



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DO SEMI-ÁRIDO  
PRÓ-REITORIA DE PESQUISA E PÓS-GRADUAÇÃO  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM SISTEMAS DE  
COMUNICAÇÃO E AUTOMAÇÃO

FLÁVIA ELIONARA FREIRE DANTAS

**CONTROLE PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DO TIPO  
QUADRICÓPTERO**

MOSSORÓ

2017

FLÁVIA ELIONARA FREIRE DANTAS

**CONTROLE PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DO TIPO  
QUADRICÓPTERO**

Dissertação de mestrado acadêmico apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Sistemas de Comunicação e Automação da Universidade Federal Rural do Semi-Árido como requisito para obtenção do título de Mestre em Sistemas de Comunicação e Automação

Linha de Pesquisa: Controle e Sistemas de Energia

Orientador: Prof<sup>ª</sup>. Dr<sup>ª</sup>. Danielle Simone da Silva Casillo - UFERSA

Coorientador: Prof. Dr. Danniell Cavalcante Lopes - UFERSA

MOSSORÓ

2017

©Todos os direitos estão reservados à Universidade Federal Rural do Semi-Árido. O conteúdo desta obra é de inteira responsabilidade do (a) autor (a), sendo o mesmo, passível de sanções administrativas ou penais, caso sejam infringidas as leis que regulamentam a Propriedade Intelectual, respectivamente, Patentes: Lei nº 9.279/1996, e Direitos Autorais: Lei nº 9.610/1998. O conteúdo desta obra tornar-se-á de domínio público após a data de defesa e homologação da sua respectiva ata, exceto as pesquisas que estejam vinculadas ao processo de patenteamento. Esta investigação será base literária para novas pesquisas, desde que a obra e seu (a) respectivo (a) autor (a) seja devidamente citado e mencionado os seus créditos bibliográficos.

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)  
Biblioteca Central Orlando Teixeira (BCOT)  
Setor de Informação e Referência (SIR)  
Setor de Informação e Referência

D192c Dantas, Flávia Elionara Freire.  
CONTROLE PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DO  
TIPO QUADRICÓPTERO / Flávia Elionara Freire  
Dantas. - 2017.  
64 f. : il.

Orientadora: Danielle Simone da Silva Casillo.  
Coorientador: Danniel Cavalcante Lopes.  
Dissertação (Mestrado) - Universidade Federal  
Rural do Semi-árido, Programa de Pós-graduação em  
Sistemas de Comunicação e Automação, 2017.

1. VANT. 2. Controle Fuzzy. 3. Voo Autônomo. 4.  
Quadricóptero. I. Casillo, Danielle Simone da  
Silva, orient. II. Lopes, Danniel Cavalcante, co-  
orient. III. Título.

Bibliotecário-Documentalista  
Nome do profissional, Bib. Me. (CRB-15/10.000)

FLÁVIA ELIONARA FREIRE DANTAS

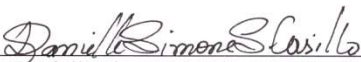
**CONTROLE PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DO TIPO  
QUADRICÓPTERO**

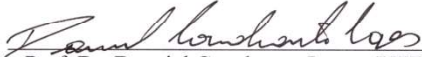
Dissertação de mestrado acadêmico apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Sistemas de Comunicação e Automação da Universidade Federal Rural do Semi-Árido como requisito para obtenção do título de Mestre em Sistemas de Comunicação e Automação

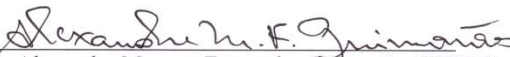
Linha de Pesquisa: Controle e Sistemas de Energia


Defendida em: 17 / 02 / 2017.

**BANCA EXAMINADORA**

  
Prof. Dr. Danielle Simone da Silva Casillo (UFERSA)  
Presidente

  
Prof. Dr. Daniel Cavalcante Lopes (UFERSA)  
Co-orientador

  
Prof. Dr. Alexandre Magnus Fernandes Guimarães (UFRN)  
Membro Examinador Externo

  
Prof. Dr. Marcelo Roberto Bastos Guerra Vale (UFERSA)  
Membro Examinador Interno

## AGRADECIMENTOS

A Deus, meu Pai, pela oportunidade concedida de entrar no curso de mestrado, também por ter caminhado junto durante toda a jornada, pelas palavras de amor e carinho, dando-me forças para não desistir e toda ajuda possível.

A minha família, meus pais Eliomar Reinaldo Dantas e Aurivanda Freire da Silva Dantas, pelo amor, apoio e paciência em todas as fases da vida, acima de tudo paciência nesse período tão turbulento, minha irmã, Vanessa Dantas pela espera e compreensão.

À orientadora Professora Danielle Casillo, por acreditar no nosso trabalho e em mim, aceitando me orientar em primeiro lugar, pelo incentivo, pelo abraço, disponibilidade, ideias e também pela disposição de materiais fundamentais para a realização dos testes, ao co-orientador Professor Danniell Lopes pela orientação e conhecimento compartilhado.

Aos professores, Idalmir Queiroz, Humberto Dionísio, Leonardo Casillo, Maria das Graças por contribuírem com conhecimento, profissionalismo e dicas para que o trabalho ficasse no padrão.

Aos meus amigos do PPSCA Samanta Holanda, Felipe Bezerra, Allyson Filgueira, Edpo Morais, Cássio Colaça, Diêgo Pires, Anamaria Sena pela ajuda, amizade, companheirismo, pelas horas de descontração, lanches e noites de estudo. Especialmente a Arimateia Magno, sua amizade foi essencial para a conclusão desse trabalho, obrigada pela comida, pelas palavras de conforto, por rir na minha cara ao pensar em desistir, por me fazer rir, por chorar junto comigo às 3h da manhã, com certeza esses dois anos foram mais leves por sua causa.

Aos amigos Alessandra, Keyvilane, Ramon e Thomas por procurar e encontrar ajuda quando mais precisei.

À Monique, pela amizade e ajuda sempre com toda atenção, esclarecendo minhas dúvidas, Fellipe Bastos, pela paciência, esclarecimento das dúvidas, todo suporte técnico, material emprestado, disposição e disponibilidade, sua ajuda foi fundamental para a realização desse trabalho, Ubira, pelo excelente trabalho na construção da plataforma de testes e apoio nos experimentos, Missilene pela disponibilidade em ajudar, mesmo a distância não foi empecilho para me ensinar e auxiliar com muita paciência, Débora Araújo pelo abrigo e amizade desde seus 14 anos.

As amigas, Andressa, Mariza e Luzia por compartilharem a vida, ouvir, orar e aconselhar, sua amizade foi essencial para que meu estado emocional encontrasse equilíbrio especialmente nesses dois anos.

O Alexandre Guimarães, por aceitar nosso convite de participar da banca e Marcelo Guerra, por aceitar participar da banca e também pelos conhecimentos de Simulink e na solução das simulações realizadas.

À Capes pelo apoio financeiro nos primeiros meses desse projeto.

A todos vocês, muito obrigada!

Porque dEle e por Ele, e para Ele, são todas as coisas; glória, pois, a Ele eternamente.

Romanos 11:36

## RESUMO

As pesquisas com Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) têm sido intensificadas desde os anos 2000, com o objetivo de substituir os veículos tripulados. Sua manobrabilidade o torna apto a lidar com diversos tipos de aplicações como vigilância de uma determinada área, inspeção de estruturas, em ambientes de difícil acesso, entre outros. Quando as primeiras pesquisas iniciaram, esse tipo de veículo aéreo era usado apenas para aplicações militares, mas atualmente são estudados para outras aplicações; os estudos se concentram em técnicas de controle para estabilidade e autonomia dos voos. Este trabalho objetiva o desenvolvimento de um controle de altitude e atitude de um VANT do tipo quadricóptero; a implementação foi realizada na plataforma Arduino e os testes de voo em ambientes fechados. Foi realizado o controle de estabilidade e de altura, comparações entre dois tipos de controle de altura, PID (Proporcional-Integral-Derivativo) e *Fuzzy* em ambiente Simulink®/MATLAB.

**Palavras-chave:** VANT. Controle *Fuzzy*. Voo Autônomo. Quadricóptero.



## ABSTRACT

Research on Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) has been intensified since the 2000s with the aim of replacing manned vehicles. Its maneuverability makes it capable of handling various types of applications such as surveillance of a particular area, inspection of structures, in difficult to access environments, among others. When the first research began, this type of aerial vehicle was only used for military applications, but at the moment they are studied for other applications; the studies focus on control techniques for stability and flight autonomy. This work aimed the development of an altitude control and attitude of a UAV type quadrotor; the implementation was carried out on the Arduino platform and the flight tests indoors. Design of stability and height control, comparisons between two types of height control, PID (Proportional-Integral-Derivative) and Fuzzy in a Simulink® / MATLAB environment were performed.

