (θ) e guinada (ψ). A equação (3.2) descreve o vetor da atitude.

$$\Theta^L = [\phi \quad \theta \quad \psi]^T \quad (3.2)$$

A velocidade linear (V^Q) e a velocidade angular (ω^Q) representam as respectivas velocidades do sistema (Q), os vetores da equação (3.3) e (3.4) o descrevem.

$$\mathbf{V}^Q = [u \quad v \quad w]^T \quad (3.3)$$

$$\boldsymbol{\omega}^Q = [p \quad q \quad r]^T \quad (3.4)$$

Assim, combinando os vetores descritos anteriormente é possível definir dois vetores que representam o corpo do quadricóptero no espaço. Eles são o vetor da posição generalizada (ξ) equação (3.5) e o vetor da velocidade generalizada (\mathbf{v}) equação (3.6).

$$\xi = [\Gamma^L \quad \Theta^L]^T = [X \quad Y \quad Z \quad \phi \quad \theta \quad \psi]^T \quad (3.5)$$

$$\mathbf{v} = [\mathbf{V}^Q \quad \boldsymbol{\omega}^Q]^T = [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r]^T \quad (3.6)$$

3.1.3 Matriz de rotação

A matriz de rotação (\mathbf{R}_Θ) descreve como o sistema (Q) se desloca de forma com que sua orientação angular coincida com o sistema (L). Ela é composta por três matrizes básicas de rotação que são:

Rotação em torno do eixo “X” do sistema (L), ângulo de rolagem (ϕ), descrito pela matriz $\mathbf{R}(\phi, x)$ na equação (3.7):

$$\mathbf{R}(\phi, x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

Rotação em torno do eixo “Y” do sistema (L), ângulo de arfagem (θ), descrito pela matriz $\mathbf{R}(\theta, y)$ na equação (3.8):

$$\mathbf{R}(\theta, y) = \begin{bmatrix} c(\theta) & 0 & s(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Rotação em torno do eixo “Z” do sistema (L), ângulo de guinada (ψ), descrito pela matriz $\mathbf{R}(\psi, z)$ na equação (3.9):

$$\mathbf{R}(\psi, z) = \begin{bmatrix} c(\psi) & -s(\psi) & 0 \\ s(\psi) & c(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.9)$$

Multiplicando essas três matrizes obtém-se a matriz completa de rotação mostrada na equação (3.10).

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_\Theta &= \mathbf{R}(\phi, x) \cdot \mathbf{R}(\theta, y) \cdot \mathbf{R}(\psi, z) \\ &= \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & -s(\psi)c(\phi) + c(\psi)s(\theta)s(\phi) & s(\psi)s(\phi) + c(\psi)s(\theta)c(\phi) \\ s(\psi)c(\theta) & c(\psi)c(\phi) + s(\psi)s(\theta)s(\phi) & -c(\psi)c(\phi) + s(\psi)s(\theta)c(\phi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\phi) & c(\theta)c(\phi) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.10)$$

Nas matrizes descritas nessa seção considerou-se como sendo $c(k) = \cos(k)$ e $s(k) = \sin(k)$, estas abreviações são utilizadas em outras equações a seguir.

3.1.4 Modelagem dinâmica

As equações da dinâmica do sistema (Q) são definidas considerando-se as seguintes premissas: (i) a matriz de inércia é invariante no tempo; (ii) a estrutura é rígida e simétrica; (iii) e o centro de massa do protótipo coincide com o centro da estrutura do sistema (Q).

Tendo um corpo de seis graus de liberdade, deve-se levar em conta sua massa e a matriz de inércia, descritas na equação (3.11).

$$\begin{bmatrix} m \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{V}}^Q \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}^Q \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}^Q \cdot (m \mathbf{V}^Q) \\ \boldsymbol{\omega}^Q \cdot (\mathbf{I} \boldsymbol{\omega}^Q) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}^Q \\ \boldsymbol{\tau}^Q \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Onde m é a massa do corpo, $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ é a matriz identidade de dimensão 3, $\mathbf{0}_{3 \times 3}$ é uma matriz quadrada de dimensão 3 com zeros em todas as posições, \mathbf{I} é a matriz de inércia, $\dot{\mathbf{V}}^Q$ [$m s^{-2}$] é o vetor de aceleração linear, $\dot{\boldsymbol{\omega}}^Q$ [$rad s^{-2}$] é o vetor de aceleração angular, \mathbf{F}^Q [N] é o vetor de forças e $\boldsymbol{\tau}^Q$ [$N m$] é o vetor de torques, todos atuantes sobre o sistema (Q).

Escrevendo a equação em (3.11) em forma de matriz, obtêm-se a equação (3.12).

$$\mathbf{M}_Q \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{C}_Q(\mathbf{v})\mathbf{v} = \boldsymbol{\Lambda} \quad (3.12)$$

Onde \mathbf{M}_Q é a matriz generalizada de inércia, \mathbf{C}_Q a matriz que leva em consideração a aceleração centrípeta de *Coriolis* e $\boldsymbol{\Lambda}$ é o vetor generalizado de forças do corpo. A matriz de inercia do sistema é mostrada na equação (3.13).

$$\mathbf{M}_Q = \begin{bmatrix} m \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

É possível observar que a matriz \mathbf{M}_Q é diagonal e constante, devido à consideração de que a estrutura é rígida e simétrica. A equação (3.14) descreve a matriz da aceleração centrípeta de *Coriolis*.

$$\mathbf{C}_Q(\mathbf{v}) = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{3 \times 3} & -m \mathbf{S}(\mathbf{V}^Q) \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & -\mathbf{S}(\mathbf{I} \boldsymbol{\omega}^Q) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & m w & -m v \\ 0 & 0 & 0 & -m w & 0 & m u \\ 0 & 0 & 0 & m v & -m u & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} r & -I_{YY} q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{ZZ} r & 0 & I_{XX} p \\ 0 & 0 & 0 & I_{YY} q & -I_{YY} p & 0 \end{bmatrix} \quad (3.14)$$

Na equação (3.14) foi adotado o operador $\mathbf{S}(k)$ para uma matriz antissimétrica. Para um vetor genérico de três dimensões (\mathbf{k}), a matriz antissimétrica de $\mathbf{k}(\mathbf{S}(\mathbf{k}))$ é definida de acordo com a equação (3.15).

$$\mathbf{S}(\mathbf{k}) = -\mathbf{S}^T(\mathbf{k}) = \begin{bmatrix} 0 & -k_3 & k_1 \\ k_3 & 0 & -k_1 \\ -k_2 & k_1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{k} = \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \end{bmatrix} \quad (3.15)$$

A equação (3.16) descreve o vetor generalizado de forças do corpo.

$$\boldsymbol{\Lambda} = [\mathbf{F}^Q \quad \boldsymbol{\tau}^Q]^T = [F_x \quad F_y \quad F_z \quad \tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]^T \quad (3.16)$$

A equação (3.12) é totalmente genérica e válida para todo corpo rígido que obedeça as considerações feitas previamente. O fator que difere o quadrrrotor em estudo dos demais corpos reside no vetor de forças. O vetor de forças ($\boldsymbol{\Lambda}$) é dividido em três componentes de acordo com a natureza das forças atuantes sobre o quadrrrotor. A primeira componente se dá devido ao vetor gravitacional \mathbf{G}_Q , dado a partir da aceleração devido à gravidade $g [m s^{-2}]$ e estabelecido na equação (3.17).

$$\begin{aligned}
\mathbf{G}_Q(\xi) &= \begin{bmatrix} \mathbf{F}_G^Q \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_\theta^{-1} \mathbf{F}_G^L \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{R}_\theta^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -m g \end{bmatrix} \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} \\
&= \begin{bmatrix} m g s(\theta) \\ -m g c(\theta) s(\phi) \\ -m g c(\theta) s(\phi) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}
\end{aligned} \tag{3.17}$$

Onde \mathbf{F}_G^Q [N] é o vetor da força gravitacional do sistema (Q) e \mathbf{F}_G^L [N] o mesmo do sistema (L), $0_{3 \times 1}$ é uma matriz 3x1 com zeros em todas as posições.

A segunda componente vem dos efeitos giroscópicos produzidos pela rotação das hélices. Como duas estão girando no sentido horário e as outras duas no sentido anti-horário, existe um desequilíbrio quando a soma algébrica das velocidades das hélices não é igual a zero. Além disso, se os ângulos de rolagem e arfagem são diferentes de zero, o quadricóptero sofre torques giroscópicos. Esta dinâmica é descrita na equação (3.18).

$$\begin{aligned}
\mathbf{O}_Q(\mathbf{v}) \boldsymbol{\Omega} &= \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ -\sum_{k=1}^4 J_{TP} \left(\boldsymbol{\omega}^Q \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \right) (-1)^k \Omega_k \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ J_{TP} \begin{bmatrix} -q \\ p \\ 0 \end{bmatrix} \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega} \\
&= J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\Omega}
\end{aligned} \tag{3.18}$$

Onde $\mathbf{O}_Q(\mathbf{v})$ é a matriz giroscópica da hélice, J_{TP} [$N m s^2$] é o momento de inércia total de rotação em torno do eixo da hélice, $\boldsymbol{\Omega}$ [$rad s^{-1}$] é a soma algébrica das velocidades das hélices, dado pela equação (3.19), onde Ω_k [$rad s^{-1}$] é a velocidade angular de cada hélice e $\boldsymbol{\Omega}$ [$rad s^{-1}$] é o vetor de velocidade das hélices.

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad \boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} \tag{3.19}$$

A última componente se deve às forças e torques produzidos diretamente pelas hélices. Obtêm-se através de considerações aerodinâmicas que estas são diretamente proporcionais ao quadrado da velocidade de rotação das hélices. Assim a matriz de movimento (\mathbf{E}_Q) é multiplicada pelo vetor de velocidade das hélices ao quadrado ($\mathbf{\Omega}^2$) para obter o vetor de movimento (\mathbf{U}_Q). A equação (3.20) descreve o vetor de movimento.

$$\mathbf{U}_Q(\mathbf{\Omega}) = \mathbf{E}_Q \mathbf{\Omega}^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ b l (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ b l (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{bmatrix} \quad (3.20)$$

Onde b é o coeficiente de empuxo, d é o coeficiente de arrasto e l é a distancia entre as hélices e o centro de massa da estrutura. U_1 , U_2 , U_3 e U_4 são os vetores de movimento respectivos de altitude, rolagem, arfagem e guinada.

Sendo assim, é possível descrever a dinâmica do sistema a partir da seguinte equação matricial (3.21):

$$\mathbf{M}_Q \dot{\mathbf{v}} + \mathbf{C}_Q(\mathbf{v})\mathbf{v} = \mathbf{G}_Q(\boldsymbol{\xi}) + \mathbf{O}_Q(\mathbf{v})\mathbf{\Omega} + \mathbf{E}_Q \mathbf{\Omega}^2 \quad (3.21)$$

$$\dot{\mathbf{v}} = \mathbf{M}_Q^{-1} (-\mathbf{C}_Q(\mathbf{v})\mathbf{v} + \mathbf{G}_Q(\boldsymbol{\xi}) + \mathbf{O}_Q(\mathbf{v})\mathbf{\Omega} + \mathbf{E}_Q \mathbf{\Omega}^2) \quad (3.22)$$

Na equação (3.22) foi isolada a derivada do vetor velocidade, assim é possível representá-la como um sistema de equações (3.23):

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{u} = (v r - w q) + g s(\theta) \\ \dot{v} = (w p - u r) - g c(\theta) s(\phi) \\ \dot{w} = (u q - v p) - g c(\theta) s(\phi) + \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} q r + \frac{J_{TP}}{I_{XX}} p \Omega + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} p r + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p \Omega + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} p q + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{array} \right. \quad (3.23)$$

E a velocidade das hélices é dada a partir da equação (3.24).

$$\begin{cases} U_1 = b (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b l (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = b l (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (3.24)$$

3.2 Identificação

Além do modelo matemático do quadricóptero foi necessário identificar seus vários parâmetros para uma simulação mais próxima do protótipo real. Nesta seção será descrito como os principais parâmetros foram identificados.

3.2.1 Parâmetros das hélices

Neste trabalho foram analisadas três hélices de diferentes tamanhos, conforme descrito na seção 2.4.4. O principal parâmetro que definiu a escolha da hélice foi a sua eficiência energética, que relaciona o empuxo gerado e a potência elétrica consumida pelo motor. Uma maior eficiência energética possibilitará uma maior autonomia de voo para o VANT. Utilizando a plataforma de aquisição de dados descrita na seção 2.5 obteve-se o empuxo e a potência para diferentes velocidades de rotação dos três modelos de hélices. A Figura 3.2 mostra a curva dos dados obtidos. O valor máximo do empuxo obtido para cada hélice corresponde à máxima rotação do motor, utilizando-se o mesmo valor de largura de pulso no controlador eletrônico de velocidade (ESC).

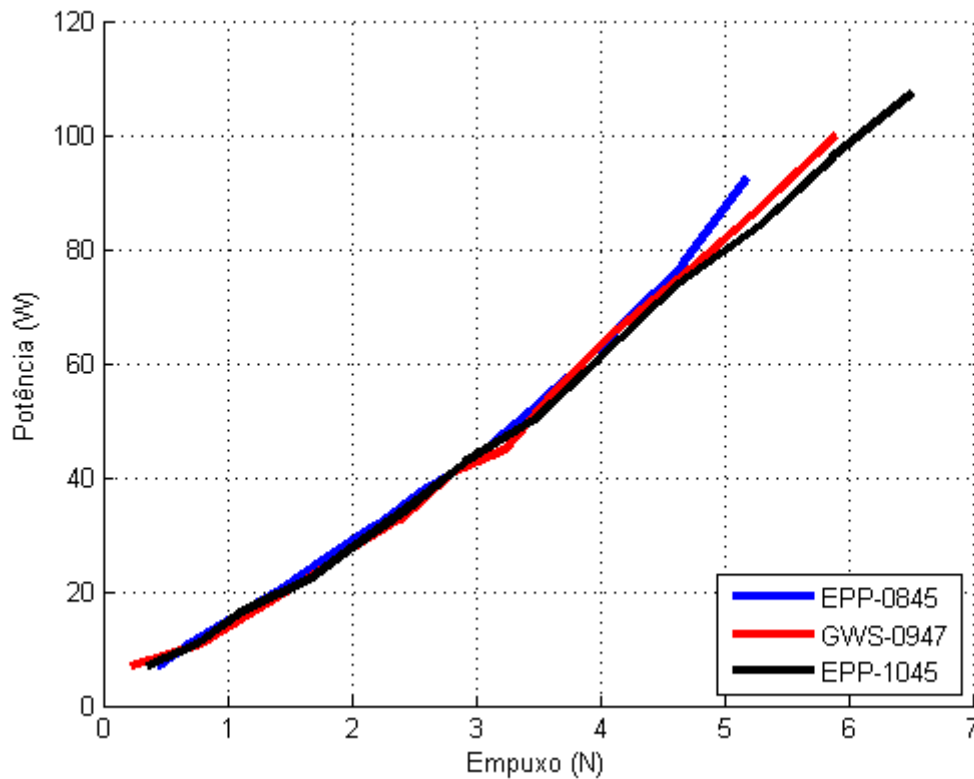


Figura 3.2 – Relação entre empuxo e potência elétrica consumida pelos motores para os três modelos de hélices.

Analisando o gráfico da Figura 3.2 observa-se que não há diferença significativa entre as três hélices até valores de empuxo da ordem de 4,5 N. Para valores de empuxo superiores, a hélice EPP-1045 demonstrou ter uma melhor relação empuxo potência, além de permitir um empuxo máximo de 6,5 N. Sendo assim este foi o modelo escolhido para o quadricóptero, e a identificação dos parâmetros a seguir foi feita utilizando esse modelo de hélice.

Os principais parâmetros de uma hélice são o coeficiente de empuxo (C_T), o coeficiente de potência (C_P) e seu diâmetro (D) [34]. O coeficiente de empuxo é definido na equação (3.25) [34].

$$C_T = \frac{T}{\rho \cdot n^2 \cdot D^4} \quad (3.25)$$

Onde T [N] é o empuxo, ρ [$kg\ m^{-3}$] a densidade do ar, n [s^{-1}] revoluções por segundo e D [m] o diâmetro da hélice. O coeficiente de potência é definido na equação (3.26) [34].

$$C_P = \frac{P}{\rho \cdot n^3 \cdot D^5} \quad (3.26)$$

Onde P [W] é a potência consumida do motor que gira a hélice. Esses dois coeficientes nem sempre são constantes, eles dependem da taxa de avanço (*advance ratio*) da hélice, definido pela equação (3.27).

$$J = \frac{v}{n \cdot D} \quad (3.27)$$

Onde v [$m \ s^{-1}$] é a velocidade da aeronave na direção do empuxo da hélice. Observando os gráficos da Figura 3.3 e Figura 3.4 que relaciona a taxa de avanço com os coeficientes de empuxo e potência para hélices típicas, é possível observar que quando a velocidade da aeronave é muito baixa a taxa de avanço é próxima de zero. Nesta condição os coeficientes podem ser aproximados como constantes [35].

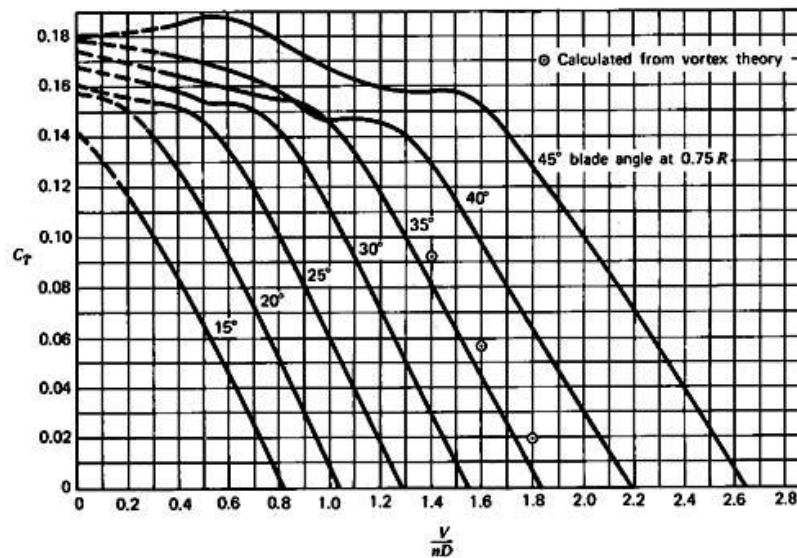


Figura 3.3 – Relação entre taxa de avanço e coeficiente de empuxo para hélices típicas, retirado de [35].