**Keywords:** UAVs. Fuzzy Control. Autonomous flight, Quadrotor

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Referencial Inercial.....	23
Figura 2 - Quadricóptero no referencial inercial, fixo ao corpo e do veículo. ....	24
Figura 3 - Configuração “+” e “X”.....	24
Figura 4 - Definição dos eixos e variáveis de estado .....	26
Figura 5 - Forças e momentos em um quadricóptero: (a) Empuxo; (b) Torque de rolagem; (c) Torque de arfagem; e (d) Torque de guinada. ....	29
Figura 6 - Funções de pertinência de duas variáveis linguísticas.....	34
Figura 7 - Formatos de Funções de pertinência.....	34
Figura 8 - Sistema de Controle Fuzzy .....	35
Figura 9 - Operador Mínimo .....	37
Figura 10 - Operador Máximo.....	37
Figura 11 - Método do centro da área.....	39
Figura 12 - Método do Centro do Máximo.....	40
Figura 13 – Método da Média do Máximo.....	40
Figura 14 - Motor BLDC utilizado no quadricóptero.....	46
Figura 15 - Hélices .....	47
Figura 16 - Sinais trapezoidais de saída do ESC .....	48
Figura 17 - Controlador Eletrônico de Velocidade .....	49
Figura 18 - Bateria.....	50
Figura 19 - MPU 5060.....	50
Figura 20 - Estrutura.....	51
Figura 21 – Plataforma Arduino MEGA 2560® .....	52
Figura 22 - IDE Arduino .....	53
Figura 23 - Quadricóptero .....	54
Figura 24 - Malha de controle para controle de altitude <i>Fuzzy</i> .....	55
Figura 25 - Funções de pertinência da variável erro .....	55
Figura 26 - Funções de pertinência da variável variação do erro .....	56
Figura 27 - Funções de pertinência da saída.....	56
Figura 28 - Malha de controle de altitude PID .....	57
Figura 29 – Diagrama de blocos para controle de altitude <i>Fuzzy</i> .....	58
Figura 30 – Diagrama de blocos para controle de altitude PID.....	59
Figura 31 – Diagrama de blocos para controle PID de atitude.....	60
Figura 32 – Diagrama de combinação das correções de controle .....	61
Figura 33 – Bloco de dinâmica dos motores .....	62
Figura 34 – Resposta com controle de altura PID .....	63
Figura 35 – Resposta com controle <i>Fuzzy</i> de altura .....	64
Figura 36 – Sinal de Perturbação.....	64
Figura 37 – Resposta ao degrau com sinal de perturbação com controle <i>Fuzzy</i> .....	65
Figura 38 – Resposta ao degrau com sinal de perturbação com controle PID .....	65
Figura 39 – Resposta do ângulo de <i>pitch</i> com controle PID .....	66
Figura 40 – Resposta do ângulo de <i>roll</i> com controle PID .....	66

Figura 41 – Resposta do ângulo de <i>yaw</i> com controle PID.....	67
Figura 42 – Plataforma de testes .....	68
Figura 43 – Resposta experimental da atitude.....	69
Figura 44 – Sinal PWM dos motores durante o teste experimental .....	70

## LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Equações de ajuste para controladores PID .....	43
Tabela 2 - Efeito do aumento dos parâmetros $K_p$ , $K_i$ e $K_d$ independentemente .....	44
Tabela 3 - Características do Motor BLDC.....	46
Tabela 4 - Regras para tomada de decisão .....	57
Tabela 5 - Parâmetros do controlador PID .....	58

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

B	<i>Body fixed frame</i> (Sistema Fixo ao Corpo Rígido)
BEC	<i>Battery Eliminator Circuit</i> (Circuito Eliminador de Bateria)
BLDC	<i>Brushless Direct Current</i> (Corrente Contínua Sem Escovas)
CC	Corrente Contínua
DOF	<i>Degrees of Freedom</i> (Graus de Liberdade)
E	<i>Earth inertial frame</i> (Referencial Inercial)
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i> (Controlador Eletrônico de Velocidade)
EEPROM	<i>Electrically-Eraseble Programmable Read-Only Memory</i> (Memória de Leitura Programável Apagável Eletricamente)
IDE	<i>Integrated Development Environment</i> (Ambiente de Desenvolvimento Integrado)
IMU	<i>Inertial Measurement Unit</i> (Unidade de Medição Inercial)
Li-Po	<i>Lithium Polymer</i> (Polímero de Lítio)
LQR	<i>Linear-Quadratic Regulator</i> (Regulador Linear Quadrático)
MATLAB	MATrix LABoratory
PID	Proporcional Integral Derivativo
PWM	<i>Pulse-Width Modulation</i> (Modulação por Largura de Pulso)
UBEC	<i>Ultimate Battery Eliminator Circuit</i> ou <i>Universal Battery Eliminator Circuit</i> (Circuito Eliminador de Bateria Universal)
USB	<i>Universal Serial Bus</i> (Barramento Serial Universal)
UAV	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i> (Veículo Aéreo Não-Tripulado)
VANT	Veículo Aéreo Não-Tripulado

## LISTA DE SÍMBOLOS

$p_n$  = Posição inercial (norte) do quadricóptero ao longo do eixo y no referencial inercial

$p_e$  = Posição inercial (leste) do quadricóptero ao longo do eixo x no referencial inercial

$h$  = Altitude do quadricóptero medida ao longo do eixo  $-z$  no referencial inercial

$u$  = Velocidade do quadricóptero ao longo do eixo y no referencial fixo ao corpo

$v$  = Velocidade do quadricóptero ao longo do eixo x no referencial fixo ao corpo

$w$  = Velocidade do quadricóptero ao longo do eixo z no referencial fixo ao corpo

$p$  = Taxa de arfagem (*pitch*) ao longo do eixo x

$q$  = Taxa de rolagem (*roll*) ao longo do eixo y

$r$  = Taxa de guinada (*yaw*) ao longo do eixo z

$m$  = Massa

$f$  = Força

$v$  = Velocidade Linear

$h$  = Momento Angular

$J$  = Matriz de Inércia

$l$  = Comprimento

$T$  = Força de Empuxo

$C_t$  = Coeficiente de Empuxo

$C_q$  = Coeficiente de Torque

$K_p$  = Ganho Proporcional

$K_i$  = Ganho Integral

$K_d$  = Ganho Derivativo

$\theta$  = Ângulo de Arfagem (Pitch) em torno do Eixo Y

$\dot{\theta}$  = Velocidade Angular de Arfagem (Pitch) em torno do Eixo y

$\ddot{\theta}$  = Aceleração Angular de Arfagem (Pitch) em torno do Eixo Y

$\tau_{motor}$  = Constante de tempo do motor

$\tau_\phi$  = Torque de Rolagem (*Roll*)

$\tau_\psi$  = Torque de Guinada (*Yaw*)

$\tau_\theta$  = Torque de Arfagem (*Pitch*)

$\phi$  = Ângulo de Rolagem (*Roll*) em torno do Eixo X

$\dot{\phi}$  = Velocidade Angular de Rolagem (*Roll*) em torno do Eixo x

$\dot{\phi}$  = Aceleração Angular de Rolagem (*Roll*) em torno do Eixo X

$\phi(t)$  = Fluxo magnético no entreferro de ar

$\psi$  = Ângulo de Guinada (*Yaw*) em torno do Eixo Z

$\dot{\psi}$  = Velocidade Angular de Guinada (*Yaw*) em torno do Eixo z

$\ddot{\psi}$  = Aceleração Angular de Guinada (*Yaw*) em torno do Eixo Z

$\Omega$  = Vetor de Velocidades Angulares

## SUMÁRIO

<b>1. INTRODUÇÃO</b> .....	16
1.1. JUSTIFICATIVA .....	17
1.2. OBJETIVOS .....	17
1.3. ORGANIZAÇÃO DA DISSERTAÇÃO.....	17
<b>2. REVISÃO DA LITERATURA</b> .....	19
2.1. PANORAMA DE PESQUISAS EM QUADRICÓPTEROS.....	19
2.2. MODELO DINÂMICO .....	21
<b>2.2.1 Abordagem do Modelo Dinâmico</b> .....	21
<b>2.2.2 Sistema de Coordenadas</b> .....	22
<b>2.2.2.1 Referencial Inercial</b> .....	22
<b>2.2.2.2 Referencial Fixo ao corpo</b> .....	23
<b>2.2.2.3 Referencial do Veículo</b> .....	23
<b>2.2.2.4 Transformação de Sistemas de Coordenadas</b> .....	25
<b>2.2.3 Cinemática de Corpos Rígidos</b> .....	25
<b>2.2.4 Cinemática e Dinâmica do Quadricóptero</b> .....	27
<b>2.2.5 Dinâmica dos Motores</b> .....	29
2.3. LÓGICA FUZZY .....	32
<b>2.3.1 Conjuntos Fuzzy</b> .....	32
<b>2.3.2 Variáveis Linguísticas</b> .....	33
<b>2.3.3 Funções de Pertinência</b> .....	34
<b>2.3.4 Funções de Interface de Codificação</b> .....	35
<b>2.3.5 Procedimentos de Inferência</b> .....	36
<b>2.3.6 Funções de Interface de Decodificação</b> .....	38
2.4. CONTROLE PID.....	41
<b>2.4.1 Controle Proporcional</b> .....	41
<b>2.4.2 Controle Integral</b> .....	41
<b>2.4.3 Controle Derivativo</b> .....	42
<b>3. MATERIAIS E MÉTODOS</b> .....	45
3.1. O PROTÓTIPO.....	45



3.1.1	Motor Brushless (BLDC)	45
3.1.2	Hélices	47
3.1.3	Controlador Eletrônico de Velocidade	48
3.1.4	Alimentação do Sistema	49
3.1.5	Sensores	50
3.1.6	Estrutura do Quadricóptero	51
3.1.7	Plataforma Arduino <sup>®</sup>	51
3.2	CONTROLE DO SISTEMA	54
3.2.1	Controle Fuzzy	54
3.2.2	Controle PID	57
3.2.3	Modelagem Simulink <sup>®</sup>	58
3.2.4	Firmware	62
4.	RESULTADOS E DISCUSSÕES	63
4.1	ANÁLISE COMPUTACIONAL	63
4.2	ANÁLISE EXPERIMENTAL	67
5.	CONSIDERAÇÕES E TRABALHOS FUTUROS	71
5.1	TRABALHOS FUTUROS	72
	REFERÊNCIAS	73

## 1. INTRODUÇÃO

As pesquisas com Veículos Aéreos Não tripulados (VANTs), do inglês *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs), vem crescendo impulsionado por avanços tecnológicos, principalmente na área de microprocessadores, sensores e telecomunicações. Os VANTs são veículos que não necessitam de pilotos já que são controlados remotamente ou de forma autônoma.

Os VANTs podem ser classificados em aeronaves de asa fixa (aviões), de asa rotativa (helicópteros e multicópteros), entre outros (balões, dirigíveis, etc). Dentre os tipos de asas rotativas, quadricópteros tem ganhado destaque nas pesquisas devido as suas vantagens de maior estabilidade, manobrabilidade, voo vertical e poder de pairar. Suas aplicações se baseiam em tarefas em que a presença de seres humanos a bordo não é necessária ou desejável, como em missões perigosas, com o objetivo de eliminar o risco de acidentes. Entre os trabalhos encontrados com VANTs pode-se citar: aquisição de imagens, monitoramento de áreas, inspeção de dutos, linhas de transmissão, busca e salvamento (LUARA, 2012), (LONGHITANO, 2012), (CHAVES, 2013).

As pesquisas realizadas neste trabalho focam em métodos para controle automático para estabilização e realização de voo, assim, essa pesquisa visou realizar o controle de atitude (estabilidade) e altitude do quadricóptero utilizando controle inteligente através da lógica *Fuzzy*, comparando os resultados para um voo pairado. Dentro desse contexto, os principais problemas abordados na dissertação foram:

- Desenvolver o controle *Fuzzy* de altitude para quadricópteros;
- Desenvolver o controle PID de altitude;
- Levantar voo autônomo em um eixo;
- Analisar o comportamento e a confiabilidade do sistema.

Para solucionar os problemas identificados, foram realizados estudos sobre o funcionamento da aeronave, cada elemento que a compõe, a plataforma Arduino e controlador *Fuzzy*, bem como controlador PID. Foi desenvolvido o controle *Fuzzy* e PID de altitude, simulação dos resultados e em seguida testes de voo com o quadricóptero a partir do melhor resultado. Após montagem do protótipo, foram realizados testes de voos em ambiente fechado para análise do comportamento.

## 1.1. JUSTIFICATIVA

Desde a década de 2000 houve um crescimento das pesquisas em VANTs utilizando controle inteligente. Substituir o ser humano em tarefas de risco é o principal atrativo no uso de VANTs, mas a eficiência e desempenho de um veículo aéreo tripulado é muito superior (MOKHTARI *et al.*, 2013). Assim, a necessidade de um controle robusto de estabilidade e a modelagem matemática do quadricóptero não é uma tarefa fácil. Devido as suas características multivariáveis, não linearidade e ser um sistema fortemente acoplado e sensível à interferência, essa tarefa torna-se um problema com alto nível de complexidade na elaboração de um modelo matemático exato (PETRUSEVSKI *et al.*, 2014).

Este trabalho contribuiu para o avanço das pesquisas nesta área na Universidade Federal Rural do Semi Árido (UFERSA), ampliando o conhecimento e experiência com VANT's, através da aplicação da teoria de controle clássico PID e um controlador inteligente baseado em lógica *Fuzzy* ao objeto de estudo.

## 1.2 OBJETIVOS

O objetivo geral do trabalho é desenvolver o controle de atitude e altitude para um Veículo Aéreo Não Tripulado do tipo quadricóptero, implementado na plataforma Arduino, para ser utilizado em um ambiente fechado.

Para se atingir o objetivo proposto, foi estabelecido o cumprimento dos seguintes objetivos específicos:

- Realizar o estudo de cada elemento que compõe o quadricóptero (sensores, atuadores, acessórios, entre outros componentes);
- Modelagem e simulação do sistema controlado no SIMULINK;
- Embarcar o sistema de controle na plataforma Arduino;
- Realizar teste de voo do quadricóptero;

## 1.3 ORGANIZAÇÃO DA DISSERTAÇÃO

Esta dissertação está dividida em cinco capítulos, os quais apresentam todas as etapas seguidas para a construção e controle do quadricóptero.

O capítulo dois apresenta o referencial teórico em que se baseia o trabalho, como o modelo matemático da aeronave de quatro rotores, princípios sobre lógica *Fuzzy* e sobre a teoria do controlador PID. O capítulo três aborda o projeto e descrição dos elementos de construção do protótipo e a metodologia aplicada, descrevendo as etapas de elaboração dos controladores para que realizem um voo pairado. O capítulo quatro apresenta os resultados obtidos nas simulações, uma análise computacional e os resultados experimentais do quadrimotor obtidos por meio do teste de voo do protótipo em um ambiente fechado. As conclusões e propostas de trabalhos futuros são apresentadas no capítulo cinco, onde se destacam os pontos importantes deste trabalho.

## 2. REVISÃO DA LITERATURA

O presente capítulo apresenta a revisão da literatura como base para o desenvolvimento dessa dissertação, contendo pesquisas no Brasil e no mundo sobre VANT's do tipo quadricóptero, em seguida apresenta a modelagem matemática do sistema e finalmente uma explicação sobre os controles *Fuzzy* e PID.

### 2.1 PANORAMA DE PESQUISAS EM QUADRICÓPTEROS

Os primeiros quadricópteros que obtiveram sucesso datam de 1907 com a estrutura dos irmãos Breguet e Charles Richet, os voos eram de baixa altitude (em torno de 1 m a 1,5 m) e de poucos segundos. Os modelos desenvolvidos no início eram pesados (entre 400kg a 800kg) e tinham potência fornecida por gasolina e transmissão de correia. Com o tempo outros modelos foram desenvolvidos, mas o interesse por esse tipo de aeronave foi diminuído devido à dificuldade para se atingir a estabilidade, ressurgindo entre as décadas de 80 e 90 sob a forma de VANTs, graças ao avanço da tecnologia, miniaturização de dispositivos eletrônicos e diminuição de seus custos (LEISHMAN, 2000).

O quadricóptero possui características não lineares e multivariáveis, isso faz com que seja um sistema difícil de controlar (COZA; MACNAB, 2006), no entanto, diversos projetos de pesquisa envolvendo controle de estabilidade, assim como controle de altitude de quadricópteros, foram bem sucedidos em todo o mundo. Por exemplo, os trabalhos de Pounds, Mahony e Corke (2010), Bouabdallah (2007), Raza e Gueiaeb (2010), Sureshkumar (2014), Pounds (2008), Pedro e Kala (2015), Zareb, Ayad e Nouibat (2013), Santos, Lopéz e Morata (2010).

No Brasil também diversas pesquisas sobre quadricópteros obtiveram bons resultados como Sá (2012), Alves (2012), Brandão (2013), Miranda *et al.* (2013), Sanca (2013), Sales, Frutuoso e Santos (2014), Silva (2015), Benigno (2015), Guimarães *et al.* (2012), Nascimento *et al.* (2012).

Há ainda trabalhos com diferentes técnicas de controle como Chamberlain (2011) que utilizou identificação de sistemas para controlar um VANT, Domingues (2009) com controle LQR – *Linear-Quadratic Regulator*, Bouabdallah (2015) com controle por backstepping e modos deslizantes, Carrillo *et al.* (2012) que utilizaram visão computacional para controlar a estabilidade da aeronave.