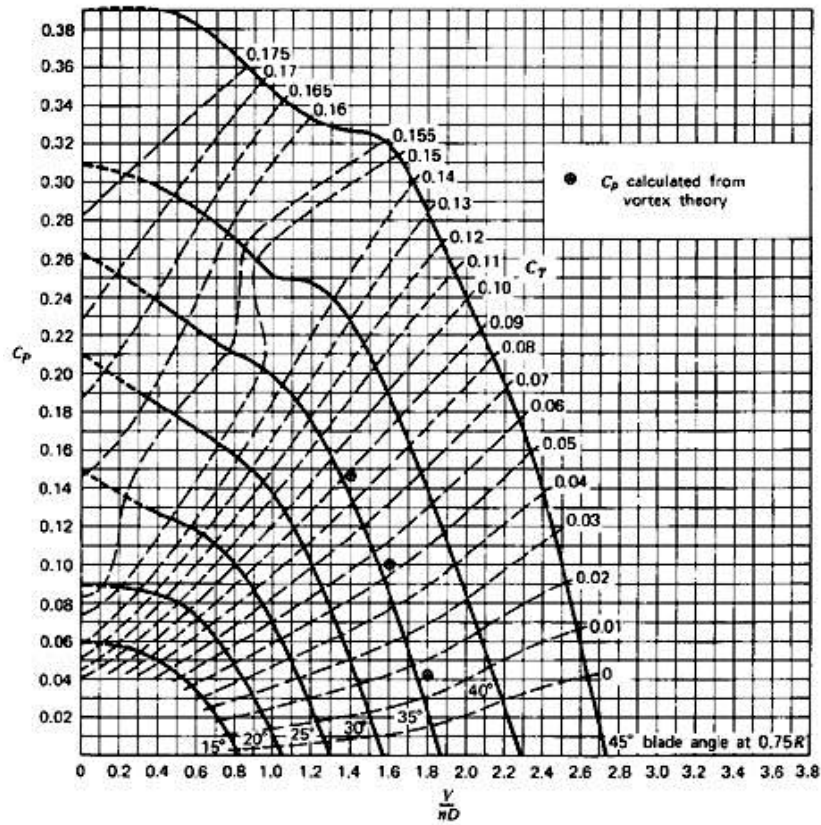


Figura 3.4 – Relação entre taxa de avanço e coeficiente de potência para hélices típicas, retirado de [35].

Ainda assim esses coeficientes são dependentes da relação velocidade de rotação da hélice e empuxo ou potência. Esta dependência é devido à não linearidade dessas relações. Os gráficos da Figura 3.5 mostram essas duas relações para a hélice utilizada.

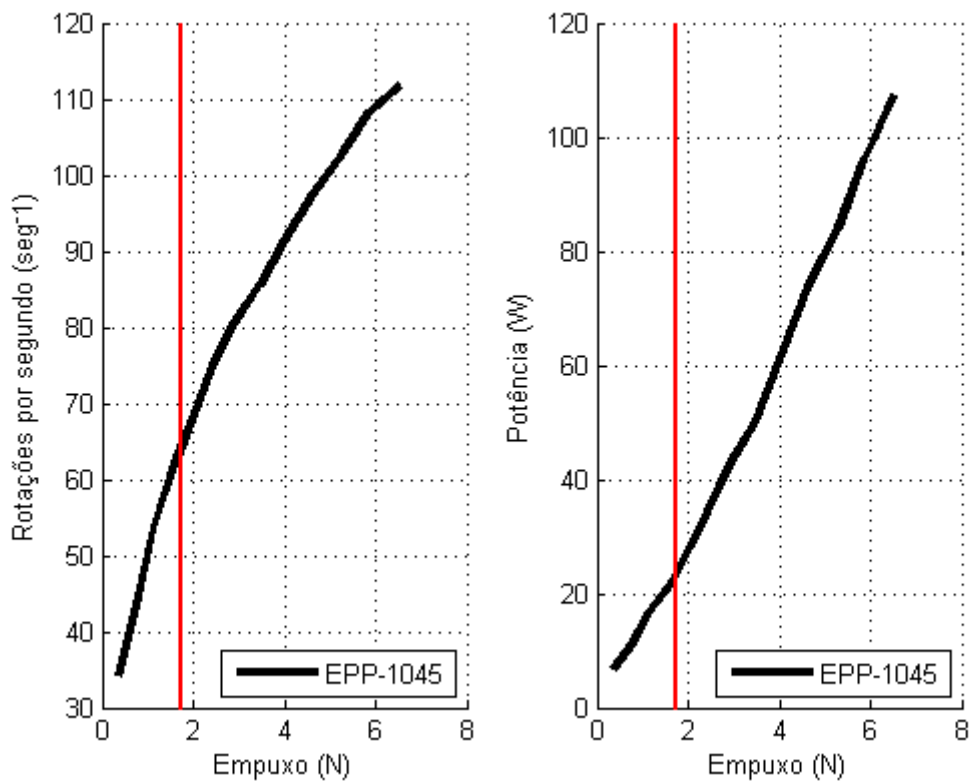


Figura 3.5 – Relação entre velocidade de rotação e empuxo e potência da hélice.

Para o cálculo dos coeficientes usou-se os dados do ponto mais próximo das condições favoráveis ao voo, ou seja, do ponto em que a aeronave é capaz de levantar voo. Levando em consideração que a massa total da aeronave é de 700 gramas (6,867 N), cada motor tem que exercer um empuxo mínimo de 175 gramas (1,72 N) para sustentar o peso da aeronave. Nos gráficos esse ponto é demarcado pelas linhas tracejadas vermelhas. Assim, com todos os parâmetros definidos, calculou-se os coeficientes de empuxo e potência, mostrados na Tabela 3.1 junto com os parâmetros definidos necessários para seus cálculos.

Tabela 3.1 – Parâmetros da hélice.

Parâmetros	Valor
Diâmetro (D)	0,254 m
Rotações por segundo (n)	65 s^{-1}
Densidade do ar (ρ)	1,225 $kg\ m^{-3}$
Empuxo (T)	1,72 N
Potência (P)	23 W

Coeficiente de empuxo (C_T)	0,0798
Coeficiente de potência (C_P)	0,0647

3.2.2 Parâmetros do conjunto ESC-Motor-Hélice

Antes do processo de identificação do modelo matemático do conjunto ESC-Motor-Hélice realizou-se testes nesse conjunto para definir parâmetros como a zona morta e o ponto de saturação. Para a realização desses testes mensurou-se a velocidade de rotação dos motores para toda a faixa aceitável de entrada, variando o *duty cycle* entre 1 e 2 milissegundos. A Figura 3.6 mostra os resultados obtidos nesse teste para todos os motores.

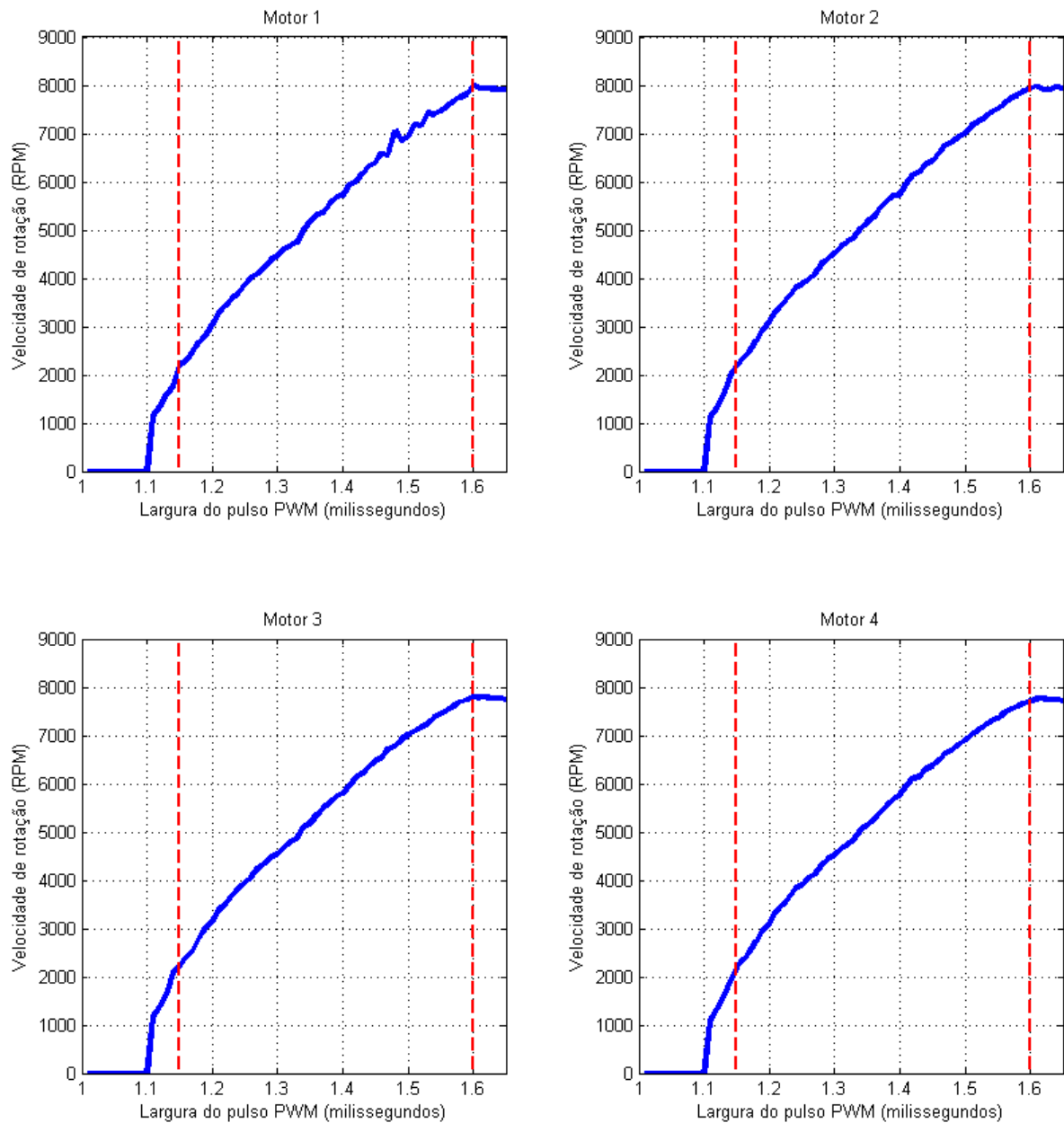


Figura 3.6 – Faixa de operação dos motores com as hélices.

Conforme demonstrado pelos gráficos percebe-se que a zona morta esta compreendida no intervalo de 1 a 1,1 milissegundos aproximadamente e o ponto de saturação dos motores a partir de 1,6 milissegundos aproximadamente. Assim optou-se por definir a faixa de operação dos motores entre os valores de 1,15 e 1,60 milissegundos, ambos demarcados pelas linhas vermelhas verticais. Desse modo os valores dessa faixa foram normalizadas entre 0 e 1 a fim de facilitar os cálculos e visualizações desses dados.

Analisando os dados da Figura 3.6 constatou-se que o sinal PWM de entrada não é linearmente proporcional a velocidade de rotação dos motores, decidiu-se então linearizar esta

relação a fim de facilitar o processo de identificação e controle dos motores. Para encontrar uma função para realizar essa aproximação linear utilizou-se as medidas da Figura 3.6 apenas na faixa de operação definida. Essas medidas estão demonstradas pelas linhas azuis nos gráficos da Figura 3.7, com os dados dessas medidas utilizou-se o algoritmo “*polyfit*” presente na ferramenta MATLAB, que basicamente encontra os coeficientes de uma função polinomial que se ajusta aos dados de interesse [36]. Assim foi possível obter as funções de ajustes para a linearização, demonstradas na Tabela 3.2.

Tabela 3.2 – Funções de ajustes para a linearização dos motores.

Motores	Funções
Motor 1	$1,4071x^4 - 2,7620x^3 + 1,9864x^2 + 0,3664x + 0,0150$
Motor 2	$1,4433x^4 - 2,8580x^3 + 2,0790x^2 + 0,3207x + 0,0111$
Motor 3	$1,5427x^4 - 2,9893x^3 + 2,1539x^2 + 0,2750x + 0,0119$
Motor 4	$1,4736x^4 - 2,8773x^3 + 2,1176x^2 + 0,2639x + 0,0131$

Nessas funções o valor de “*x*” é o valor das larguras dos pulsos PWM normalizados, optou-se utilizar funções de quarta ordem para um ajuste mais preciso. A Figura 3.7 demonstra um comparativo entre a relação largura do pulso PWM e a velocidade de rotação para cada motor, onde a linha azul é a relação sem a linearização, a linha vermelha com a linearização e a linha preta pontilhada a linearização ideal. É possível observar que com o processo de linearização as respostas dos motores ficaram mais próximas das respostas ideais.

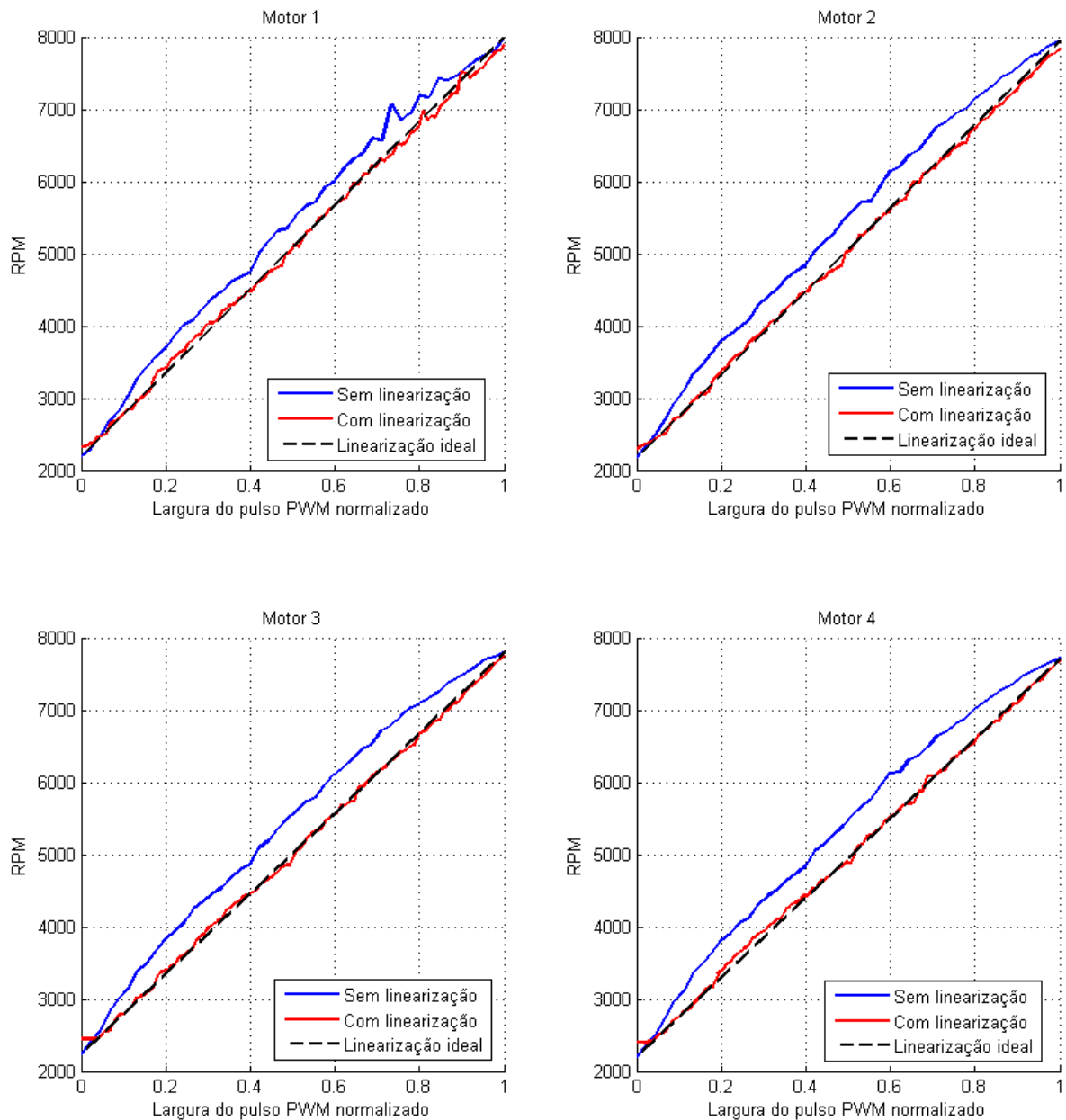


Figura 3.7 – Comparativo entre a relação largura do pulso PWM e velocidade de rotação sem e com o processo de linearização.

3.2.3 Modelo matemático do conjunto ESC-Motor-Hélice

O modelo matemático do motor é um dos parâmetros mais importantes para a simulação, pois é ele que fornecerá as principais informações para o modelo matemático das dinâmicas da aeronave. Neste trabalho optou-se usar um modelo “caixa preta” ao invés de desmembrar o motor em vários parâmetros para a busca de seu modelo. Sendo assim foi

encapsulado na mesma caixa o controlador de velocidade ESC o motor e a hélice, conforme ilustrado na Figura 3.8.

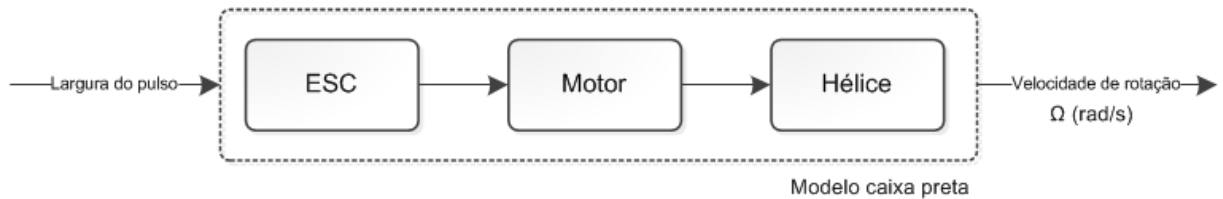


Figura 3.8 – Diagrama do modelo caixa preta da montagem ESC-motor-hélice.

Onde este modelo recebe um valor de largura do pulso (PWM) linearizado, conforme demonstrada na seção anterior, e retorna a velocidade de rotação da hélice.

Para a obtenção desse modelo utilizou-se o método de estimação ARX (*AutoRegressive with eXternal input*). O ARX consiste em um estimador de sistemas que utiliza dados de entrada e saída do sistema para a obtenção de seu modelo matemático em forma de função de transferência. No caso a entrada foi o sinal PWM de controle e a saída a velocidade de rotação da hélice.

Assim mensurou-se a velocidade de rotação de cada motor com a hélice para diferentes comprimentos da largura dos pulsos de controle do ESC. Os gráficos da Figura 3.9 mostram essas medidas.