Brandão (2013) apresentou controladores não lineares aplicados a VANT's, sua principal contribuição foi um controlador não linear baseado em dinâmica inversa, utilizando a técnica de linearização por retroalimentação parcial de estados. A estabilidade do equilíbrio do sistema em malha fechada foi demonstrada através da Teoria de Lyapunov e também pelo controlador proposto. Validações experimentais e por simulação foram realizadas para a verificação do desempenho do controlador durante as manobras de decolagem, *hovering* (voo pairado) e aterrissagem. O controle foi capaz de guiar o VANT Parrot AR.Drone em missões simuladas por uma plataforma desenvolvida em MATLAB®, em um ambiente que simula rajadas de vento, um distúrbio gaussiano contínuo. O controlador também foi capaz de estabilizar a aeronave nas missões experimentais, controlando a altitude e guinada.

Miranda *et al.* (2013) projetaram um controle *Fuzzy* de estabilidade, dos movimentos de arfagem e rolagem, de um VANT com oito motores. Foi construída uma plataforma girante (ou plataforma de Stuart), com o algoritmo de controle em execução, o veículo é liberado a uma posição inicial com o objetivo de se manter em posição de equilíbrio. Foram geradas algumas perturbações e o controle rejeitou essas perturbações geradas. O octorotor utilizado no trabalho foi um protótipo desenvolvido pelos autores e contribuiu para utilização de sistemas inteligentes como metodologias de controle de VANTs.

Sales, Frutuoso e Santos (2014), construíram um quadricóptero e desenvolveram um controlador Fuzzy para estabilizar a aeronave na posição de *hover* (pairado no ar). Foram apresentadas as equações matemáticas que representam o modelo e a descrição do *hardware* utilizado no projeto. As variáveis controladas do sistema são os ângulos de Euler, ângulos de rotação em torno dos eixos x, y e z, além disso, os experimentos foram realizados em duas resoluções diferentes de PWM, 8bits e 12bits. Foi apresentado neste trabalho um método de simplificação dos controladores, usando apenas três controladores, com o uso de três funções de pertinência, demonstrando desempenho satisfatório. Os resultados mostraram que a variação do ângulo ficou entre  $-5^\circ$  e  $6^\circ$ , e a resolução de 12bits teve uma resposta mais suave, apesar de ter mais dificuldade em se adequar ao *set point*.

Alves (2012) modelou, construiu e projetou o controle de estabilidade de um quadricóptero. Na parte de modelagem verificou que o modelo desenvolvido foi suficiente para projetar o controle e seus resultados mostraram que foi possível validar o modelo. Na etapa de projeto e construção do *hardware* toda a estrutura contribuiu para o bom funcionamento do conjunto, bem como o *software* desenvolvido para integração de sensores, atuadores, controle e comunicação. Foram aplicadas quatro técnicas de controle: PID, Lyapunov, LQR e *Backstepping*, em que as leis de controle obtidas para cada técnica

empregada garantiram a estabilidade do sistema. As técnicas foram aplicadas para manter o quadricóptero estável durante o voo, controlando os ângulos de arfagem e rolagem. Como resultado da comparação entre as técnicas aplicadas, a técnica não linear apresentou melhor desempenho em relação às lineares.

Sá (2012) construiu, modelou e projetou o controle PID para a estabilidade de um quadricóptero. Foi feito o dimensionamento de todos os componentes da estrutura da aeronave, de forma que fosse possível o voo com uma carga extra de 1 kg, possibilitando o porte de câmeras de vídeo ou outros dispositivos. O modelo matemático do quadricóptero foi baseado no formalismo de Newton-Euler. Foi apresentado o projeto do sistema microcontrolado utilizado para um controlador PID a fim de alcançar a estabilização, assim como a simulação desse controlador em ambiente Simulink®/MATLAB, sendo os testes realizados para a estrutura desenvolvida. O controlador proposto foi eficiente, mas foi observada a necessidade de melhorias no protótipo quanto à leitura dos sensores, pois apresentou muito ruído.

## 2.2 MODELO DINÂMICO

Nesta seção são mostrados os conceitos fundamentais do modelo dinâmico do quadricóptero. Primeiramente na subseção 2.2.1 os conceitos de sistemas de referência, seguido pela cinemática e dinâmica do quadricóptero nas subseções 2.2.2 e 2.2.3 e pelas forças e momentos que nele atuam, em 2.2.4.

### 2.2.1 Abordagem do Modelo Dinâmico

A ação de um controlador é um dos elementos fundamentais para guiar a aeronave em qualquer tipo de missão previamente definida. Para o projeto de um controlador, é fundamental um modelo que descreva fielmente o comportamento do veículo a ser controlado.

Um sistema pode ser modelado matematicamente a partir de duas abordagens diferentes: por técnicas de identificação de sistemas ou baseado em equações físicas do sistema, podendo haver uma combinação das duas abordagens, utilizando uma para simplificação da outra. A primeira abordagem estima o modelo dinâmico a partir dos dados de excitação e resposta ao sistema físico, enquanto a segunda utiliza as equações de movimento da mecânica para representação dos mesmos (BRANDÃO, 2013. p. 89).

Os modelos dinâmicos clássicos na literatura para modelagem de veículos aéreos são baseados nos modelos de equações físicas de movimento de Newton-Euler e Euler-Lagrange. A formulação de Newton-Euler leva aos mesmos resultados que a formulação de Euler-Lagrange, mas por caminhos diferentes. A principal diferença entre esses modelos está no sistema de referência adotado. Segundo o modelo de Newton-Euler o quadricóptero tem sua referência localizada no centro de massa da aeronave, enquanto o modelo de Euler-Lagrange possui referência coincidente com o referencial inercial. Manipulando matematicamente as formas de representação do modelo dinâmico é possível passar de uma representação para outra (BRANDÃO *et al.*, 2012-1). Para analisar quais forças generalizadas necessitam ser aplicadas, a fim de realizar uma evolução temporal particular das coordenadas generalizadas do quadricóptero, a formulação newtoniana é mais adequada.

Nessa dissertação foi apresentado o modelo dinâmico de um VANT do tipo quadricóptero baseado na abordagem de Newton-Euler.

## 2.2.2 Sistema de Coordenadas

Para desenvolver as equações de dinâmica e cinemática é preciso especificar o sistema de coordenadas que será usado na abordagem. O uso de diferentes sistemas de coordenadas é essencial para descrever a posição de orientação e a atitude do quadricóptero nos seis graus de liberdade.

É necessário utilizar diferentes sistemas de coordenadas já que as equações de Newton, as forças aerodinâmicas, torques e os sensores embarcados fornecem informações relativas a um referencial fixo ao corpo e outros requisitos como pontos de parada e trajetórias de voo são especificados em função do referencial inercial (ALVES, 2012, p. 33).

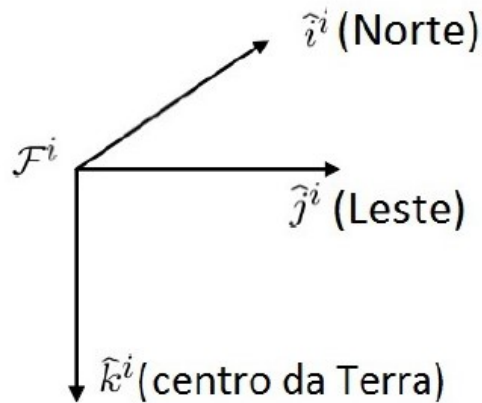
Para análise dinâmica foram considerados o referencial inercial, referencial fixo ao corpo e o referencial do veículo (RAZA; GUEIAEB, 2010, p. 251).

### 2.2.2.1 Referencial Inercial

Um referencial inercial é um sistema de coordenadas fixo a Terra, em uma estação base, com a origem definida em seu ponto de partida e seus eixos como convencional Norte, Leste e Centro da Terra – do inglês *North, East and Down NED*. Esse referencial pode ser observado na Figura 1.



Figura 1 - Referencial Inercial



Fonte: ALVES, 2012, p.38

O eixo  $y$  aponta para o Norte, o eixo  $x$  aponta para o Leste e o eixo  $z$  aponta para o centro da Terra.

### 2.2.2.2 Referencial Fixo ao corpo

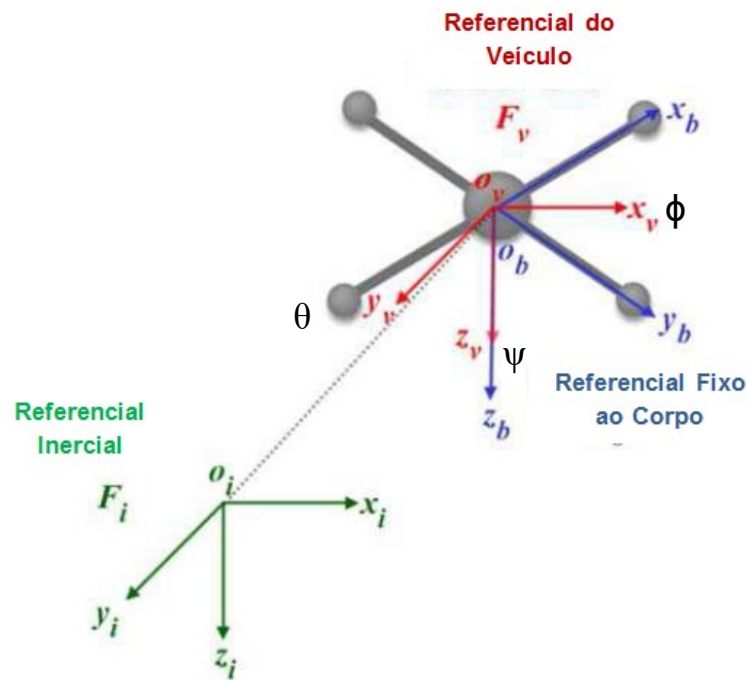
Um sistema de coordenadas fixo ao corpo tem sua origem no centro de gravidade do quadricóptero e seus eixos são alinhados de acordo com sua estrutura de forma que o eixo  $y$ ,  $\vec{y}_b$ , coincide com o braço do motor que está na região frontal. O eixo  $x$ ,  $\vec{x}_b$ , coincide com o braço esquerdo do quadricóptero e o eixo  $z$ ,  $\vec{z}_b$ , é o resultado do produto vetorial  $\vec{z}_b = \vec{x}_b \times \vec{y}_b$  como pode ser visto na Figura 2.

### 2.2.2.3 Referencial do Veículo

Esse sistema de coordenadas é fixo a Terra, coincide com o sistema inercial, mas tem origem no centro de gravidade do quadricóptero. Pode possuir três variações, referencial do veículo rotacionado em torno do eixo  $y$  (gerando um ângulo de arfagem  $\theta$ ), em torno do eixo  $x$  (gerando um ângulo de rolagem  $\phi$ ) e em torno do eixo  $z$  (gerando um ângulo de guinada  $\psi$ ).

Na Figura 2 é possível contemplar os três referenciais descritos: referencial inercial, referencial fixo ao corpo e referencial do veículo.

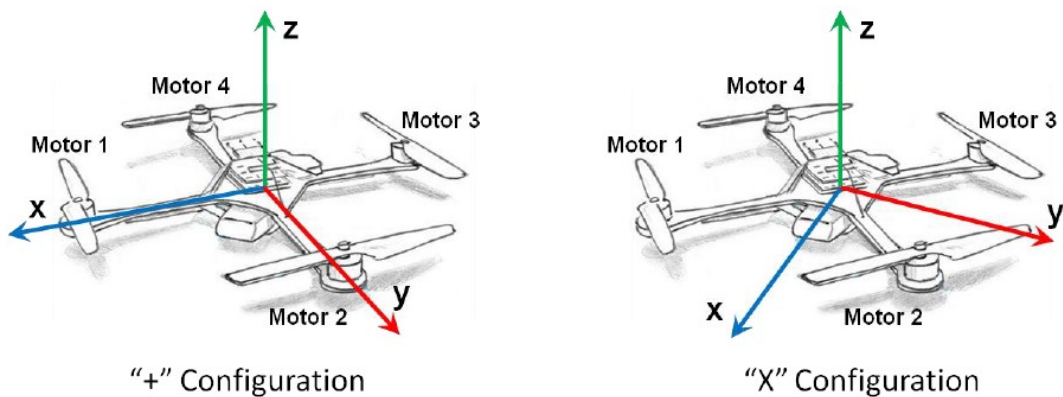
Figura 2 - Quadricóptero no referencial inercial, fixo ao corpo e do veículo.



Fonte: Adaptado de Raza e Gueieb, 2010, p. 250.

O sistema de coordenadas pode variar em configuração “+” e configuração “X”. Na Figura 3 é descrito os dois modelos.

Figura 3 - Configuração “+” e “X”



Fonte: POUNDS, 2007

Como pode ser visto na Figura 3, na configuração “+” o eixo  $X$  está ao longo do braço do motor 1, o eixo  $Y$  está ao longo do braço do motor 2 e o eixo  $Z$  normal ao veículo. Na configuração “X” o plano  $X$ - $Y$  é rotacionado em  $45^\circ$ , resultando na posição do eixo  $X$  entre os motores 1 e 2.

### 2.2.2.4 Transformação de Sistemas de Coordenadas

Para transformar um sistema de coordenadas em outro existem duas operações básicas: rotação e translação.

A matriz  $R_b^v$  projeta os vetores do sistema de coordenadas do corpo no sistema de coordenadas inercial para os ângulos de inclinação ( $\psi$ ,  $\theta$ ,  $\phi$ ). Essa matriz é definida como (SÁ, 2012, p. 17):

$$R_b^v = \mathbf{R}(\psi, z)\mathbf{R}(\theta, y)\mathbf{R}(\phi, x) \quad (1)$$

Desenvolvendo as matrizes  $\mathbf{R}(\psi, z)\mathbf{R}(\theta, y)\mathbf{R}(\phi, x)$  tem-se:

$$R_b^v = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\text{sen}\psi & 0 \\ \text{sen}\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \text{sen}\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\text{sen}\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\text{sen}\phi \\ 0 & \text{sen}\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

Fazendo a multiplicação,

$$R_b^v = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\psi\text{sen}\theta\text{sen}\phi + \text{sen}\psi\cos\phi & \cos\psi\text{sen}\theta\cos\phi + \text{sen}\psi\text{sen}\theta \\ \cos\theta\text{sen}\psi & \text{sen}\psi\text{sen}\theta\text{sen}\phi + \cos\psi\cos\phi & \text{sen}\psi\text{sen}\theta\cos\phi - \text{sen}\phi\cos\psi \\ -\text{sen}\theta & \cos\theta\text{sen}\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (3)$$

Com essa transformação, o sistema de coordenadas fixo ao corpo fica devidamente representado no sistema referencial inercial.

### 2.2.3 Cinemática de Corpos Rígidos

As variáveis de estado do quadricóptero podem ser visualizadas na Figura 4 e foram obtidas de acordo com as orientações Figura 1, são as seguintes:

$p_n$  = Posição inercial (norte) do quadricóptero ao longo do eixo y no referencial inercial

$p_e$  = Posição inercial (leste) do quadricóptero ao longo do eixo x no referencial inercial

$h$  = Altitude do quadricóptero medida ao longo do eixo  $-z$  no referencial inercial

$u$  = Velocidade do quadricóptero ao longo do eixo y no referencial fixo ao corpo

$v$  = Velocidade do quadricóptero ao longo do eixo x no referencial fixo ao corpo

$w$  = Velocidade do quadricóptero ao longo do eixo z no referencial fixo ao corpo

$\theta$  = Ângulo de arfagem (*pitch*) definido em relação ao referencial do veículo rotacionado em torno do eixo x

$\phi$  = Ângulo de rolagem (*roll*) definido em relação ao referencial do veículo rotacionado em torno do eixo y

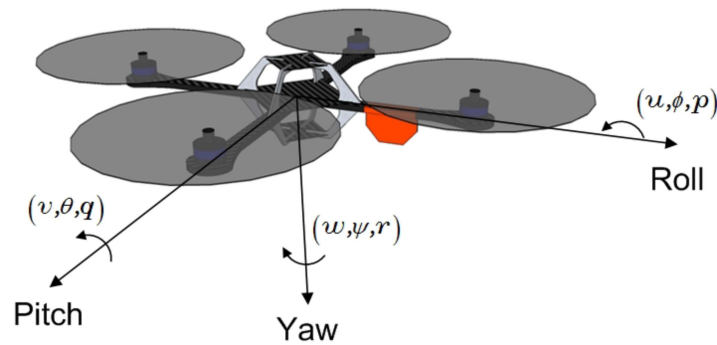
$\psi$  = Ângulo de guinada (*yaw*) definido em relação ao referencial do veículo rotacionado em torno do eixo z

$p$  = Taxa de arfagem (*pitch*) ao longo do eixo x

$q$  = Taxa de rolagem (*roll*) ao longo do eixo y

$r$  = Taxa de guinada (*yaw*) ao longo do eixo z

Figura 4 - Definição dos eixos e variáveis de estado



Fonte: ALVES, 2012. p. 44

As variáveis de estado  $p_n, p_e$  e  $-h$  são quantidades referidas ao sistema inercial e  $u, v, e w$  são quantidades no referencial fixo ao corpo, então se faz necessário a transformação do sistema de coordenadas; a relação entre posição e velocidade é dada através da sua derivada, portanto:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} p_n \\ p_e \\ -h \end{pmatrix} = R_b^v \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = (R_b^v)^T \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (4)$$

Substituindo  $R_b^v$  obtido na equação 3 tem-se:

$$= \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\psi\sin\theta\sin\phi + \sin\psi\cos\phi & \cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\theta \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\psi\sin\theta\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \sin\psi\sin\theta\cos\phi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (5)$$

O mesmo deverá ser feito com  $\dot{\psi}$ ,  $\dot{\theta}$ ,  $\dot{\phi}$ , e as velocidades angulares,  $p$ ,  $q$  e  $r$ , pois estão em sistemas de coordenadas diferentes. E essa transformação torna-se (ALVES, 2012, p. 44-45):

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 1 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi\sec\theta & \cos\phi\sec\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (6)$$

#### 2.2.4 Cinemática e Dinâmica do Quadricóptero

A dinâmica do quadricóptero será descrita através do formalismo de Newton-Euler, como descrito na subseção 2.2.1, para isso algumas considerações deverão ser feitas:

- A estrutura do quadricóptero é um corpo rígido;
- O quadricóptero é simétrico;
- O centro do quadricóptero coincide com o centro da estrutura;
- Os motores são idênticos;
- O arrasto e o empuxo aerodinâmico são proporcionais ao quadrado da velocidade de rotação dos motores.