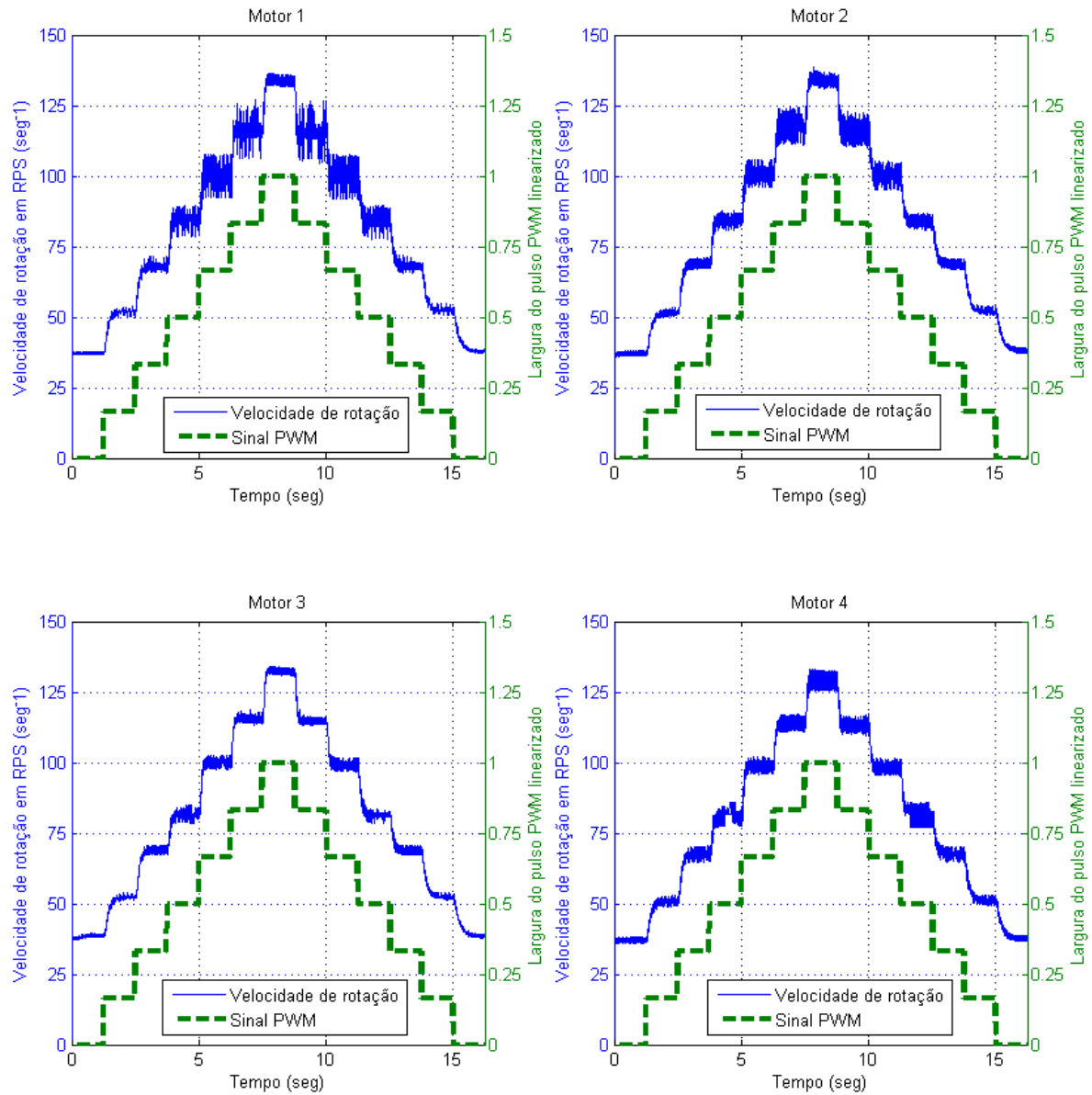


Figura 3.9 – Medidas de entrada e saída do bloco ESC-motor-hélice de cada conjunto.

Em seguida esses dados foram utilizados como parâmetros de entrada e saída no algoritmo ARX presente na ferramenta MATLAB [37]. Como resultado esse algoritmo estimou os parâmetros da função de transferência dos conjuntos ESC-motor-hélice, descritos respectivamente para cada conjunto nas equações (3.28), (3.29), (3.30) e (3.31).

$$Y_1(x) = \frac{0,0615}{z^2 - 0,3108 z - 0,6253} \quad (3.28)$$

$$Y_2(x) = \frac{0,0131}{z^2 - 1,6330 z + 0,6474} \quad (3.29)$$

$$Y_3(x) = \frac{0,02432}{z^2 - 1,2710 z + 0,2963} \quad (3.30)$$

$$Y_4(x) = \frac{0,0098}{z^2 - 1,7190z + 0,7289} \quad (3.31)$$

Os gráficos da Figura 3.10 comparam os dados reais medidos com os do modelo estimado para cada motor. Nota-se que o modelo estimado possui o comportamento dinâmico muito próximo do sistema real.

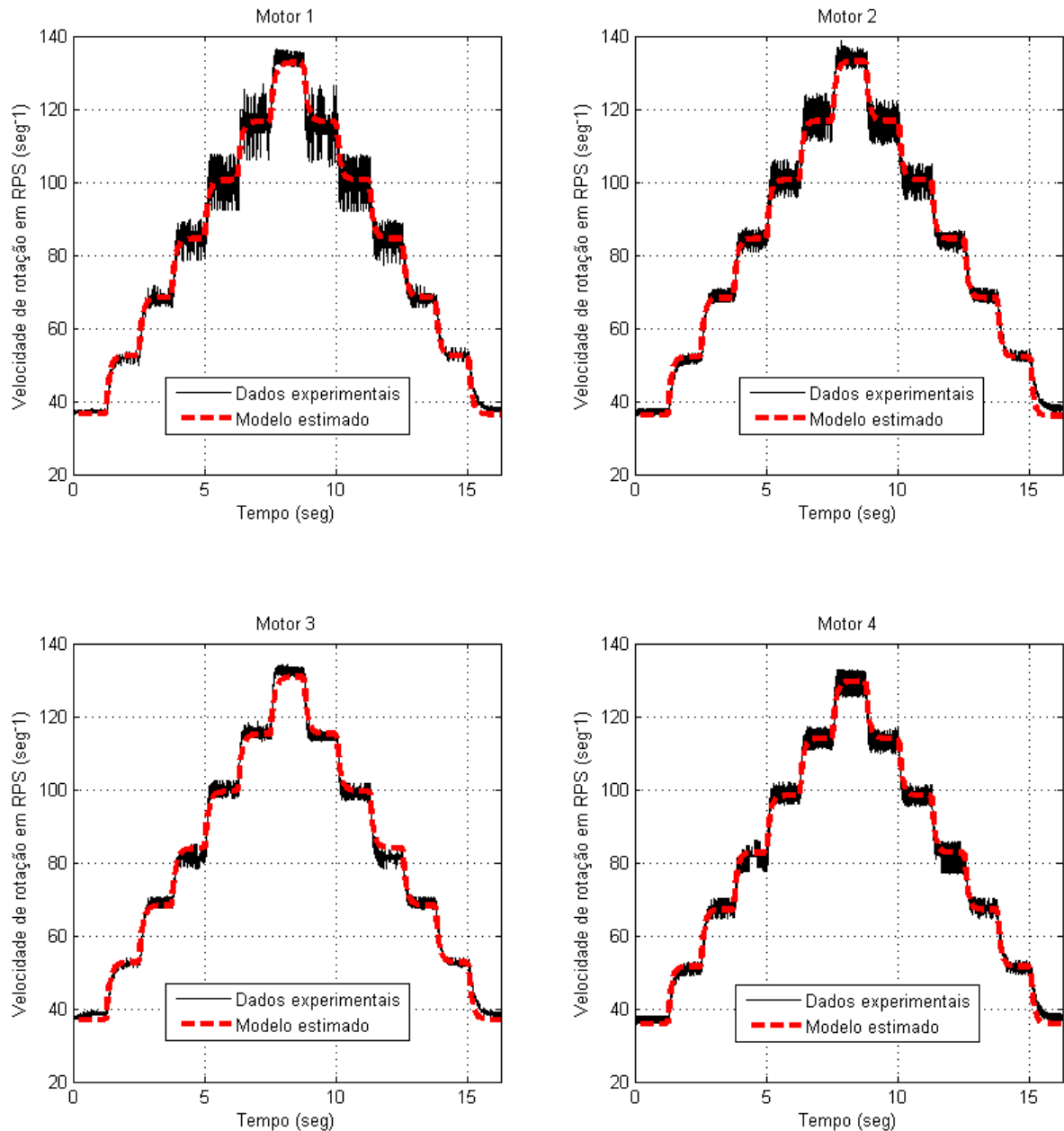


Figura 3.10 – Comparação entre os dados experimentais e o modelo estimado para cada conjunto.

3.2.4 Momento de inércia da estrutura

Outro parâmetro importante para o modelo matemático da aeronave é o momento de inércia da estrutura. Este parâmetro descreve o comportamento dinâmico da estrutura em rotação em torno de um eixo definido. O principal movimento de rotação do quadricóptero é o de atitude (rotação em torno dos próprios eixos). Assim esse parâmetro diz respeito ao quão fácil a estrutura irá girar em torno dos próprios eixos. A forma de como a massa do veículo é distribuída geometricamente na estrutura acaba afetando toda essa dinâmica.

O momento de inércia de um corpo rígido qualquer pode ser definido pela matriz de inércia (I) da equação (3.32).

$$I = \begin{bmatrix} I_{XX} & I_{XY} & I_{XZ} \\ I_{YX} & I_{YY} & I_{YZ} \\ I_{ZX} & I_{ZY} & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (3.32)$$

Onde I_{XX} representa o momento de inércia em torno do eixo “X” quando o corpo está rotacionando em torno do eixo “X”. E I_{XY} o momento de inércia em torno do eixo “X” quando o corpo está rotacionando em torno do eixo “Y”, e assim consecutivamente. Devido à estrutura do quadricóptero possuir um alto grau de simetria pode-se simplificar a matriz de inércia para uma matriz diagonal, desse modo leva-se em consideração apenas as componentes I_{XX} , I_{YY} e I_{ZZ} .

A estrutura do quadricóptero possui diversas partes com geometrias complexas, algo que tornaria o cálculo do momento de inércia bastante difícil. Devido a isso optou-se por utilizar geometrias simples para representar as diversas partes do veículo. Para cada parte calculou-se três momentos de inércia, uma para cada eixo.

A estrutura em cruz feita com os tubos de fibra de carbono foi aproximada para a forma geométrica observada na Figura 3.11, que consiste em dois cilindros sólidos formando uma cruz.

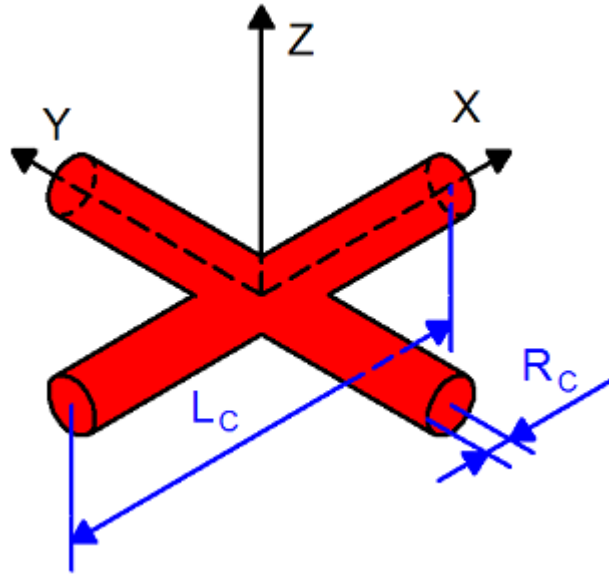


Figura 3.11 – Representação da estrutura em cruz.

Onde o sistema de coordenadas em linhas pretas representa o centro de massa do quadrirrotor. Os momentos de inercia em torno dos eixos dessa forma são definidos de acordo com as equações (3.33), (3.34).

$$I_{CX} = I_{CY} = M_C \left(\frac{R_C^2}{4} + \frac{L_C^2}{12} \right) + \frac{1}{2} M_C R_C^2 \quad (3.33)$$

$$I_{CZ} = M_C \left(\frac{R_C^2}{4} + \frac{L_C^2}{12} \right) + M_C \left(\frac{R_C^2}{4} + \frac{L_C^2}{12} \right) \quad (3.34)$$

A Tabela 3.3 mostra os valores medidos e calculados para essa estrutura.

Tabela 3.3 – Valores medidos e calculados para o momento de inercia da estrutura em cruz.

Medida	Valor
Massa (M_C)	0,137 kg
Raio (R_C)	0,005 m
Comprimento (L_C)	0,558 m
I_{CX}	0,0035 N m s ²
I_{CY}	0,0035 N m s ²
I_{CZ}	0,0071 N m s ²

Para o cálculo dos quatro motores suas geometrias foram aproximadas em forma de cilindro, conforme a Figura 3.12.

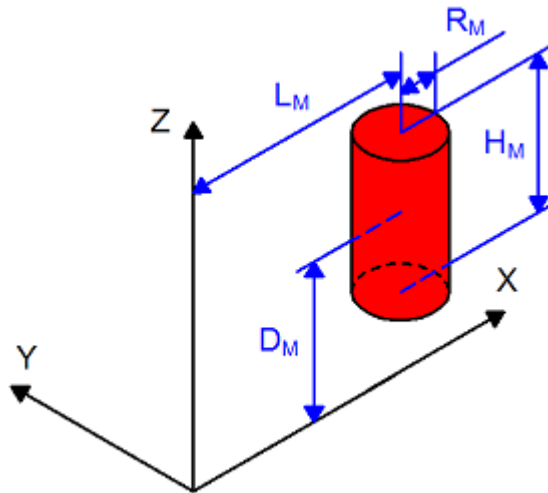


Figura 3.12 – Representação do motor.

Os momentos de inércia em torno dos eixos dessa forma são definidos de acordo com as equações (3.35), (3.36) e (3.37).

$$I_{MX} = M_M \left(\frac{R_M^2}{4} + \frac{H_M^2}{12} + D_M^2 \right) \quad (3.35)$$

$$I_{MY} = M_M \left(\frac{R_M^2}{4} + \frac{H_M^2}{12} + L_M^2 + D_M^2 \right) \quad (3.36)$$

$$I_{MZ} = M_M \left(\frac{R_M^2}{2} + L_M^2 \right) \quad (3.37)$$

A Tabela 3.4 mostra os valores medidos e calculados para o motor.

Tabela 3.4 – Valores medidos e calculados para o momento de inércia do motor.

Medida	Valor
Massa (M_M)	0,0795 kg
Raio (R_M)	0,0139 m
Altura (H_M)	0,027 m
Comprimento (L_M)	0,21 m
Distancia do CM (D_M)	0,0135 m
I_{MX}	$2,32 \times 10^{-5} N m s^2$
I_{MY}	0,0035 $N m s^2$
I_{MZ}	0,0035 $N m s^2$

Para as hélices foi utilizada a mesma representação em cilindro dos motores, consequentemente as mesmas equações (3.35), (3.36) e (3.37). Apenas alterou-se as notações, conforme pode ser visto na Tabela 3.5, onde é mostrado os valores medidos e calculados para a hélice.

Tabela 3.5 – Valores medidos e calculados para o momento de inércia da hélice.

Medida	Valor
Massa (M_H)	0,00821 kg
Raio (R_H)	0,254 m
Altura (H_H)	0,096 m
Comprimento (L_H)	0,21 m
Distancia do CM (D_H)	0,0455 m
I_{HX}	$1,56 \times 10^{-4} N m s^2$
I_{HY}	$5,18 \times 10^{-4} N m s^2$
I_{HZ}	$6,27 \times 10^{-4} N m s^2$

Para o calculo da bateria sua forma geométrica foi aproximada para um paralelepípedo conforme a Figura 3.13.

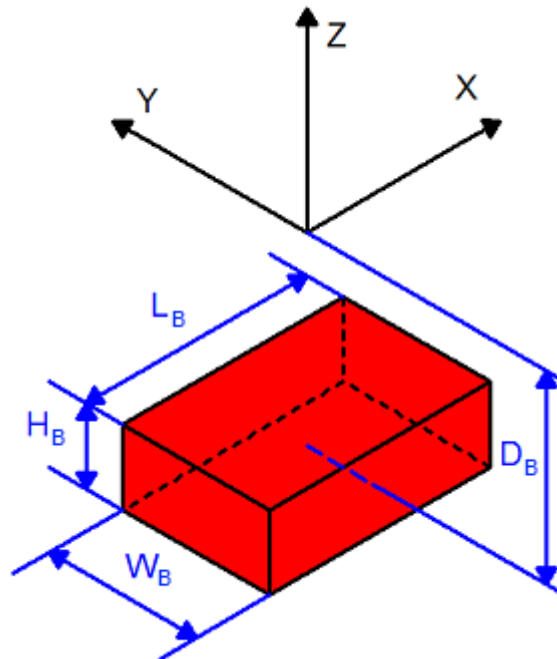


Figura 3.13 – Representação da bateria.

Os momentos de inercia em torno dos eixos dessa forma são definidos de acordo com as equações (3.38), (3.39) e (3.40).

$$I_{BX} = M_B \left(\frac{W_B^2}{12} + \frac{H_B^2}{12} + D_B^2 \right) \quad (3.38)$$

$$I_{BY} = M_B \left(\frac{L_B^2}{12} + \frac{H_B^2}{12} + D_B^2 \right) \quad (3.39)$$

$$I_{BZ} = M_B \left(\frac{L_B^2}{12} + \frac{W_B^2}{12} \right) \quad (3.40)$$

A Tabela 3.6 mostra os valores medidos e calculados para a bateria.

Tabela 3.6 – Valores medidos e calculados para o momento de inercia da bateria.

Medida	Valor
Massa (M_B)	0,201 kg
Altura (H_B)	0,028 m
Comprimento (L_B)	0,112 m
Largura (W_B)	0,035 m
Distancia do CM (D_B)	-0,05 m
I_{BX}	$5,36 \times 10^{-4} N m s^2$
I_{BY}	$7,26 \times 10^{-4} N m s^2$
I_{BZ}	$2,31 \times 10^{-4} N m s^2$

As demais partes da aeronave como os módulos ESC, circuitos eletrônicos e parafusos não foram considerados por terem dimensões e massas muito menores quando comparadas com as outras partes. Entretanto suas massas foram agregadas junto com a massa da estrutura em cruz.

Tendo definido os momentos de inercia para cada parte da aeronave pode-se calcular o momento de inercia total para as três componentes da matriz de inercia, as equações (3.41), (3.42) e (3.43) demonstram esses cálculos.

$$\begin{aligned} I_{XX} &= I_{CX} + 2 \cdot (I_{MX} + I_{MY} + I_{HX} + I_{HY}) + I_{BX} \\ &= 0,0125 [N m s^2] \end{aligned} \quad (3.41)$$

$$I_{YY} = I_{CY} + 2 \cdot (I_{MX} + I_{MY} + I_{HX} + I_{HY}) + I_{BY} \quad (3.42)$$

$$= 0,0127 [N m s^2]$$

$$I_{ZZ} = I_{CZ} + 4 \cdot I_{MZ} + 4 \cdot I_{HZ} + I_{BZ} = 0,0239 [N m s^2] \quad (3.43)$$

Os momentos de inercia do motor (I_M) e da hélice (I_H) foram multiplicados por 4 devido a ter quatro partes dessas na aeronave.

3.3 Controle

O controle é a parte fundamental do quadricóptero, com ele é possível controlar os estados da aeronave de atitude e altitude. Seu objetivo é encontrar valores para os ganhos do controlador que mantenham o sistema o mais próximo possível dos valores de referências desejados. No quadricóptero controlar a sua atitude será fundamental para manter a estabilidade durante o voo. Um sistema de controle típico pode ser definido de acordo com o diagrama da Figura 3.14.

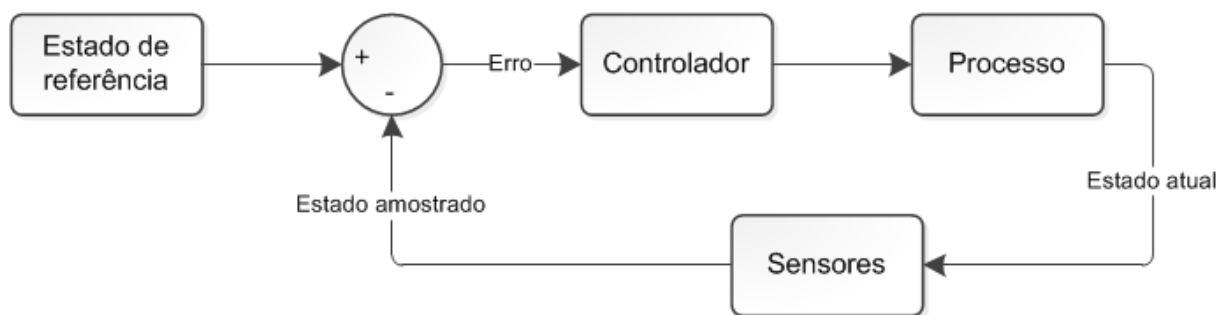


Figura 3.14 – Diagrama de um sistema de controle típico.

Conforme ilustrado no diagrama, tem-se um processo que possui como saída seu estado atual, este estado é lido por sensores, o valor dos sensores são comparados com o estado de referência, desta comparação surge o valor de erro, que representa o erro entre o estado atual amostrado do sistema e o estado desejado. Este valor de erro alimenta o controlador que por sua vez definirá valores para as variáveis de entrada que atuam no processo a fim de modificar seu estado para atingir o estado de referência. Este tipo de configuração é conhecido como um sistema de controle em malha-fechada, pois o controlador é realimentado com informações atuais do processo do sistema [38].

Nesse capítulo será apresentada duas abordagens de controle usados no quadricóptero, o controlador PID (Proporcional + Integral + Derivativo) e o controlador *Fuzzy*. O controlador

PID foi escolhido por ser largamente utilizado na literatura com bons resultados, além de possuir uma fácil implementação. Já o controlador *Fuzzy* foi escolhido devido a ser uma estratégia que pode-se incorporar não linearidades presentes no sistema, não estando elas presentes no modelo. Esta técnica apesar de apresentar bons resultados ainda não foi utilizada para o controle deste tipo de sistema.

3.3.1 Controlador PID

O controlador PID é a técnica de controle mais utilizada na indústria, principalmente devido a sua estrutura simples, bom desempenho para a maioria dos sistemas e a possibilidade de implementação sem um modelo específico do sistema controlado [38]. Devido a esses fatores, geralmente na literatura, a técnica de controle PID é muito utilizada em comparações com outras estratégias de controle.

De acordo com a literatura de quadrrrotores essa técnica é a mais utilizada e apresenta um excelente resultado. Então decidiu-se implementar esse controlador no protótipo desse trabalho com o objetivo de primeiro verificar se o protótipo construído é capaz de ser controlado e em segundo para comparar seu desempenho com a técnica de controle principal do projeto que é o controlador *Fuzzy*, descrito na seção seguinte.

Basicamente o controlador PID pode ser dividido em três componentes, a primeira é a componente proporcional “P”, que tem como função a correção proporcional do erro, ou seja, quanto maior o erro maior será seu valor. Esta componente é dependente apenas do estado atual do processo. O segundo componente é a integral “I”, que tem como função eliminar o erro em regime permanente, esta componente é dependente do acumulativo dos erros passados. A terceira e última componente é a derivativa “D”, e tem como função atenuar variações do sistema, sendo assim capaz de melhorar o desempenho do processo durante os transitórios de estado. Esta componente é dependente da taxa de variação do erro. Estas três componentes são ajustadas através de ganhos individuais que podem aumentar ou diminuir a ação delas. Esses ganhos são importantes por que são eles que definem todo o comportamento do sistema de controle. Assim, o PID pode ser definido pela equação (3.44).

$$u(t) = K_P e(t) + K_I \int_0^t e(t) dt + K_D \frac{de(t)}{dt} \quad (3.44)$$

Onde u é o sinal de controle, e é o erro, K_P o ganho proporcional, K_I o ganho integral e K_D o ganho derivativo. Esta equação representa o PID em tempo contínuo, mas como sua implementação foi feita em tempo discreto, tanto para simulação como na prática, a equação (3.45) representa o PID em tempo discreto implementado.

$$u(k) = up(k) + ui(k) + ud(k) \quad (3.45)$$

Onde up é o sinal de controle da parte proporcional descrito na equação (3.46), ui o sinal de controle integral descrito na equação (3.47) e ud o sinal de controle derivativo descrito na equação (3.48).

$$up(k) = K_P e(k) \quad (3.46)$$

$$ui(k) = K_I [ui(k - 1) + e(k)] \quad (3.47)$$

$$ud(k) = K_D [e(k) - e(k - 1)] \quad (3.48)$$

A Figura 3.15 ilustra a estrutura do controlador PID em diagrama de blocos. Onde $y(k)$ representa o estado atual do processo amostrado pelos sensores. O bloco em azul “Sat” é um saturador utilizado para evitar que os valores acumulados do sinal ui atinjam valores muito altos tornando assim o sistema instável.

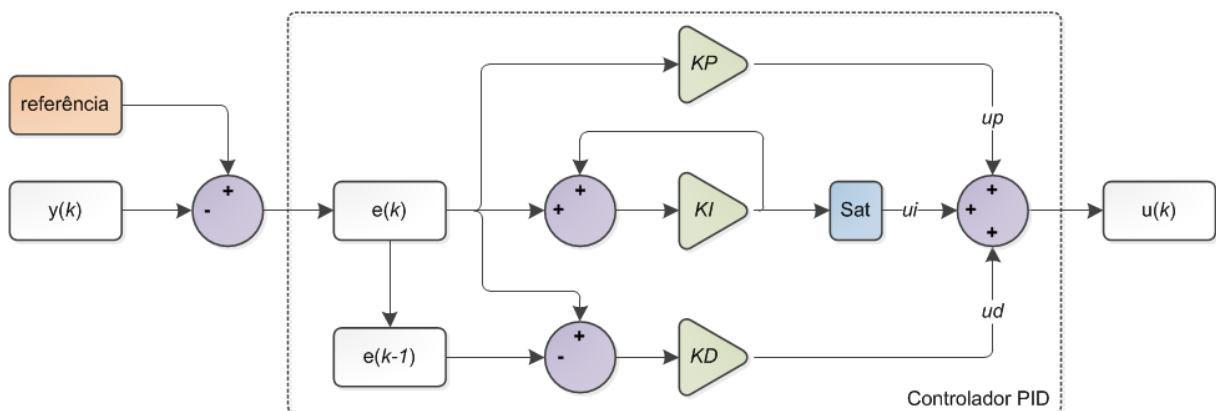


Figura 3.15 – Diagrama em blocos da estrutura do controlador PID.

Seguindo esta estrutura, para o quadricóptero do projeto foram implementados quatro controladores PID independentes, um para cada ângulo da atitude e um para a altitude. O diagrama da Figura 3.16 representa estes quatro controladores implementados junto com todo o sistema.

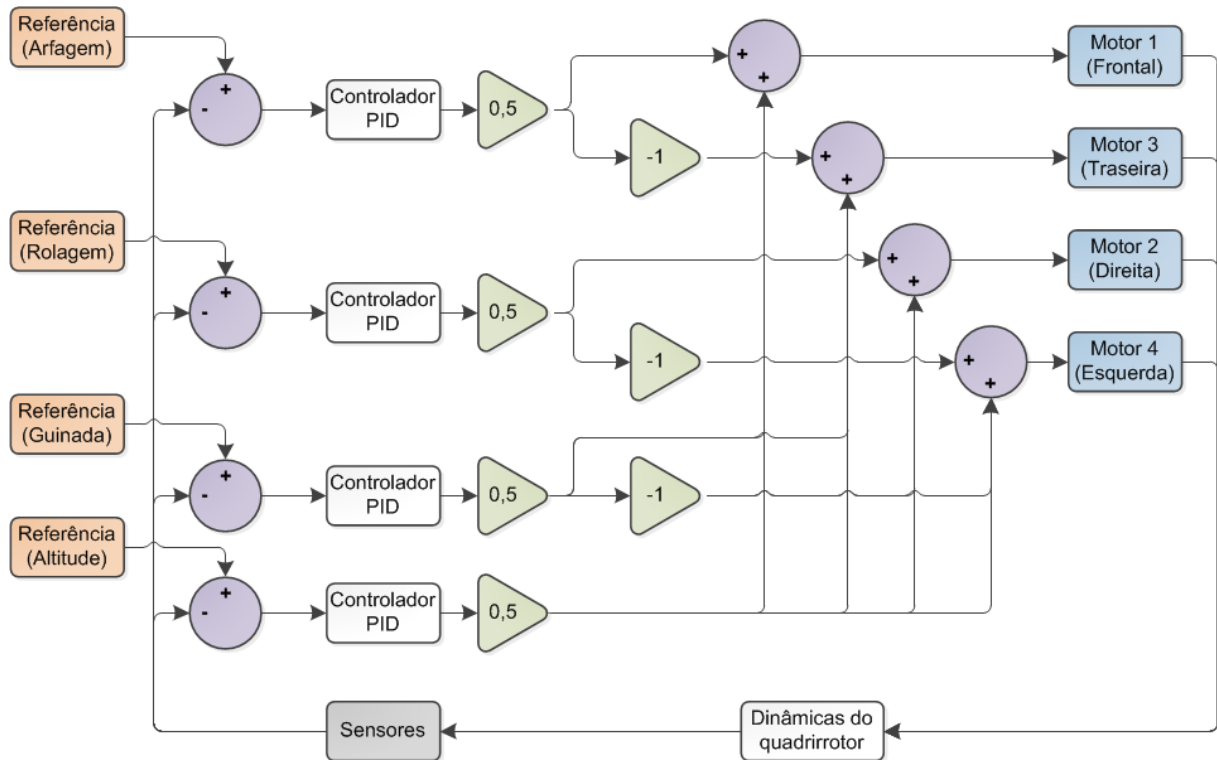


Figura 3.16 – Diagrama em blocos dos controladores PID implementados no projeto.

Para o ângulo de arfagem o valor de controle modifica a velocidade dos motores frontal e traseiro, no frontal seu valor é incrementado e no traseiro seu valor é decrementado. No ângulo de rolagem o valor de controle modifica a velocidade dos motores da direita e esquerda, no da direita seu valor é incrementado e o da esquerda seu valor é decrementado. Para o ângulo de guinada o valor de controle modifica a velocidade dos quatro motores, o frontal e traseiro tem seus valores incrementados e o da direita e esquerda os seus valores são decrementados. E para a altitude o valor de controle modifica os quatro motores, onde seus valores são incrementados. O valor de controle é individual para cada um dos controladores PID, assim como os ganhos desses controladores, seus valores podem ser positivos ou negativos dependendo do sinal do erro.

3.3.2 Controlador Fuzzy

Antes de compreender o controlador *Fuzzy* é necessário compreender os seus mecanismos básicos, que no caso é a lógica *fuzzy* (difusa), ou lógica nebulosa. A lógica *fuzzy* é uma extensão da lógica booleana, onde ao invés de ter dois valores (verdadeiro [1] ou falso

[0] ela pode admitir valores intermediários (talvez [0,5]). Sendo assim um valor lógico *fuzzy* pode ser um valor qualquer no intervalo de valores entre 0 e 1.

Na lógica booleana clássica dado um conjunto “A” contido no universo “X”, um elemento “x” pode assumir apenas dois estados em relação ao conjunto “A”, que é representado pela função indicadora $I_A(x)$ da equação (3.49) e o conjunto “A” é definido na equação (3.50) [39].

$$I_A(x) = \{1 \text{ se } x \in A, 0 \text{ se } x \notin A\} \quad (3.49)$$

$$A(x) = \{x \in X \mid I_A(x) = 1\} \quad (3.50)$$

Assim o elemento “x” pode pertencer de maneira integral ao conjunto ou não pertencer a ele. Para a lógica *fuzzy* o elemento “x” pode pertencer integralmente, parcialmente ou não pertencer ao conjunto. Isso faz com que a função indicadora $I_A(x)$ da lógica booleana seja substituída por uma função de pertinência $\mu_A(x)$ para a lógica *fuzzy*. Assim um conjunto *fuzzy* pode ser definido de acordo com a equação (3.51) [39].

$$A(x) = \{x \in X \mid \mu_A(x) = \xi, 0 \leq \xi \leq 1\} \quad (3.51)$$

Onde ξ é o grau de pertinência de “x” ao conjunto “A”, que é compreendido no intervalo de [0, 1], onde 0 significa que o elemento não pertence ao conjunto e 1 significa que ele pertence integralmente. A Figura 3.17 demonstra uma comparação entre uma função indicadora de um conjunto booleano e uma função de pertinência de um conjunto *fuzzy*.

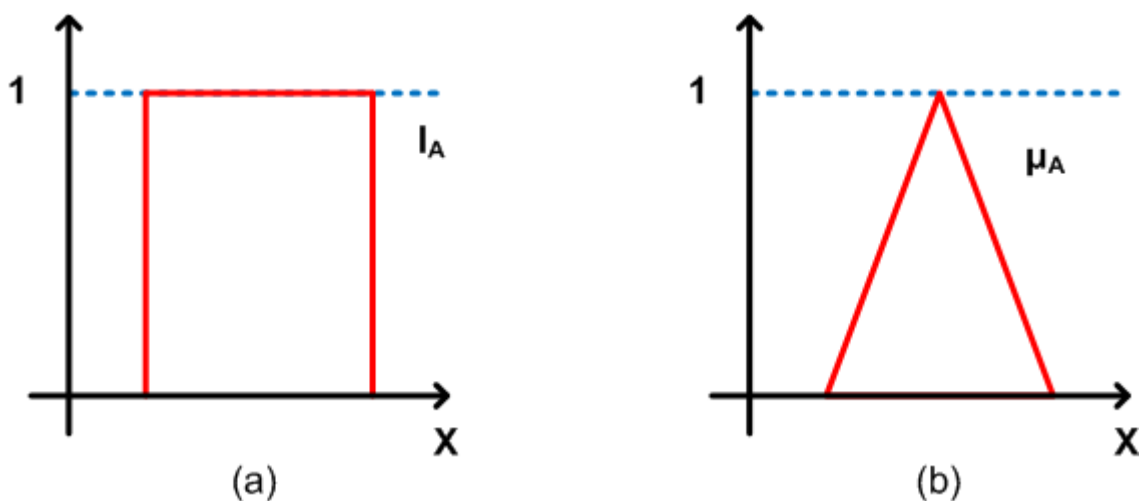


Figura 3.17 – Comparação entre funções de um conjunto booleano (a) e um conjunto *fuzzy* (b).

Assim as funções de pertinências definem, para cada elemento “ x ” de um universo “ X ”, o grau de pertinência de “ x ” a um conjunto “ A ”. Este tipo de função pode possuir vários formatos, onde alguns deles são demonstrados na Figura 3.18.

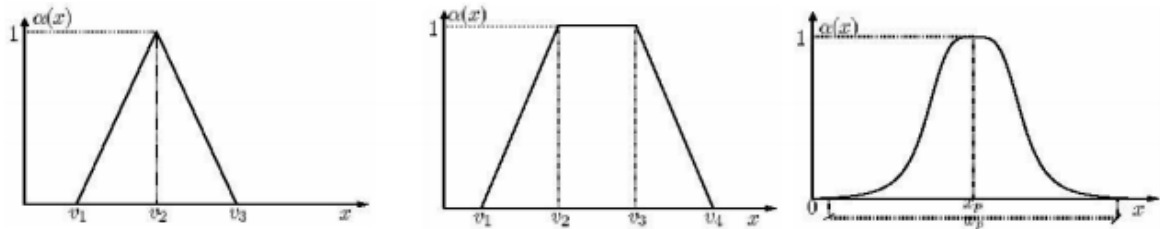


Figura 3.18 – Alguns formatos de funções de pertinência, triangular, trapezoidal e gaussiano.

Uma das grandes características da lógica *fuzzy* é a utilização de variáveis linguísticas ao invés de variáveis numéricas. As variáveis linguísticas tem por características assumir valores dentro de um conjunto de expressões linguísticas, por exemplo, uma variável linguística de “*Temperatura*” poderia assumir um dos valores do conjunto {baixa, média e alta} [40]. Cada valor de uma variável linguística pode ser associado a uma função de pertinência pertencente ao mesmo universo de discurso. O universo de discurso é toda a faixa de valores de uma variável, a Figura 3.19 demonstra o universo de discurso e as funções de pertinências da variável linguística “*Temperatura*”.

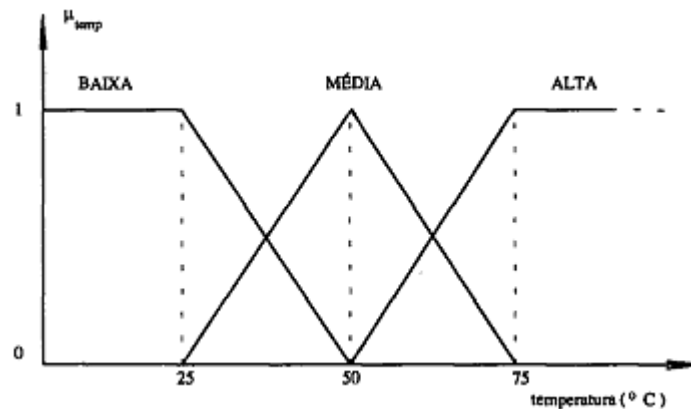


Figura 3.19 – Universo de discurso da variável linguística “*Temperatura*” [40].