As leis de Newton aplicam-se apenas a referenciais inerciais, assim a 2ª lei de Newton aplicada ao movimento translacional é:

$$m \frac{dv}{dt} = \mathbf{f} \quad (7)$$

Em que  $m$  é a massa do quadricóptero,  $\mathbf{f}$  a força total aplicada ao quadricóptero e  $\frac{d}{dt}$  é a derivada no tempo no referencial inercial (ALVES, 2012, p.45). A equação de Coriolis define

$$m \frac{dv}{dt_i} = m \left( \frac{dv}{dt_b} + \omega_{b/i} \times v \right) = \mathbf{f} \quad (8)$$

Onde  $\omega_{b/i}$  é a velocidade angular do referencial do corpo em relação ao inercial. Quando a força de controle é calculada e aplicada nas coordenadas do corpo e a velocidade angular medida nas coordenadas do corpo, então, a partir da equação 8 essas coordenadas podem ser expressas pela equação 9 (SURESHKUMAR; COHEN, 2013, p.7):

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} f_x \\ f_y \\ f_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} \quad (9)$$

O movimento de rotação foi descrito pela lei de Newton através da equação 10:

$$\frac{dh^b}{dt_i} = \tau \quad (10)$$

Em que  $\mathbf{h}$  é o momento angular referente ao sistema de coordenadas do corpo e  $\boldsymbol{\tau}$  é o torque aplicado (ALVES, 2012, p.45). Usando a equação de Coriolis tem-se:

$$\frac{dh}{dt_i} = \frac{dh}{dt_b} + \omega_{b/i} \times \mathbf{h} = \tau \quad (11)$$

Para a equação 11, o sistema de coordenadas do corpo  $h^b = \mathbf{J}\omega_{b/i}$  em que a matriz de inércia será dada por  $\mathbf{J}$ . Devido à simetria do quadricóptero em seus três eixos, sua matriz inercial se define por:

$$J = \begin{bmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{bmatrix} \quad (12)$$

Substituindo  $h^b$  e  $J$  na equação 11 obtém-se:

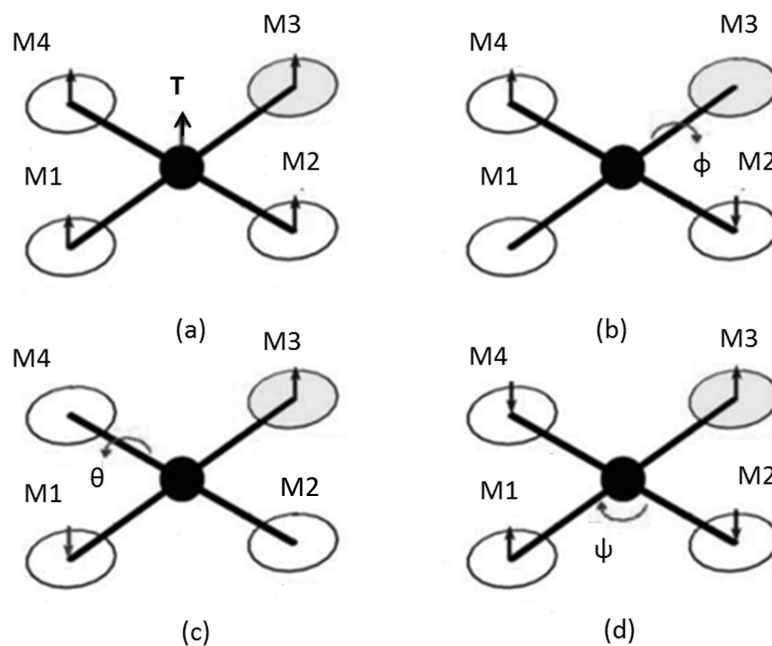
$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} pq \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{bmatrix} \quad (13)$$

Assim, a matriz de aceleração angular é definida pela equação 13.

### 2.2.5 Dinâmica dos Motores

Será definido a seguir as forças e torques que estão agindo no sistema. As forças de sustentação geradas por cada motor e a força gravitacional que age em sentido contrário a elas. Os momentos são os torques gerados em torno de cada eixo, produzindo um movimento de rolagem, arfagem e guinada como pode visto na Figura 5.

Figura 5 - Forças e momentos em um quadricóptero: (a) Empuxo; (b) Torque de rolagem; (c) Torque de arfagem; e (d) Torque de guinada.



Fonte: Raza e Gueiaeb (2010, p. 253)

para o movimento relacionado à altitude os motores devem ser acelerados igualmente e gradualmente para que o quadricóptero suba (Figura 5-a), para descer desacelera-se igualmente e gradualmente os quatro motores. Para pairar no ar as velocidades devem ser iguais e constantes.

O movimento de rolagem ocorre de duas maneiras: para frente e para trás. Para que o quadricóptero se desloque para frente (Figura 5-b), os motores 2 e 4 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto a velocidade do motor 1 deve ser maior que a do motor 3. Para que se desloque para trás, os motores 2 e 4 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto a velocidade do motor 3 deve ser maior que a do motor 1.

O movimento de arfagem ocorre de duas maneiras: para direita e para esquerda. Para que o quadricóptero se desloque para direita (Figura 5-c), os motores 1 e 3 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto que a velocidade do motor 4 deve ser maior que a do motor 2. Para que se desloque para esquerda, os motores 1 e 3 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto que a velocidade do motor 2 deve ser maior que a do motor 4.

Assim como o movimento de arfagem e rolagem, o movimento de guinada ocorre de duas maneiras: em sentido horário e anti-horário. Para o giro em sentido horário (Figura 5-d), os motores 2 e 4 devem possuir velocidades iguais e constantes e, enquanto que deve haver um aumento igual da velocidade nos motores 1 e 3. Para o giro em sentido anti-horário, os motores 1 e 3 devem possuir velocidades iguais e constantes, enquanto que as velocidades nos motores 2 e 4 aumentam igualmente.

A força total que age sobre o quadricóptero provém do empuxo causado pela contribuição de todos os motores, assim (SURESHKUMAR; COHEN, 2013, p.7),

$$F_{total} = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \quad (14)$$

O torque de arfagem é produzido pela diferença de empuxo entre os motores 4 e 2, portanto,

$$\tau_{\theta} = l(F_4 - F_2) \quad (15)$$

O torque de rolagem é produzido pela diferença de empuxo entre os motores 1 e 3, portanto,

$$\tau_{\varphi} = l(F_1 - F_3) \quad (16)$$

O torque de guinada é produzido pela diferença entre os torques em sentido horário e anti-horário, portanto,

$$\tau_{\psi} = \tau_2 + \tau_4 - \tau_1 - \tau_3 \quad (17)$$

A força de empuxo está por trás de todas as manobras do quadricóptero. O empuxo de um único rotor pode ser calculado através da relação



$$T = C_t \omega^2 \quad (18)$$

Onde  $C_t$  é o coeficiente de empuxo (esse coeficiente é específico para cada motor), e  $\omega$  a velocidade angular do motor.

O momento de arrasto no eixo do rotor é causado pelas forças aerodinâmicas que agem nas hélices. As forças horizontais que agem no rotor são multiplicadas pelo momento dos braços da estrutura do quadricóptero e integradas ao rotor. O momento de arrasto determina a potência necessária para que o motor gire. Para se determinar a força de torque do sistema de propulsão, o coeficiente de torque,  $C_q$ , pode ser calculado através da relação (BOUABDALLAH, 2007, p. 20),

$$\tau = C_q \omega^2 \quad (19)$$

Existem ainda, outros torques que devem ser considerados no modelo, são os torques giroscópicos que são gerados pelo efeito de precessão.