Tendo definido as variáveis da lógica *fuzzy*, pode-se definir os operadores lógicos e suas regras de inferência. Os operadores lógicos são os mesmos da logica booleana, como o “E”, “OU” e “NÃO”, mas suas relações com as variáveis são diferentes. Geralmente elas são definidas como funções de mínimo, máximo ou complemento. Por exemplo, tendo duas

variáveis linguísticas “ x ” e “ y ”, em uma operação lógica “E” entre elas, será retornado o valor da qual possuir o menor grau de pertinência, caso o operador lógico “E” for uma função de mínimo.

As regras de inferências são geralmente expressas na forma de “SE-ENTÃO”, por exemplo, “SE *temperatura* é {alta} E *taxa de variação* é {média} ENTÃO ligar *ventilação* em {máxima}”. Onde *temperatura*, *taxa de variação* e *ventilação* são variáveis linguísticas e {alta}, {média}, {máxima} são valores para essas variáveis.

Tendo feito essas definições básicas então pode-se definir o controlador *fuzzy*. Este controlador é basicamente um mecanismo de inferências em conjuntos nebulosos. Ele é dividido nos módulos de fuzzificação, máquina de inferência, base de regras e defuzzificação. A Figura 3.20 mostra um diagrama em blocos da estrutura do controlador *fuzzy* implementado, este controlador em específico é do tipo PD (Proporcional + Derivativo).

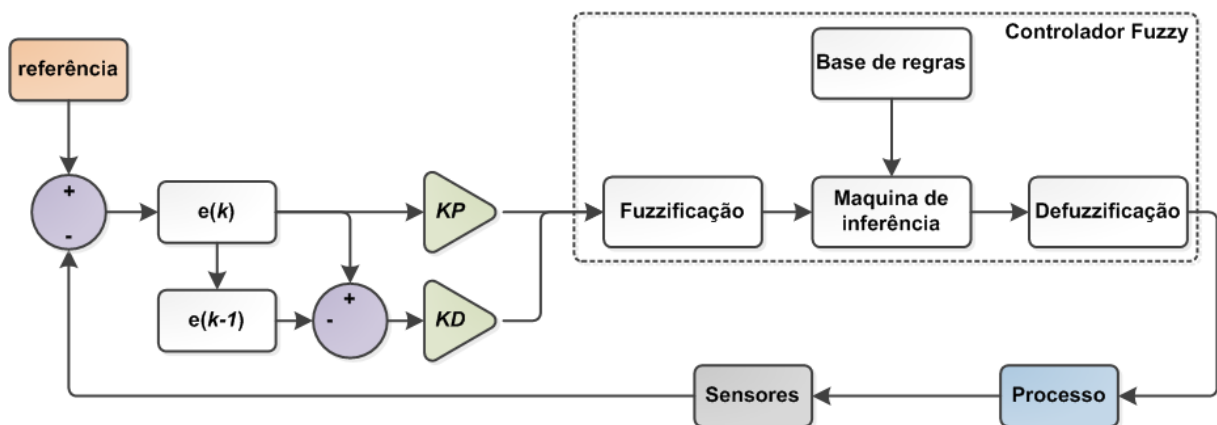


Figura 3.20 – Diagrama em blocos da estrutura do controlador *fuzzy*.

O módulo de fuzzificação é o que recebe as variáveis de entrada em forma de números reais e determina o grau de pertinência de modo que possam se tornar instâncias de variáveis linguísticas. O módulo da base de regras é um conjunto de regras que caracteriza a estratégia de controle adotado, é nela que são guardadas as variáveis e suas classificações linguísticas. A máquina de inferência utiliza a base de regras para processar os dados de entrada, já fuzzificados, de modo a determinar as ações de controle. O módulo de defuzzificação transforma as variáveis *fuzzy* de saída em valores numéricos reais que atuarão no processo do sistema. Os blocos “ KP ” e “ KD ” são respectivamente os ganhos proporcional e derivativo.

Ainda assim existem diferentes métodos de inferências e de defuzzificação. Para o método de inferência optou-se usar o método de Mamdani [41] onde o conector lógico “E” retorna o valor mínimo da inferência e o conector “OU” retorna o valor máximo. Para uma compreensão melhor dessa metodologia os gráficos da Figura 3.21 e Figura 3.22 demonstram um exemplo do método [42].

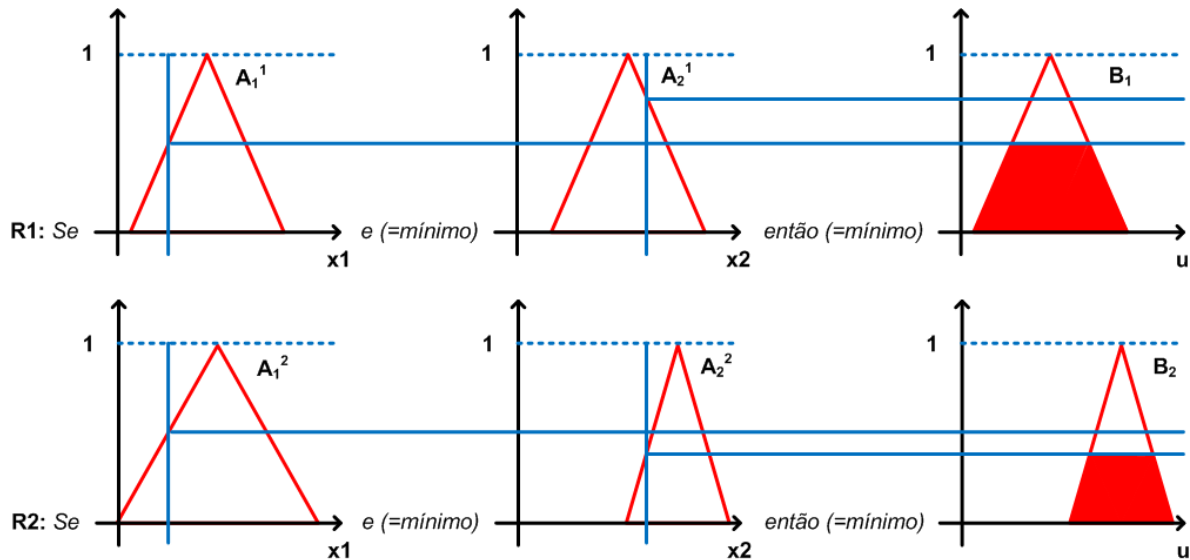


Figura 3.21 – Representação esquemática do método de Mamdani, adaptado de [42].

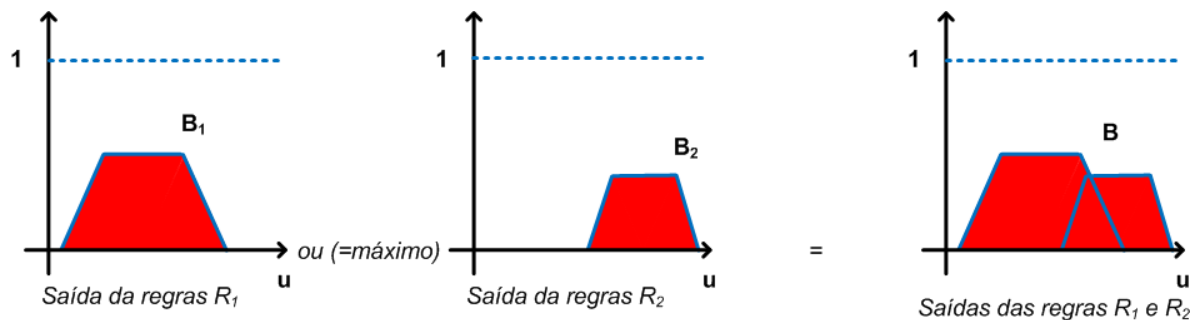


Figura 3.22 – Representação da saída final do método de Mamdani, adaptado de [42].

Onde “R1” e “R2” representam duas regras de inferência, “x1” e “x2” duas variáveis linguísticas de entrada e “u” uma variável de saída. O conjunto “A₁” é o universo de discurso da variável “x1” e “A₂” da variável “x2”, os conjuntos “B₁” e “B₂” são da variável de saída. A linha azul vertical é o valor real, proveniente de um sensor qualquer.

No esquema da Figura 3.21 é medido o grau de pertinência do valor real para as duas variáveis de entradas, para isso calcula-se o ponto de interseção da variável numérica (linha azul vertical) com a função de pertinência (linha diagonal vermelha). Como o conector lógico

é o “E”, é escolhido então a variável com o menor grau de pertinência. Com estes valores obtém-se as aéreas “B₁” e “B₂” como saída das regras “R1” e “R2”. Na Figura 3.22 essas áreas são sobrepostas e é obtida a saída final “B” da variável “u”. Para obter um valor real de saída, o valor “B” da variável “u” precisa ser defuzzificado.

Para a defuzzificação utilizou-se o método de centro de massas (*centroid*) [42] descrito na equação (3.52) seguindo o exemplo apresentado anteriormente.

$$D(B) = \frac{\sum_{i=0}^n u_i \varphi_B(u_i)}{\sum_{i=0}^n \varphi_B(u_i)} \quad (3.52)$$

Este método de defuzzificação é semelhante a média aritmética para uma distribuição de dados, com a diferença que os pesos aqui são valores de $\varphi_B(u_i)$ que indicam o grau de compatibilidade do valor u_i com o conceito modelado pelo conjunto *fuzzy* B. Em outras palavras o método *centroid* calcula o centro de massa da variável *fuzzy* de saída, no caso a variável “u” com o valor “B” apresentados no exemplo anterior.

Igualmente ao controlador PID para este trabalho foram projetados quatro controladores *fuzzy* independentes, um para cada ângulo de atitude e um para a altitude. Para cada controlador foram definidas três variáveis linguísticas, duas de entrada sendo o “*Erro*” e a “*ErroDerivada*” e uma para a saída sendo o “*PWM*”. Como o próprio nome já sugere o “*Erro*” é a diferença entre o valor de referência e o valor lido pelos sensores, a “*ErroDerivada*” é a taxa de variação desse erro e o “*PWM*” é o sinal PWM de controle para os motores. Para as variáveis “*Erro*” e “*PWM*” foram definidos sete funções de pertinência classificadas como {N3, N2, N1, Zero, P1, P2 e P3} e para “*ErroDerivada*” três funções de pertinências definidas como {N1, Zero e P1}. A próxima etapa foi definir a base de regras, ao todo foram estabelecidas 21 regras de inferências relacionando as duas entradas à única saída conforme demonstrado na Tabela 3.7.

Tabela 3.7 – Base de regras de inferências.

Numero da regra	Se...			Então...
	<i>Erro</i>	Conector lógico	<i>ErroDerivada</i>	<i>PWM</i>
1	N3	e (<i>and</i>)	N1	N3
2	N3	e (<i>and</i>)	Zero	N3
3	N3	e (<i>and</i>)	P1	N2

4	N2	e (<i>and</i>)	N1	N3
5	N2	e (<i>and</i>)	Zero	N2
6	N2	e (<i>and</i>)	P1	N1
7	N1	e (<i>and</i>)	N1	N2
8	N1	e (<i>and</i>)	Zero	N1
9	N1	e (<i>and</i>)	P1	Zero
10	Zero	e (<i>and</i>)	N1	N1
11	Zero	e (<i>and</i>)	Zero	Zero
12	Zero	e (<i>and</i>)	P1	P1
13	P1	e (<i>and</i>)	N1	Zero
14	P1	e (<i>and</i>)	Zero	P1
15	P1	e (<i>and</i>)	P1	P2
16	P2	e (<i>and</i>)	N1	P1
17	P2	e (<i>and</i>)	Zero	P2
18	P2	e (<i>and</i>)	P1	P3
19	P3	e (<i>and</i>)	N1	P2
20	P3	e (<i>and</i>)	Zero	P3
21	P3	e (<i>and</i>)	P1	P3

Os quatro controladores foram implementados seguindo a estrutura apresentado no diagrama em blocos da Figura 3.16 da seção 3.3.1. Apenas foram substituídos os blocos “Controlador PID” pelos blocos do controlador *fuzzy*. As funções de pertinências desenvolvidas para os controladores são discutidas na seção 5.1.2 junto com os resultados do controlador.

4. SIMULAÇÃO

A simulação é uma etapa muito importante que tem como objetivo verificar o funcionamento das dinâmicas do quadricóptero e testar o desempenho dos sistemas de controles. Em ambiente simulado pode-se simular várias condições de testes de maneira rápida, como por exemplo, a variação dos diversos parâmetros dos sistemas de controle. Para este trabalho optou-se utilizar o software MATLAB que consiste em uma ferramenta de linguagem de alto nível e ambientes interativos que permitem o desenvolvimento de algoritmos, visualização de dados, análise de dados e computação numérica, além de uma série de outros recursos [43]. O MATLAB possui também uma ferramenta gráfica denominada Simulink, que consiste em um ambiente para simulações multi-dominos e desenhos baseados em blocos para dinâmicas e sistemas embarcados. Esta ferramenta possui um ambiente gráfico interativo e um conjunto de bibliotecas de blocos customizáveis que permitem desenhar, implementar, simular e testar uma grande variedade de sistemas baseados no tempo [44]. Devido aos fatores listados e ainda o fácil aprendizado e a alta produtividade o MATLAB e o Simulink foram escolhidos como ferramentas de simulação para este trabalho.

O sistema completo do quadricóptero foi montado em vários blocos modulares independentes, de modo que cada bloco pode ser reaproveitado para diferentes configurações de simulação. O diagrama em blocos geral do sistema montado no Simulink pode ser visto na Figura 4.1.

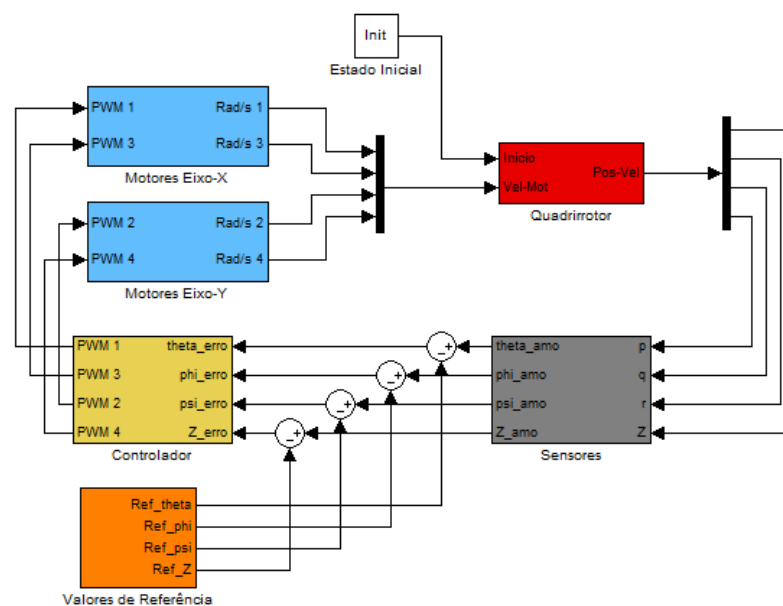


Figura 4.1 – Diagrama em blocos geral do sistema de simulação.

Neste diagrama o bloco em vermelho “Quadrirrotor” representa as dinâmicas físicas do veículo construído com base nas equações da seção 3.1, ele possui como entrada as velocidades dos motores e um estado inicial e como saída os estados de atitude e altitude da aeronave. O bloco “Estado Inicial” fornece os dados iniciais da aeronave no momento em que a simulação começar, estes dados são referentes a atitude e altitude inicial da aeronave. O bloco cinza “Sensores” recebe como entrada os dados de saída do bloco do “Quadrirrotor”, neste bloco são simulados os sensores, sendo eles o acelerômetro, giroscópio e sonar, a saída desse bloco são os valores da altitude e altitude amostrados. Esses valores amostrados são comparados com valores de referências oriundos do bloco laranja “Valores de Referências”, neste bloco só são fornecidos valores constantes. O bloco amarelo “Controle” recebe como entrada o erro entre o valor amostrado pelos sensores e os valores de referências, neste bloco esta toda a estratégia de controle, sendo uma delas o PID e a outra o *Fuzzy*, onde seus blocos são descritos a seguir. Como saída o bloco fornece os valores de PWM para os motores. Os blocos azuis “Motores Eixo-X” e “Motores Eixo-Y” representam o conjunto ESC-motor-hélice modelado na seção 3.2.3. Cada bloco desses possuem dois modelos do conjunto respectivos dos seus eixos de atuação. Por fim esses blocos fornecem como saída a velocidade de rotação das hélices para o bloco que contem as dinâmicas do quadrirrotor.

Cada bloco contido nesse diagrama foi construído com outros sub-blocos ou trechos de código do MATLAB.

4.1 Simulação do controlador PID

Os controladores PID foram implementados dentro do bloco amarelo “Controlador”, suas estruturas foram baseadas nas definições da seção 3.3.1. O diagrama em blocos desses controladores implementados no Simulink pode ser visto na Figura 4.2.

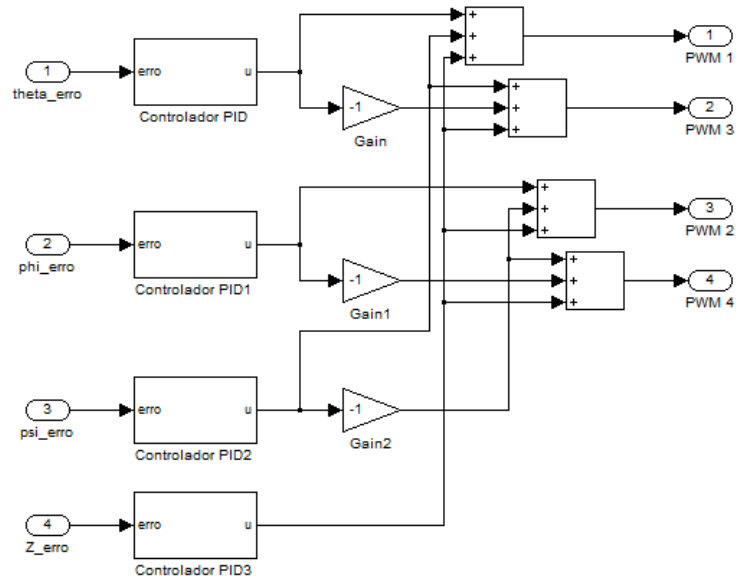


Figura 4.2 – Diagrama dos controladores PID da simulação.

Cada controlador é independente podendo ter seus ganhos diferentes. A estrutura implementada no Simulink desses controladores pode ser vista no diagrama em blocos da Figura 4.3.

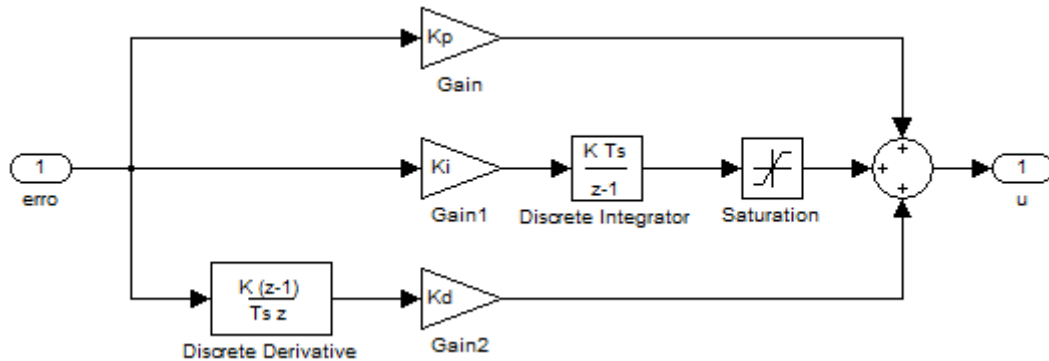


Figura 4.3 – Diagrama da estrutura do controlador PID da simulação.

Os blocos “*Discrete Derivative*” e “*Discrete Integrator*” representam as ações de derivada e integral no domínio da frequência no tempo discreto.

4.2 Simulação do controlador Fuzzy

Os controladores *Fuzzy* também foram implementados dentro do bloco amarelo “Controlador”, suas estruturas foram baseadas nas definições da seção 3.3.2. O diagrama em blocos da Figura 4.4 mostra como os controladores foram montados no Simulink.

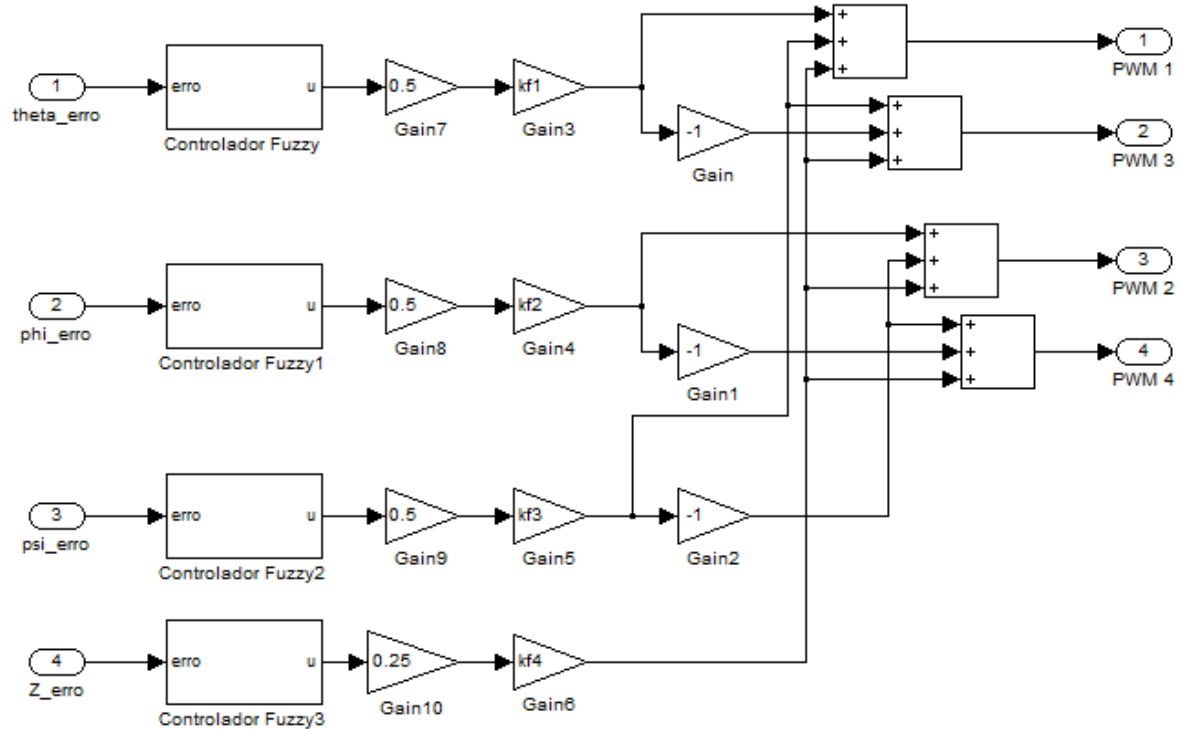


Figura 4.4 – Diagrama dos controladores *Fuzzy* da simulação.

Cada controlador foi implementado de maneira independente podendo ter funções de pertinências e regras de inferência diferentes. A Figura 4.5 mostra a estrutura implementada do controlador em Simulink.

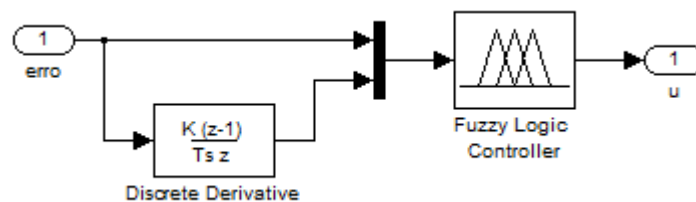


Figura 4.5 – Diagrama da estrutura do controlador *Fuzzy* da simulação.

O bloco “*Fuzzy Logic Controller*” é onde esta toda a logica do controlador *Fuzzy*, este bloco foi implementado usando uma *toolbox* do MATLAB denominada de “*FIS Editor*”. Esta é uma ferramenta dedicada para construção desse tipo de controlador. A Figura 4.6 mostra a interface gráfica principal dessa ferramenta

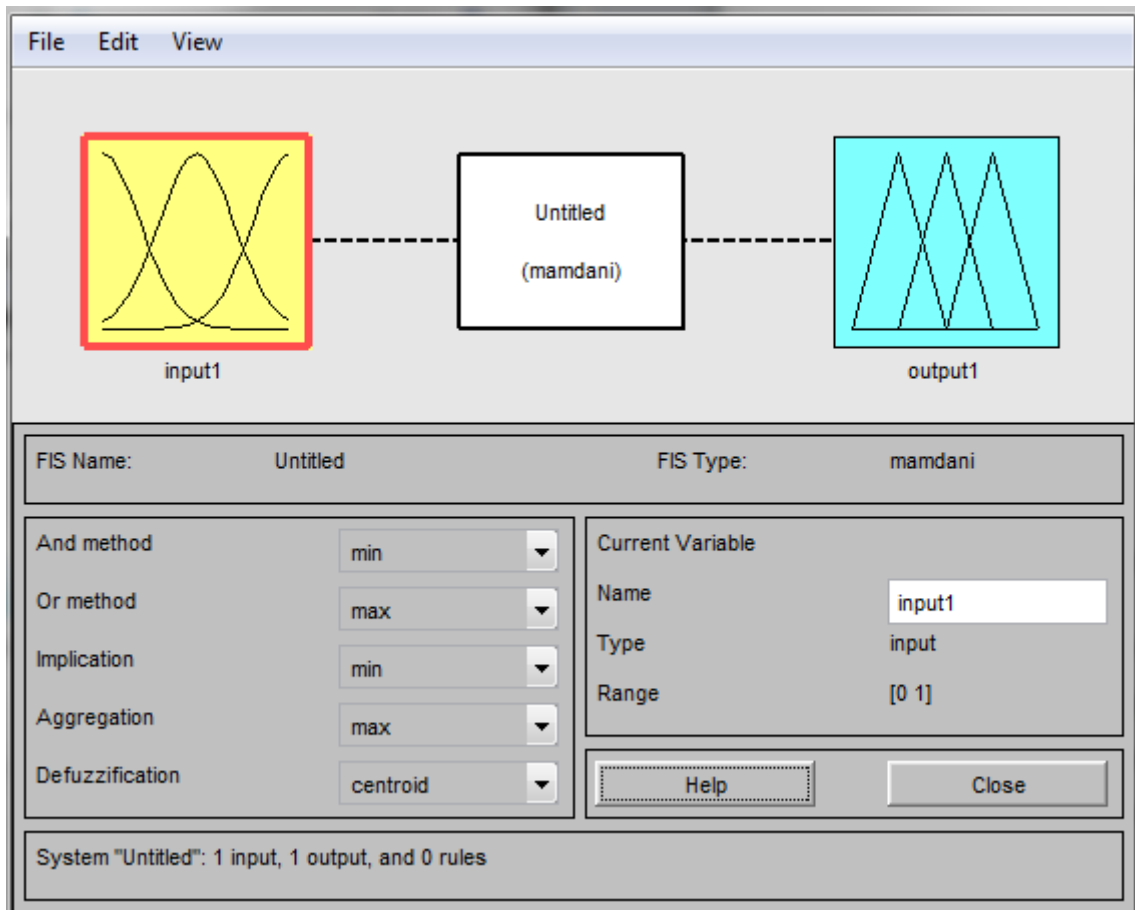


Figura 4.6 – Interface gráfica principal da ferramenta “*FIS Editor*”.

Nela é possível definir as variáveis linguísticas de entrada e saída, métodos de inferência, base de regras, método de defuzzificação, etc. de maneira rápida e intuitiva. Após a construção do controlador um arquivo é gerado, este arquivo é carregado no bloco “*Fuzzy Logic Controller*” para poder realizar a simulação.

5. RESULTADOS

Neste capítulo será mostrado os principais resultados obtidos durante o desenvolvimento do projeto. Começando pelos resultados obtidos em ambiente simulado e posteriormente os resultados práticos acerca dos métodos desenvolvidos para a redução do ruído mecânico.

5.1 Resultados das simulações

Nesta seção serão discutidos os resultados obtidos nas simulações realizadas, para as duas estratégias de controles adotadas.

5.1.1 Resultados do controlador PID

As simulações para o controlador PID foram realizadas conforme descrito no capítulo 4, com exceção de que apenas foram simuladas as dinâmicas de atitude da aeronave. A Tabela 5.1 mostra os ganhos encontrados para os controladores implementados.

Tabela 5.1 – Ganhos encontrados para os controladores PID.

Controlador	P	I	D
Rolagem	0,002	0,00035	0,15
Arfagem	0,002	0,00035	0,15
Guinada	0,01	0,002	1,0

Esses ganhos foram encontrados através de análises da literatura (Regra de *Ziegler-Nichols*) e de forma empírica. Os gráficos da Figura 5.1 mostram os resultados obtidos na simulação para os ganhos encontrados.

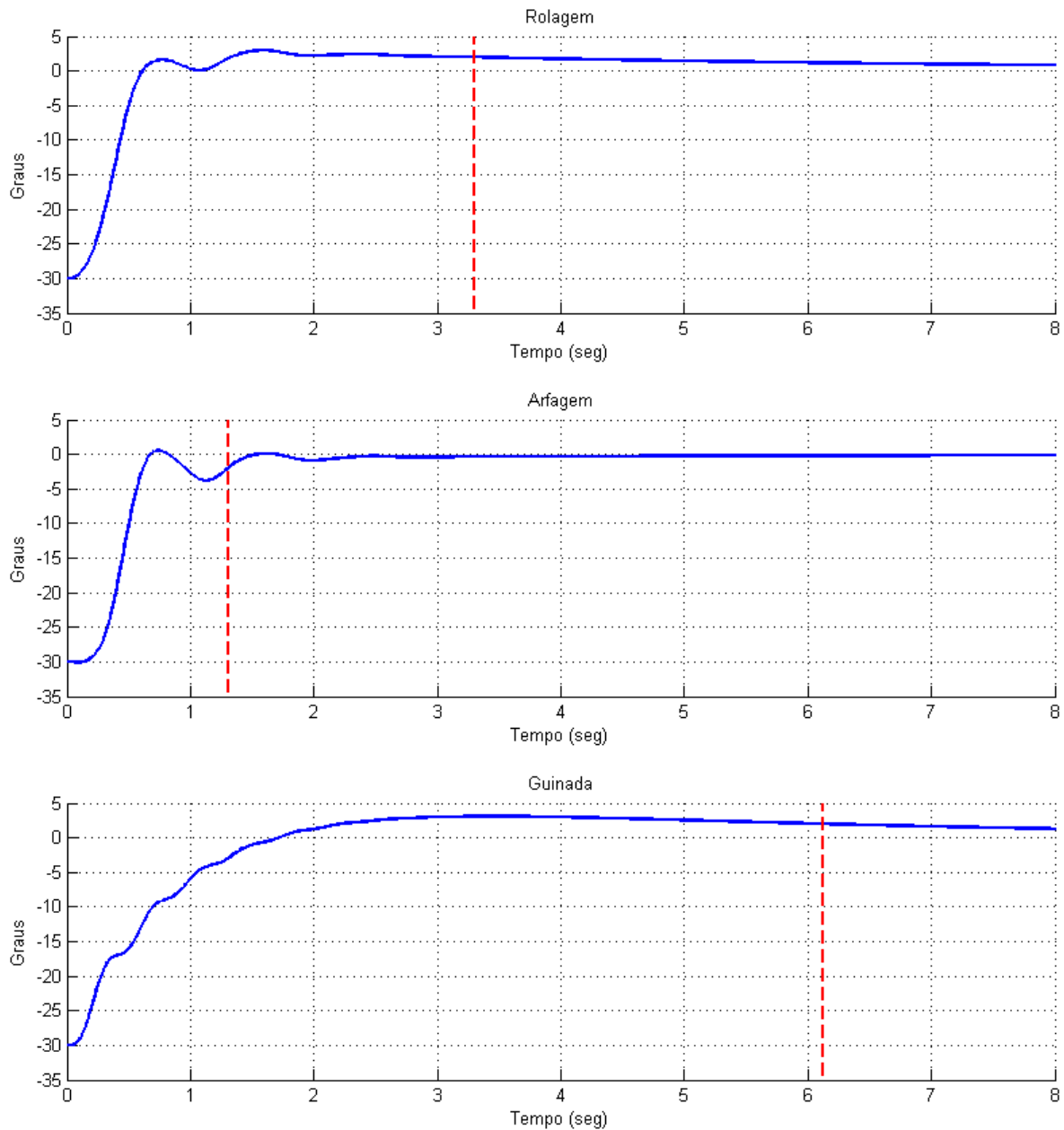


Figura 5.1 – Resultados obtidos na simulação para o controlador PID.

Para esta simulação os estados iniciais dos ângulos de atitude (rolagem, arfagem e guinada) foram todos de -30° , os estados de referências desejados foram todos de 0° . Na análise do tempo de estabilização foi considerado um erro de no máximo $\pm 2^\circ$. Nos gráficos, de cima para baixo, o primeiro mostra a evolução do ângulo de rolagem onde o controlador PID levou $\sim 3,2$ segundos para estabilizar o sistema. O segundo gráfico mostra o ângulo de arfagem onde o PID levou $\sim 1,3$ segundos para estabilizar. O terceiro gráfico mostra o ângulo de guinada onde o PID levou $\sim 6,1$ segundos para estabilizar. Para todos os gráficos as linhas verticais indicam o tempo de estabilização para o erro considerado.

5.1.2 Resultados do controlador Fuzzy

As simulações realizadas para o controlador *Fuzzy* foram feitas conforme descrito no capítulo 4, com exceção de que apenas foram simuladas as dinâmicas de atitude da aeronave. Os gráficos das Figura 5.2 mostram os universos de discurso e funções de pertinências utilizadas para cada variável linguística dos ângulos de atitude.

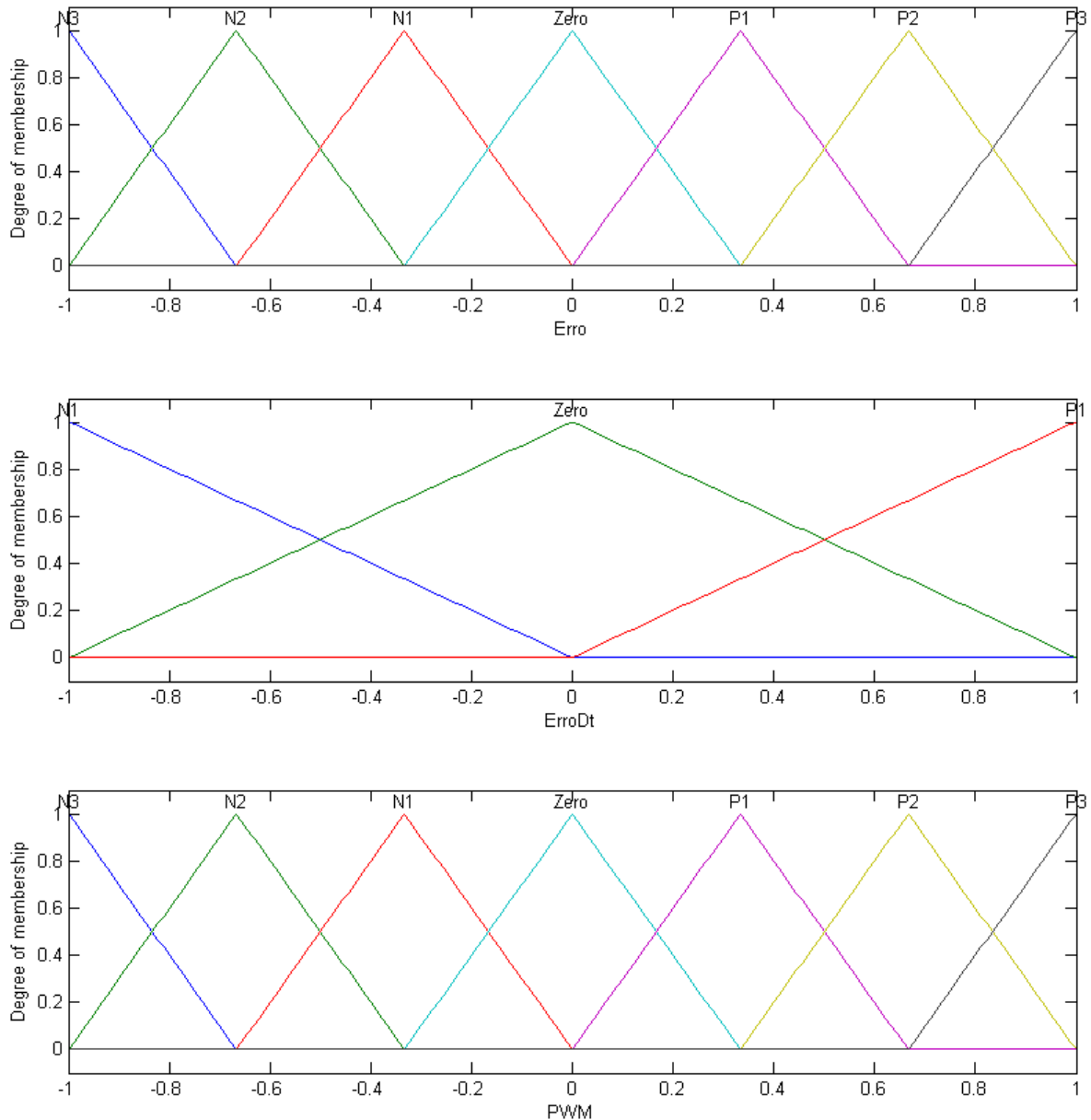


Figura 5.2 – Universos de discurso e funções de pertinências para os controladores *fuzzy*.