O efeito de precessão giroscópica é um fenômeno que ocorre quando um corpo rotacionado muda seu eixo de rotação. Essas forças dependem da inércia de cada rotor ( $J_r$ ), da taxa de variação de arfagem e rolagem ( $p$  e  $q$ , respectivamente) e das velocidades angulares ( $\omega_1, \omega_2, \omega_3$  e  $\omega_4$ ) do sistema de propulsão (motores e hélices).

$$\tau_{\phi gyro} = J_r q \left(\frac{\pi}{30}\right) (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \quad (20)$$

$$\tau_{\theta gyro} = J_r p \left(\frac{\pi}{30}\right) (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) \quad (21)$$

A matriz de forças externas possui apenas uma componente, obtida pela equação 14, a força gravitacional ( $g$ ), contudo, precisa ser transformada nas coordenadas do referencial fixo ao corpo, assim,

$$F_{ext} = R_v^b \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{total} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -mg \sin\theta \\ mg \cos\theta \sin\phi \\ mg \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_{total} \end{bmatrix} \quad (22)$$

O modelo dinâmico apresentado foi implementado em Simulink/Matlab<sup>®</sup> para avaliação das técnicas de controle propostas.

## 2.3 LÓGICA FUZZY

Foi observado que algumas atividades, de natureza industrial, biológica ou química, não tinham um comportamento que pudesse ser expresso apenas com dois estados (verdadeiro ou falso, certo ou errado, *on/off*), logo a lógica clássica não poderia representar esse tipo de problema. Para resolver esses problemas, o professor Zadeh (em meados 1960) desenvolveu os conceitos dos conjuntos Fuzzy.

Na lógica Fuzzy (difusa ou nebulosa) não existe apenas dois estados “0” e “1” ou verdadeiro e falso, a resposta pode ser parcialmente verdadeira ou parcialmente falsa, ou seja, existem graus de verdade, suportando modos de raciocínio aproximados. Essa lógica é parecida com a forma com que os seres humanos lidam com processos complexos, baseados em informações aproximadas. Esses conceitos são utilizados para traduzir as informações imprecisas em termos matemáticos e expressar em um conjunto de regras linguísticas (CABÓ, 2015, p. 30).

### 2.3.1 Conjuntos Fuzzy

Os números Fuzzy possuem uma característica multivalente. Considere a comunicação humana, ela contém incertezas na forma de expressões verbais e às vezes uma palavra pode ser usada com mais de um significado. A lógica Fuzzy é capaz de traduzir graus de verdade de afirmações de maneira que os computadores possam interpretar e processar a informação “raciocinando” como humanos.

A relação de pertinência de um elemento em um conjunto é descrita pela teoria clássica dos conjuntos, um elemento pertence ou não a um conjunto. Se o elemento pertence a um conjunto seu grau de pertinência é 1, se não pertence ao conjunto seu grau de pertinência é igual a zero.

Seja um universo  $X$  de elementos, genericamente indicados por  $x$ . Um conjunto Fuzzy  $F$ , em um universo de referência  $X$  é caracterizado por uma função de pertinência  $\mu_F$  que assume valores no intervalo  $[0,1]$  e é definida pela equação 23 (MARTINS, 2007, p. 42):

$$\mu_F : X \rightarrow [0, 1] \quad (23)$$

Já na teoria Fuzzy, um elemento pode ser membro parcialmente de um conjunto, indicado por um valor fracionário dentro do intervalo numérico  $[0,1]$  e esse valor é correspondente a quanto o elemento pertence a esse conjunto. Logo, um conjunto Fuzzy  $F$  em  $X$  pode ser representado como um conjunto de pares ordenados de um elemento genérico  $x$  e o valor de sua função de pertinência (MARTINS, 2007, p. 42).

$$F = \{(x, \mu_F(x)) / x \in X\} \quad (24)$$

Um conjunto é definido por seu vetor de pertinências, ou seja, é preciso calcular todos os valores individuais de seu vetor de pertinências (SIMÕES; SHAW, 2007).

Os conjuntos Fuzzy possuem uma série de definições importantes. Considere  $A$  e  $B$  dois conjuntos Fuzzy em um universo  $X$ , tem-se:

- $A = \emptyset \Leftrightarrow \mu_A(x) = 0 \forall x \in X$ ;

Se o conjunto  $A$  é formado por elementos nulos, o grau de pertinência desses elementos será zero para todo o universo  $X$ .

- $A = B \Leftrightarrow \mu_A(x) = \mu_B(x) \forall x \in X$ ;

Se dois conjuntos são iguais, a pertinência de  $x$  em  $A$  é igual à pertinência de  $x$  em  $B$  para todo o universo  $X$ .

- $A \subset B \Leftrightarrow \mu_A(x) \leq \mu_B(x) \forall x \in X$ .

Se o conjunto  $A$  está contido no conjunto  $B$ , o grau de pertinência dos elementos de  $A$  é menor ou igual ao grau de pertinência dos elementos de  $B$  para todo o universo de discurso.

### 2.3.2 Variáveis Linguísticas

Uma variável linguística  $u$  é definida como um conjunto de termos, nomes ou rótulos em que cada valor é um número Fuzzy definido em um universo  $U$ . Por exemplo, se  $u$  for uma temperatura em graus Celsius, seus conjuntos de termos  $T(u)$  poderia ser:

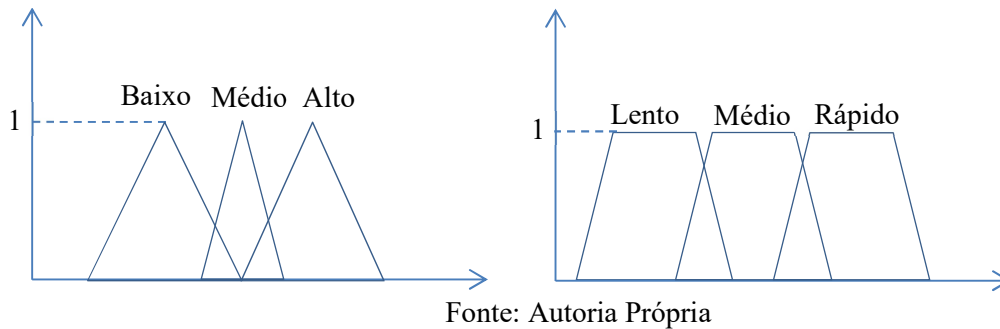
$$T(\text{temperatura}) = \{\text{baixa, média, alta}\}$$

sobre o universo de discurso  $U=[0,100]$ , onde *baixa*, *média* e *alta* são variáveis linguísticas da grandeza *temperatura* (SIMÕES; SHAW, 2007, p. 58).

### 2.3.3 Funções de Pertinência

Uma função de pertinência é uma função que atribui valores de pertinência *Fuzzy* para valores discretos de uma variável em seu universo de discurso. Essas funções podem assumir vários formatos, baseados na experiência e na natureza do processo a ser controlado. As Figura 6 e Figura 7 mostram algumas formas de funções de pertinência.

Figura 6 - Funções de pertinência de duas variáveis linguísticas.



Os formatos mais comuns de funções de pertinência são as funções triangulares e trapezoidais, por serem geradas com facilidade, mas no caso em que um desempenho suave seja importante as funções sigmoide e gaussiana podem ser usadas por serem mais suaves.

Figura 7 - Formatos de Funções de pertinência

Triangular	Retangular	Trapezoidal	Gaussiana	Sigmoide

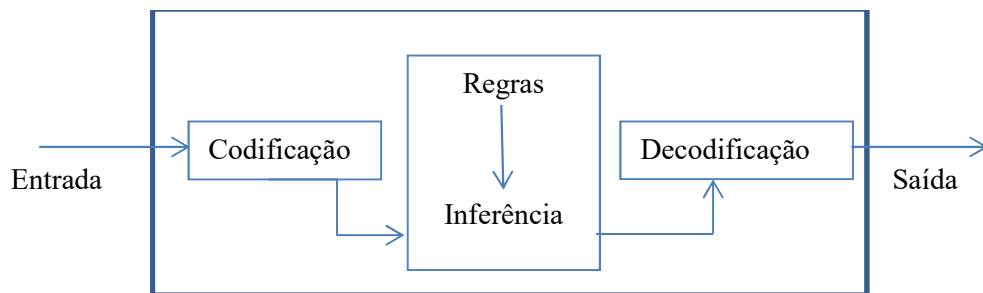
Fonte: Tourino, 2000

Uma variável linguística pode ser representada por cada formato apresentado ou pela combinação de várias formas diferentes.

A estrutura de um processo controlado por um controlador Fuzzy representa uma transformação que ocorre do domínio real para o domínio Fuzzy. O controlador é composto pelos seguintes blocos funcionais: interface de codificação, base de conhecimento, lógica de tomada de decisões e interface de decodificação.

A Figura 8 mostra um sistema de controle Fuzzy e todas as suas etapas.

Figura 8 - Sistema de Controle Fuzzy



Fonte: Autoria Própria

Todas as etapas apresentadas pela Figura 7 serão explanadas com mais detalhes a seguir.

### 2.3.4 Funções de Interface de Codificação

Para que valores absolutos possam ser processados utilizando a Lógica Fuzzy, é preciso que sejam convertidos em valores Fuzzy (ou nebulosos). Esse processo de transformação, de um valor real em sua representação Fuzzy é chamado de Codificação (ARTERO, 2009, p. 108).