Essas funções de pertinências foram montadas de forma empírica, e foram utilizadas nos três controladores *fuzzy*, mudando apenas os ganhos de entrada KP e KD . Esses ganhos

foram definidos de forma empírica, sendo eles para os ângulos de arfagem e rolagem de 0,0055 e 2,0 para o ângulo de guinada de 0,01 e 4,0 ambos respectivos aos ganhos K_P e K_D . Os gráficos da Figura 5.3 mostram os resultados obtidos na simulação.

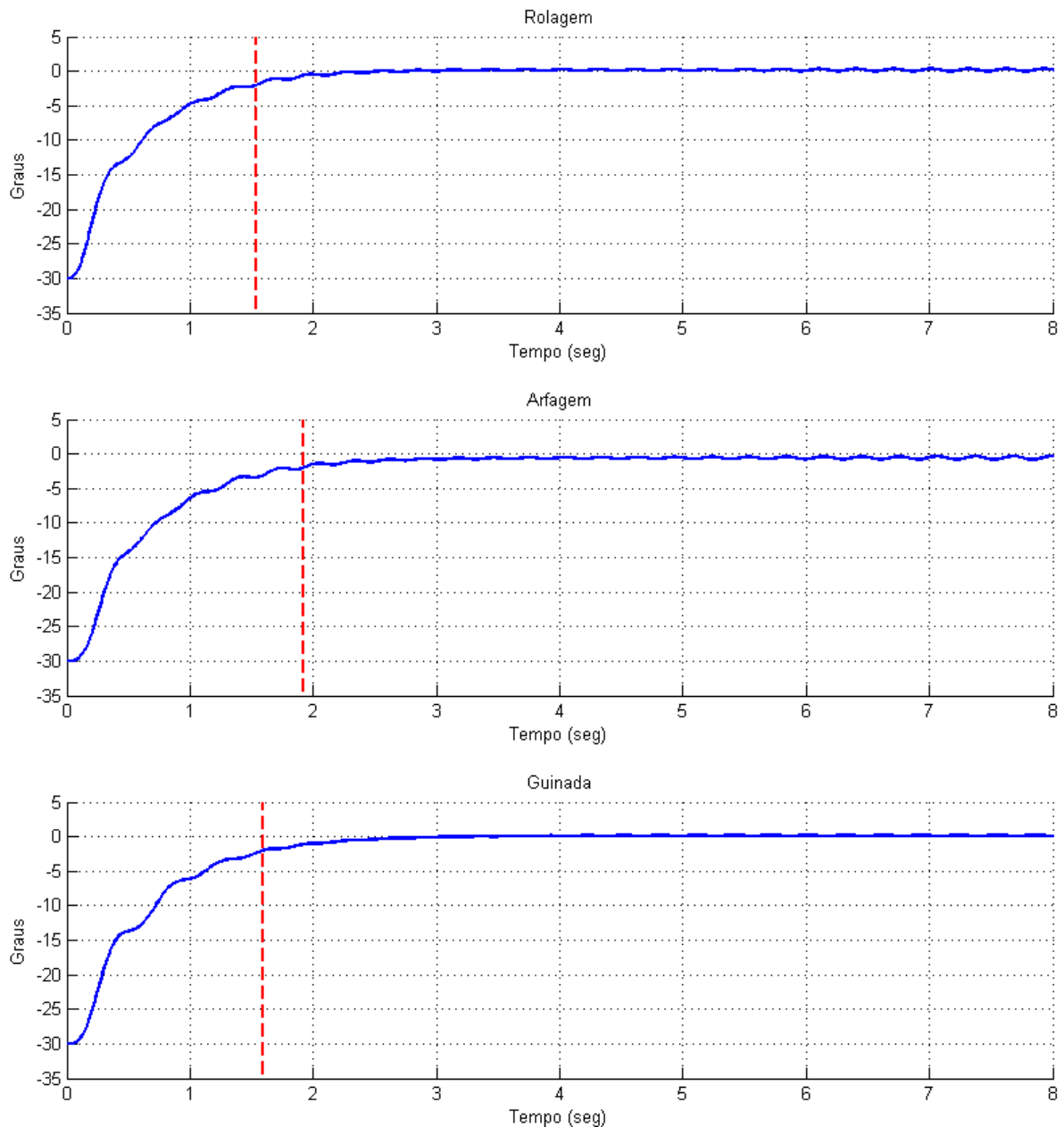


Figura 5.3 – Resultados obtidos na simulação para o controlador *Fuzzy*

Para esta simulação foram utilizados os mesmos estados iniciais e referências das simulações realizadas para o controlador PID. Na análise do tempo de estabilização foi considerado um erro de no máximo $\pm 2^\circ$. Observando os gráficos o ângulo de rolagem levou $\sim 1,6$ segundos para estabilizar o sistema, o ângulo de arfagem levou $\sim 2,0$ segundos para estabilizar e o ângulo de guinada levou $\sim 1,6$ segundos para estabilizar. Para todos os gráficos

as linhas verticais indicam o tempo de estabilização para o erro considerado. Em comparação com o controlador PID o controlador *Fuzzy* apresentou uma resposta mais rápida em dois dos três ângulos para a margem de erro selecionada, entretanto para margens de erros maiores o controlador PID acabaria sendo mais rápido, porém o mesmo apresentou um sobre sinal e uma leve oscilação antes de estabilizar para os ângulos de rolagem e arfagem. Mesmo o controlador *Fuzzy* apresentando uma leve vantagem sobre o PID seu desempenho pode ser ainda melhorado alterando as funções de pertinência ou mesmo as regras de inferência.

5.2 Resultados práticos da redução dos ruídos mecânicos

Nesta seção serão demonstrados os métodos e resultados utilizados para reduzir os ruídos mecânicos provenientes dos conjuntos motor-hélice. Dentre os sensores utilizados o mais susceptível a ruídos mecânicos foi o acelerômetro, devido ao ruído mecânico ser essencialmente uma vibração que altera a aceleração do corpo em uma frequência relativamente alta. A intensidade desse ruído acaba comprometendo a integridade do sinal captado pelo acelerômetro, impossibilitando assim que esses dados possam ser utilizados no sistema de controle do veículo.

5.2.1 Redução do ruído mecânico nos sensores

Para a redução do ruído mecânico nos sensores uma das alternativas foi isolar mecanicamente a placa eletrônica, que contém os sensores, da estrutura do quadricóptero onde os motores estão fixados. Para isto implementou-se métodos de fixação utilizando elásticos e espuma viscoelástica. Para efeito de comparação também foi feito testes com a placa eletrônica fixada rigidamente na estrutura com parafusos. A Figura 5.4 demonstra os resultados obtidos do acelerômetro para os três testes feitos.

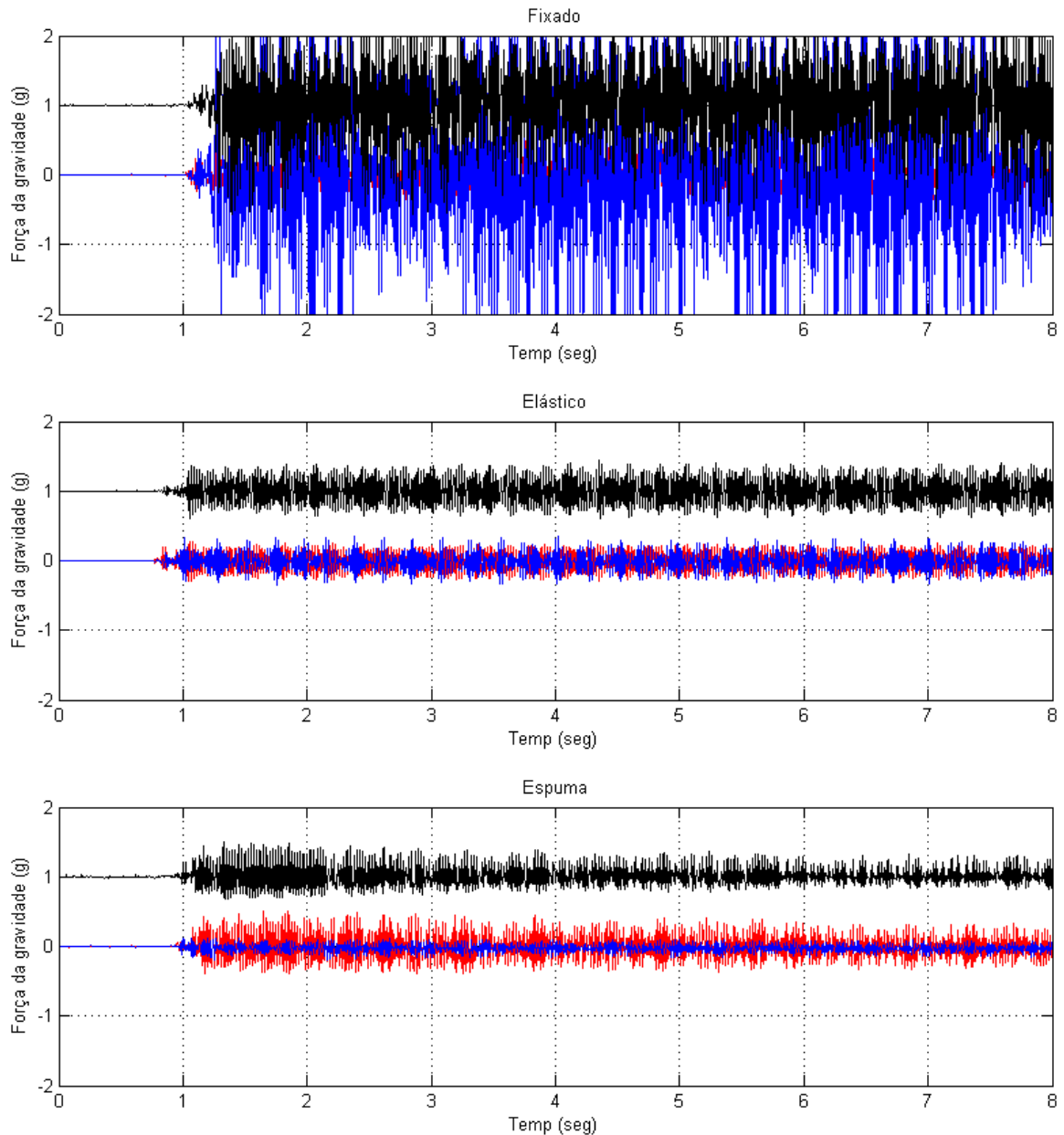


Figura 5.4 – Medidas obtidas do acelerômetro para os testes de ruído mecânico.

Os testes foram feitos para a placa dos sensores acoplada de modo rígido, com elástico e com espumas, mostrados na figura respectivamente de cima para baixo. Foi medida a aceleração nos três eixos, onde a linha em vermelho é o eixo “X”, a azul o eixo “Y” e a preta o eixo “Z”. Este teste foi realizado utilizando apenas dois motores, frontal e traseiro, acionados a uma potência próxima de 30% da capacidade total. O protótipo foi suspenso com fios de nylon para evitar o contato da estrutura com elementos externos que pudessem alterar sua vibração, assim aproximando as condições de testes para uma condição de voo real. Observa-se nos gráficos que o ruído surgiu a partir de 1 segundo, momento no qual os

motores foram acionados. Analisando-se os gráficos ficou nítido que as duas abordagens utilizadas conseguiram uma grande redução do ruído mecânico. Para uma análise mais detalhada dos dados, os gráficos da Figura 5.5 mostram o espectro de frequência das medidas obtidas no eixo y.

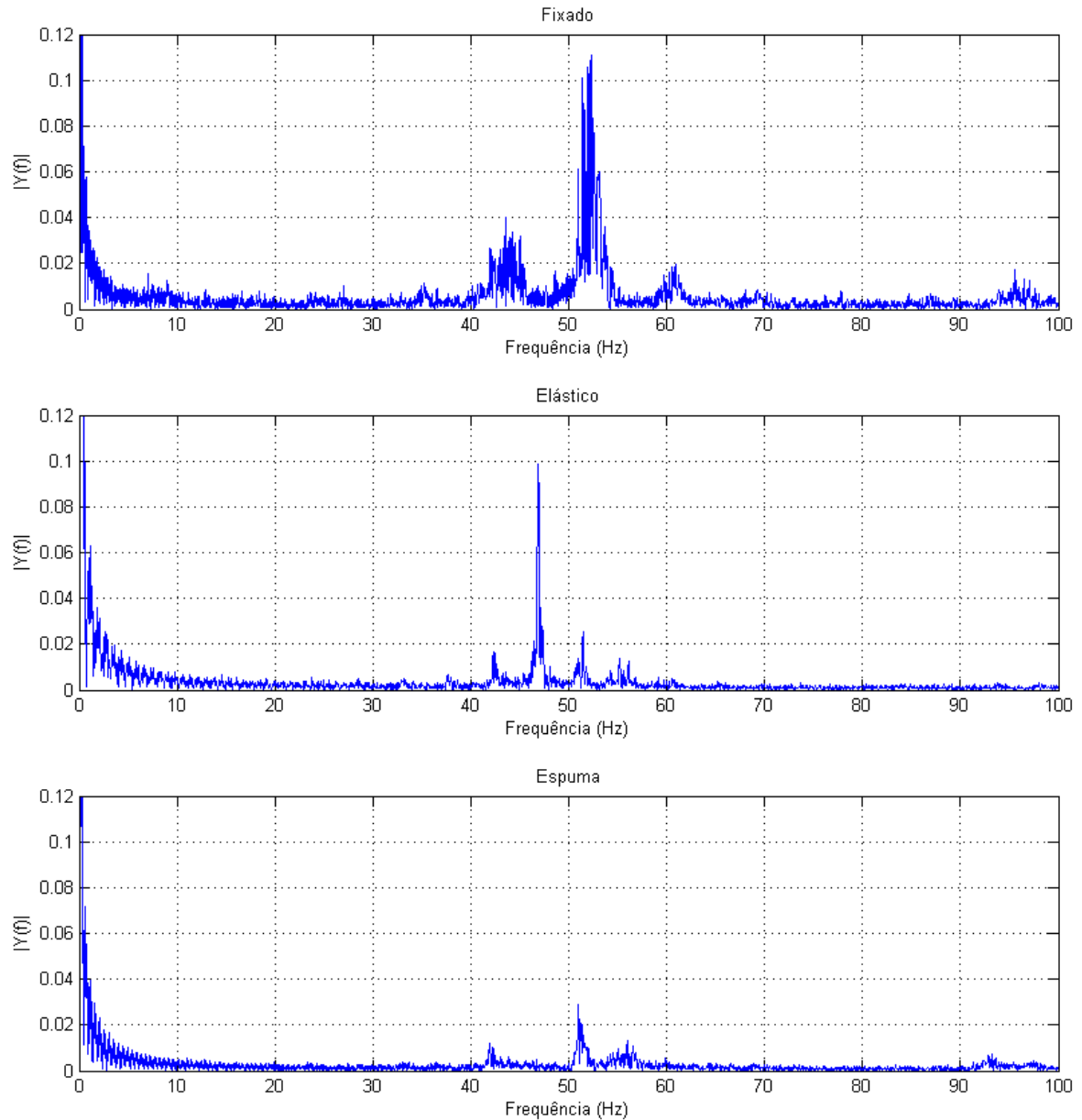


Figura 5.5 – Espectro de frequência das medidas do acelerômetro para os testes de ruído mecânico.

Analisando-se os gráficos observa-se que existem duas faixas de frequência onde as amplitudes são mais pronunciadas, a primeira de 0 a 10 Hz, que é uma frequência de oscilação da estrutura suspensa gerada pelo torque dos motores no momento de seus

acionamentos. A segunda faixa de 40 a 60 Hz, é devida à vibração dos conjuntos motor-hélice. Conforme os gráficos mostram a espuma foi a que conseguiu melhor filtrar as vibrações mecânicas, resultando na menor amplitude nessa faixa de frequência.

5.2.2 Balanceamento das hélices

Um dos principais fatores que contribuem para a vibração dos motores é o fato das hélices estarem desbalanceadas, pelo fato das duas pás possuírem diferentes massas. Assim uma outra alternativa para a redução do ruído mecânico foi realizar o balanceamento das hélices, este processo foi feito conforme demonstrado na seção 2.5.4. Utilizando as mesmas condições de testes da seção anterior com a placa dos sensores já isolada com as espumas, nesta seção foram feitos dois testes, um para as hélices desbalanceadas e outro para elas já balanceadas. A Figura 5.6 mostra o resultado destes testes.

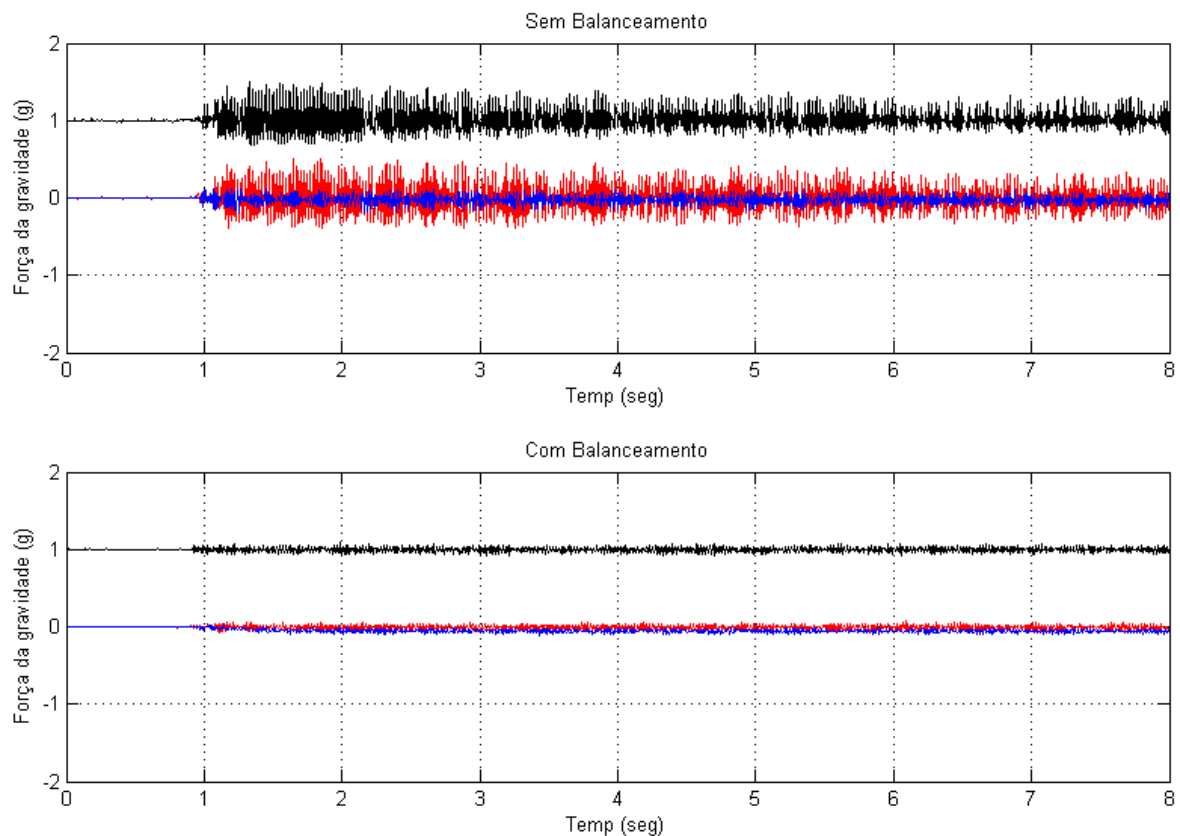


Figura 5.6 – Medidas obtidas do acelerômetro para os teste de balanceamento das hélices.

Novamente os dados foram aquisitados do acelerômetro, por ser o sensor mais crítico. A Figura 5.6 mostra, de cima para baixo, os gráficos para os dados obtidos sem o balanceamento e com balanceamento, ambos os testes foram feitos com a placa dos sensores

já isolada com as espumas. Percebe-se que houve uma grande melhora com o balanceamento das hélices. A Figura 5.7 mostra os gráficos do espectro de frequência para esses testes.

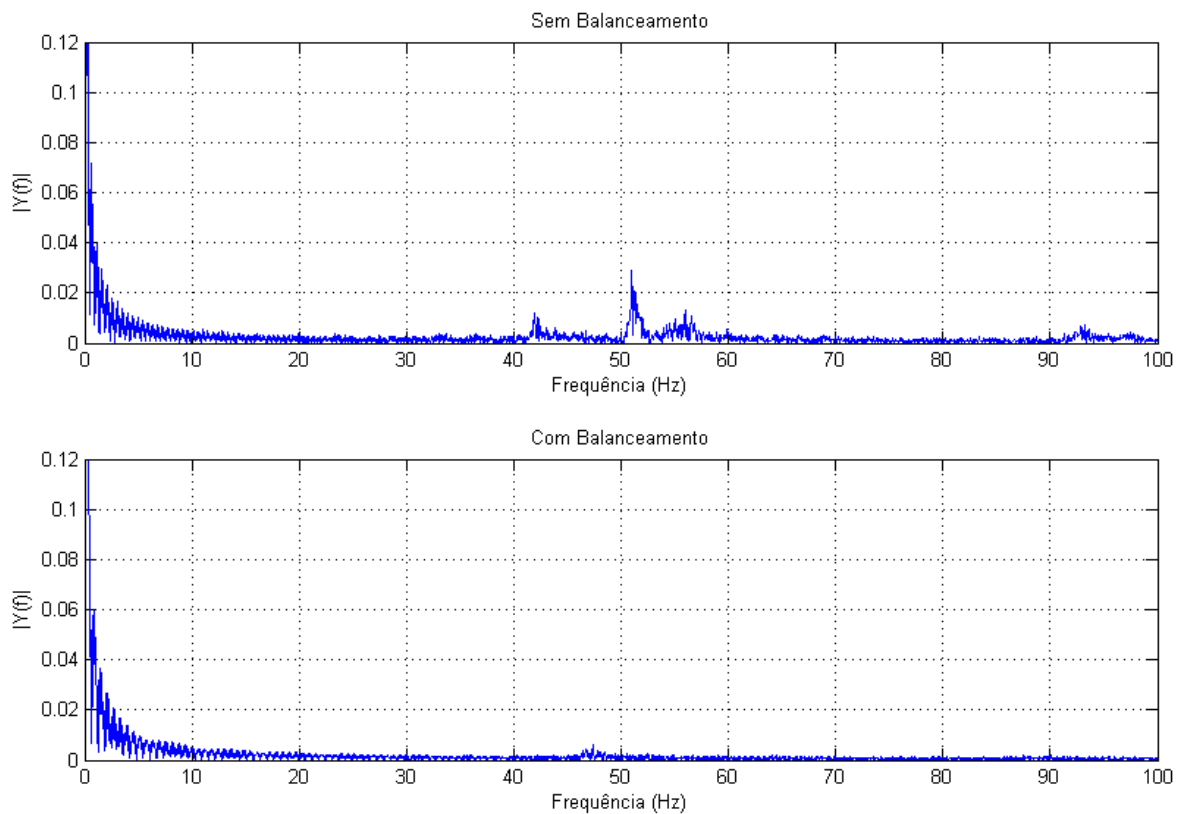


Figura 5.7 – Espectro de frequência das medidas do acelerômetro para os testes de balanceamento das hélices.

Observando os gráficos percebe-se que houve uma atenuação de aproximadamente 30 na amplitude do ruído na faixa de frequência de 40 a 60 Hz, associando-se o balanceamento das hélices e a espuma viscoelástica. Desse modo espera-se obter uma melhora significativa na estabilidade do sistema de controle do quadricóptero.

6. CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

O principal objetivo deste trabalho foi desenvolver um protótipo de VANT do tipo quadricóptero de baixo custo para obtenção de imagens e vídeos aéreos. O sistema de propulsão utilizado é composto por quatro motores do tipo *brushless outrunners* acoplados a hélices e alimentados por baterias de Li-Po. Como unidade de processamento e controle foi utilizado um microcontrolador de alto desempenho em conjunto com os sensores acelerômetro e giroscópio para medidas inerciais, sonar para altitude e GPS para medidas translacionais. Entretanto, devido ao projeto ter contemplando apenas as etapas de funcionamento geral e estabilização, os sensores sonar e GPS não foram implementados até então.

Uma plataforma de aquisição de dados foi desenvolvida com a finalidade de obterem-se dados do conjunto motor-hélice, que serviram para identificar um modelo matemático desse conjunto para ser utilizado em simulações. O modelo identificado demonstrou-se ter um comportamento dinâmico bem próximo do real. Esta plataforma foi posteriormente utilizada para realizar o balanceamento das hélices a fim de reduzir as vibrações mecânicas que acabavam adicionando ruído nas medidas dos sensores. Esses ruídos foram uma das grandes preocupações no desenvolvimento do protótipo, pois medidas provenientes dos sensores inerciais sofrem interferência direta dos mesmos, distorcendo o sinal que é utilizado no controle. Como alternativa para filtrá-los, além do balanceamento das hélices, foram estudados meios de isolar mecanicamente os sensores afetados, sendo que o método que demonstrou-se mais eficiente foi fixar os sensores na estrutura do VANT utilizando-se espumas viscoelásticas. Este método junto com o balanceamento das hélices conseguiu reduzir consideravelmente os ruídos provenientes das vibrações mecânicas.

Um modelo matemático de seis estados do quadricóptero foi elaborado e parâmetros do protótipo foram calculados para posteriormente serem utilizados em simulações. Foram desenvolvidos dois tipos de controladores, o controlador PID, sendo ele uma abordagem mais clássica, foi utilizado para validação do protótipo e comparação com o outro método de controle que foi o controlador *Fuzzy*. Este controlador foi utilizado devido à sua capacidade de incorporar não linearidades presentes no sistema e por ele não ter sido ainda descrito na literatura para este tipo de aeronave. Nas simulações realizadas foi possível demonstrar que o VANT poderá ser controlado tanto por um controlador PID como um *Fuzzy*, sendo que o controlador *Fuzzy* apresentou uma resposta mais rápida em dois dos três ângulos para a

margem de erro selecionada. Entretanto, para margens de erros maiores, o controlador PID acabaria sendo mais rápido, porém o mesmo apresentou um sobre sinal e uma leve oscilação antes de estabilizar para os ângulos de rolagem e arfagem. Estes fatores podem aumentar o consumo energético do protótipo diminuindo sua autonomia além de contribuir negativamente para a aquisição de imagens, aumentando as chances delas saírem tremidas ou borradas. Para a situação atual de ganhos o controlador *Fuzzy* é o método mais atraente por não apresentar sobre sinal e nem oscilações melhorando assim a autonomia e captura de imagens do veículo. No entanto, até o momento esses controladores foram sintonizados de modo empírico, não sendo possível afirmar se os valores de ganhos encontrados são os melhores possíveis.

Através da análise do empuxo, potência elétrica consumida pelos motores e capacidade de carga da bateria utilizada, chegou-se a uma estimativa de autonomia de voo da ordem de 18 minutos, considerando a aeronave estática. Em condições de movimentação, estima-se uma autonomia de 15 minutos.

Apesar do protótipo ser funcional, em ensaios práticos não foi possível obter uma estabilização mínima necessária para realizar voos. Uma possível explicação para este fato refere-se às aproximações utilizadas no processo de identificação do sistema, que podem levar a uma dinâmica da aeronave significativamente diferente do modelo experimental. Outra possibilidade refere-se à presença dos ruídos mecânicos que comprometeram as medidas dos sensores inerciais, introduzindo ruído na malha de controle.

Para trabalhos futuros sugere-se identificar o comportamento dinâmico do protótipo inteiro como alternativa à modelagem matemática realizada, tornando assim as simulações mais próximas do real, o que facilitará a determinação dos ganhos dos controladores. Também sugere-se o desenvolvimento de novas estratégias de controle, como por exemplo o controlador *PID-Fuzzy* que utiliza os conceitos dos dois controladores, resultando num sistema de controle mais robusto e flexível. Também será necessário à implementação no protótipo dos sensores sonar e GPS para o sistema de navegação, além da câmera fotográfica para aquisição das imagens aéreas em alta resolução.

REFERÊNCIAS

- [1] US Department of Defense, Dictionary of Military and Associated Terms, 2005.
- [2] airforce-technology, “RQ-4A/B Global Hawk High-Altitude, Long-Endurance,” [Online]. Available: <http://www.airforce-technology.com/projects/rq4-global-hawk-uav/>. [Acesso em Novembro 2011].
- [3] Latchman, “University of Florida,” 2003. [Online]. Available: <http://www.list.ufl.edu/uav/UAVHstry.htm>. [Acesso em Novembro 2011].
- [4] Hardgrave, “The pioneers,” 2005. [Online]. Available: <http://www.ctie.monash.edu.au/hardgrave/denny.html>. [Acesso em Novembro 2011].
- [5] airforce-technology, “Predator RQ-1 / MQ-1 / MQ-9,” [Online]. Available: <http://www.airforce-technology.com/projects/predator/>. [Acesso em Novembro 2011].
- [6] U.S. Air Force Official Web Site, “RQ-1 Predator,” [Online]. Available: <http://www.af.mil/information/heritage/spotlight.asp?id=123166024>. [Acesso em Novembro 2011].
- [7] Wong K.C., Bil C., Gordon D., Gibbens P.W., “Study of the Unmanned Aerial Vehicle (UAV) Market in Australia,” *Aerospace Technology Forum Report*, 1997.
- [8] “RC Groups,” 2010. [Online]. Available: <http://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?t=1344780&page=3>. [Acesso em Novembro 2011].

- [9] BOUABDALLAH, S., MURRIERI, P. and SIEGWART, R., “Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor,” *In Proceedings of International Conference on Robotics and Automation*, 2004.
- [10] S. E. A. P. d. Costa, “Controle e Simulação de um Quadrirotor Convencional,” Lisboa, 2008.
- [11] Santana P.; Braga M.;, “Conceção de um Veículo Aéreo Não-Tripulado do Tipo Quadrirotor,” Universidade de Brasília, 2008.
- [12] J.Gordon Leishman, *The Bréguet-Richet Quad-Rotor Helicopter of 1907*, Vertiflite, 2001.
- [13] Wikimedia Foundation, Inc., “Quadrotor,” [Online]. Available: <http://en.wikipedia.org/wiki/Quadrotor>. [Acesso em Novembro 2011].
- [14] AviaStar, “Convertawings Model A,” [Online]. Available: http://www.aviastar.org/helicopters_eng/convertawings.php. [Acesso em 2011 Novembro].
- [15] Bresciani. T., “Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter,” 2008.
- [16] Domingues. J., “Quadrotor prototype,” Lisboa, 2009.
- [17] S. Bouabdallah, A. Noth, and R. Siegwart., “PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor,” *Intelligent Robots and Systems*, 2004.
- [18] G.M. Hoffmann, H. Huang, S.L. Waslander, and C.J. Tomlin., “Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment,” 2007.

- [19] xsens, “MTi-G,” xsens, [Online]. Available: <http://www.xsens.com/en/general/mti-g>. [Acesso em Novembro 2011].
- [20] xsens, “MTx,” xsens, [Online]. Available: <http://www.xsens.com/en/general/mtx>. [Acesso em Novembro 2011].
- [21] MicroStrain, “3DM-GX1,” MicroStrain, [Online]. Available: <http://www.microstrain.com/inertial/3dm-gx1>. [Acesso em Novembro 2011].
- [22] Yedamale. P., “Brushless DC (BLDC) Motor Fundamentals,” 2003.
- [23] I. Wikimedia Foundation, “Outrunner,” [Online]. Available: <http://en.wikipedia.org/wiki/Outrunner>. [Acesso em Novembro 2011].
- [24] NXP, “LPC17xx User manual,” 2010.
- [25] ARM, “Cortex-M3 Processor,” [Online]. Available: <http://www.arm.com/products/processors/cortex-m/cortex-m3.php>. [Acesso em Novembro 2011].
- [26] mbed, “Rapid Prototyping for Microcontrollers,” [Online]. Available: <http://mbed.org/>. [Acesso em Novembro 2011].
- [27] Analog Devices, “Digital Accelerometer ADXL345,” 2009.
- [28] ST, “L3G4200D,” 2010.
- [29] LOCOSYS Technology Inc., “Datasheet of GPS smart antenna module, LS20030~3,” Taiwan, 2006.

- [30] MaxBotix Inc., “LV-MaxSonar-EZ1 Data Sheet,” 2011.
- [31] ebay, “ebay,” [Online]. Available: <http://www.ebay.com/>. [Acesso em Abril 2012].
- [32] S. Sastry, “A mathematical introduction to robotic manipulation,” Boca Raton, FL, 1994.
- [33] P. Mllhaupt, “Analysis and Control of Underactuated Mechanical Nonminimum-phase Systems,” Department of Mechanical Engineering, EPFL, 1999.
- [34] M. Hepperle, “Aerodynamic Characteristics of Propellers,” [Online]. Available: <http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/propuls3.htm>. [Acesso em Novembro 2011].
- [35] W. Barnes and W. McCormick., “Aerodynamics, Aeronautics and Flight Mechanics,” Wiley, 2nd. edtion, New York, 1995.
- [36] “Polynomial curve fitting,” [Online]. Available: <http://www.mathworks.com/help/techdoc/ref/polyfit.html>. [Acesso em Abril 2012].
- [37] MathWorks, “Estimate parameters of ARX or AR model using least squares,” [Online]. Available: <http://www.mathworks.com/help/toolbox/ident/ref/arx.html>. [Acesso em Novembro 2011].
- [38] Ogata, K., Engenharia de Controle Moderno, Addison Wesley, 2003.
- [39] Pires, J.; Nascimento, C., “Controle Fuzzy para braço robótico utilizando a abordagem adaptativa neuro-fuzzy (ANFIS) do Matlab”.
- [40] F. Gomide, R. Gudwin,; “Modelagem, Controle, Sistema e Lógica Fuzzy,” *SBA Controle & Automação*, pp. 97-115, 1994.

- [41] Mamdani, E. H.; Assilian, S. A., “An experiment in linguistic synthesis with a fuzzy logic controller,” *Int. J. Man - machine Studies*. 7., pp. 1-13, 1975.
- [42] Amendola, M.; Souza, A. L.; Barros, L. C., “Manual do uso da teoria dos conjuntos Fuzzy no MATLAB,” 2005.
- [43] MathWorks, “MATLAB - The Language Of Technical Computing,” [Online]. Available: http://www.mathworks.com/products/matlab/?s_cid=global_nav. [Acesso em Novembro 2011].
- [44] MathWorks, “Simulink - Simulation and Model-Based Design,” [Online]. Available: <http://www.mathworks.com/products/simulink/>. [Acesso em Novembro 2011].

ANEXO A

No processo de aquisição do empuxo utilizando extensômetros foi necessário realizar um procedimento de calibração dos sensores. Este procedimento foi utilizado para definir a constante de calibração (C_C) demonstrada na equação (2.2) do capítulo 2. Para a realização da calibração a plataforma de testes foi montada de cabeça para baixo na borda de uma mesa de modo que a lâmina de fenolite com os extensômetros ficassem livres. Assim no centro da lâmina onde é fixado o motor foram fixados objetos de pesos conhecidos, para cada objeto foi medido o seu valor de deformação, o gráfico da Figura A.1 mostra os valores medidos nesse processo.

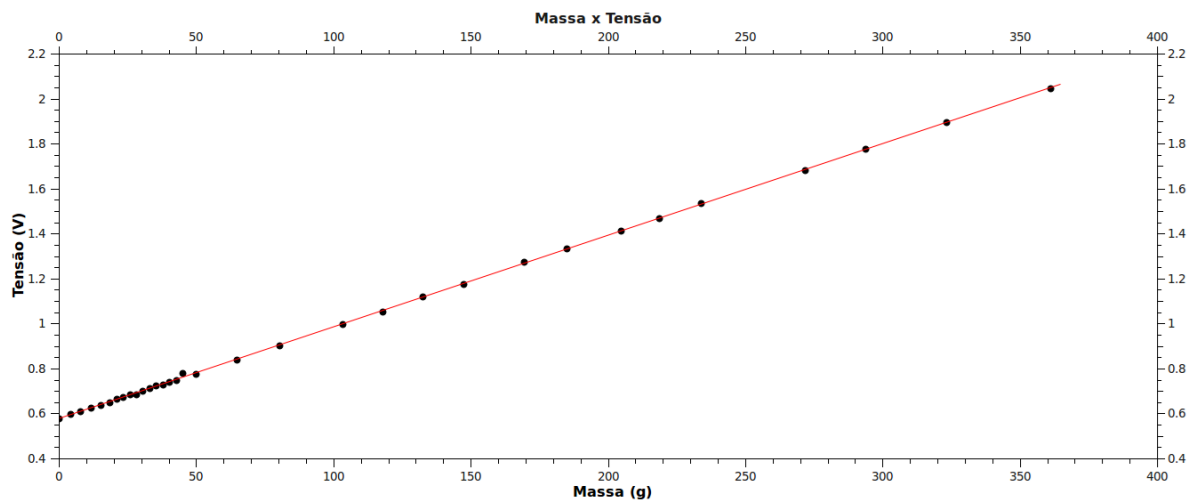


Figura A.1 – Valores obtidos no processo de calibração.

Onde cada ponto preto representa um objeto de massa conhecido, no eixo das ordenadas está os valores de deformação medidos em Volt e no eixo das abscissas o valor da massa do objeto em gramas. Com esses dados foi possível traçar uma reta interseccionando os pontos e a partir da equação dessa reta foi possível descobrir a constante de calibração (C_C).