Os valores absolutos das variáveis de entrada, geralmente são provenientes de sensores ou dispositivos de entrada computadorizados. Um fator de escala pode ser usado para relacionar os valores reais de entrada com outros que sejam cobertos pelos universos de discurso pré-definidos para cada variável de entrada, ademais, a interface de codificação usa as funções de pertinência, contidas na base de conhecimento do sistema, que converte os sinais de entrada em um intervalo  $[0,1]$  que pode ser associado a variáveis linguísticas (SIMÕES; SHAW, 2007, p. 45).

As funções de pertinência também podem ser um conjunto tabulado de valores numéricos e um procedimento de consulta a tabelas.

### 2.3.5 Procedimentos de Inferência

A inferência Fuzzy é realizada usando regras que descrevem o processo do sistema analisado de uma forma qualitativa. Essas regras devem ser construídas com ajuda de um especialista da área do problema a ser resolvido, representando o conhecimento necessário para tomada de decisões.

O conhecimento é armazenado baseado nas premissas ou condições que geram determinada consequência da seguinte forma, *SE < condições > ENTÃO < conclusão >*. As condições relacionam-se a valores linguísticos de uma ou mais variáveis, por exemplo: *SE pressão =< muito baixa > E temperatura =< média > ENTÃO válvula = < abrir um pouco >*. Quando as informações são satisfeitas, determinam o processamento da saída em função da entrada.

Qualquer sistema físico, químico ou biológico estima funções que respondem e associam suas respostas a um sinal de excitação de entrada, assim, um especialista pode formular as regras Fuzzy, articular associações de entrada e de saída linguísticas. Para que o sistema *Fuzzy* seja eficiente, deve possuir regras que mapeiam todas as entradas e saídas (SIMÕES; SHAW, 2007, p. 58) (ARTERO, 2009, p. 115).

Existem vários modelos utilizados para formar regras no sistema de inferência *Fuzzy*, entretanto dois modelos são mais utilizados: modelos de Mamdani e Takagi Sugeno.

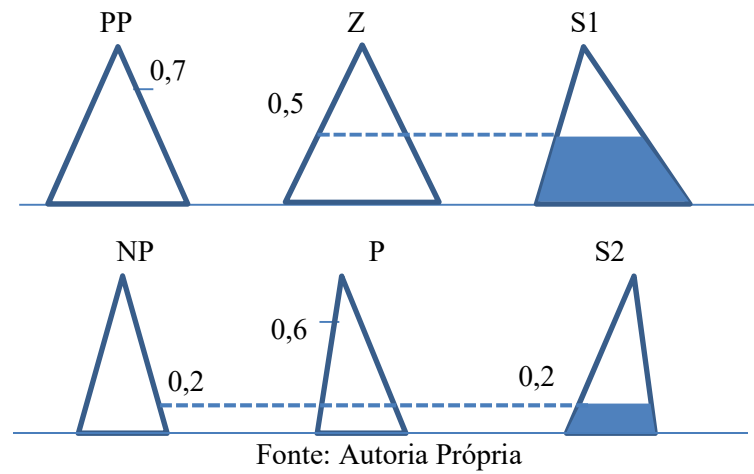
- Modelo Mandani

Esse modelo é baseado em operadores MÁXIMO-MÍNIMO. Considerando um controlador *Fuzzy* com duas entradas e uma saída contendo duas regras (sendo PP, NP, P e Z variáveis linguísticas desse sistema e S1 e S2 a saída para cada regra):

- Regra 1 – Se PP = (0,7) E Z = (0,5) **Então** saída=S1 (0,5)
- Regra 2 – Se NP = (0,2) E P = (0,6) **Então** saída = S2 (0,2)

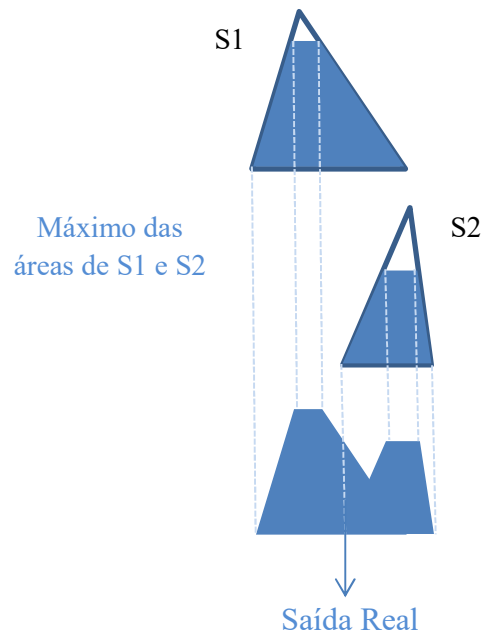
As entradas *Fuzzy* são combinadas usando o operador mínimo (também chamado de agregação) para o conectivo **E** de acordo com as regras da intersecção *Fuzzy*. A Figura 9 mostra o resultado do operador mínimo para as regras 1 e 2.

Figura 9 - Operador Mínimo



O operador máximo é usado para conectivos **OU** de acordo com as regras da união *Fuzzy*. Esse operador cria um contorno comum aos dois conjuntos *Fuzzy*, como é mostrado na Figura 10 (SIMÕES; SHAW, 2007, p. 60-61)

Figura 10 - Operador Máximo



- Modelo Takagi-Sugeno

Na metodologia do modelo Takagi-Sugeno o consequente de cada regra é definido por uma função das variáveis linguísticas de entrada, obedecendo à regra: “Se  $x$  é  $A$  e  $y$  é  $B$ , então  $z = f(x,y)$ ”, em que  $A$  e  $B$  são conjuntos Fuzzy e  $f$  é uma função real de  $x$  e  $y$ , assim cada regra representa um modelo linear. Esse modelo é mais utilizado em modelos híbridos com auxílio de redes neurais, na identificação de modelos (MARTINS, 2007, p. 55) (CABÓ, 2015, p. 34).

### 2.3.6 Funções de Interface de Decodificação

O processo de decodificação consiste na tradução dos dados do universo *Fuzzy* para o mundo real, de forma que seja utilizável numa ação de controle concreta.

Esta função é necessária quando a saída do controlador tiver de ser interpretada como uma ação de controle discreta. Quando a saída é interpretada de modo qualitativo o sistema não exige esse processo, por exemplo, na configuração de um determinado seletor em uma posição específica, o controlador necessita de um valor numérico que melhor represente a variável de saída, já na produção de vinho, o padrão de saída *Fuzzy* é comparado com o correspondente a certos aspectos qualitativos gerados pelo paladar de um especialista.

Existem diferentes métodos de decodificação, alguns serão apresentados neste trabalho.

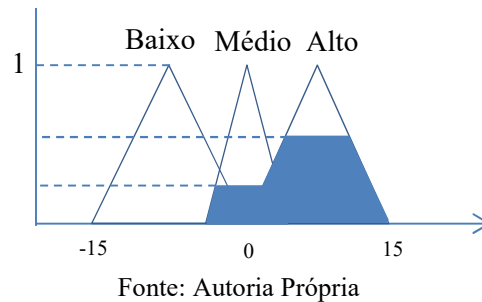
- a) Centro da Área (C-o-A): é calculado o centroide da área composta que representa o termo de saída *Fuzzy* (Figura 11); esse termo é composto pela união de todas as contribuições de regras e o centroide é o ponto que divide a área da figura de saída em duas partes iguais. O cálculo do centroide da área pode ser obtido pela equação 24,

$$u^* = \frac{\sum_{j=1}^N u_j \mu_{OUT}(u_j)}{\sum_{j=1}^N \mu_{OUT}(u_j)} \quad (24)$$

Onde  $\mu_{OUT}(u_i)$  é a área da função de pertinência (modificada pelo resultado da inferência) e  $u_i$  é a posição do centroide da figura individual e  $N$  é o número de figuras que contribuem para a figura composta de saída.



Figura 11 - Método do centro da área

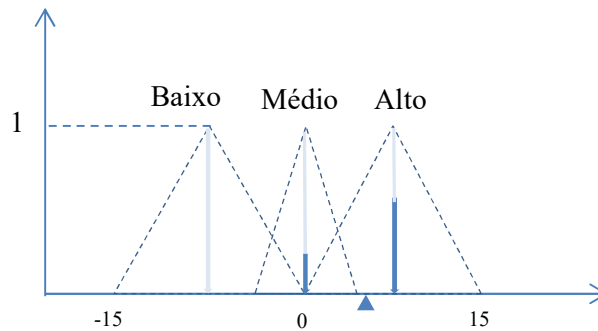


Esse método possui algumas limitações, uma delas é quando as funções de pertinência não se sobrepõem e se mais de uma regra possui a mesma saída *Fuzzy* acontecerá uma sobreposição das áreas que não serão devidamente contabilizadas (SIMÕES; SHAW, 2007, p. 52).

- b) Centro do Máximo (C-o-M): os picos das funções de pertinência são utilizados para representar o universo de discurso da variável de saída e a área das funções de pertinência é ignorada neste método. Os valores não nulos do vetor de possibilidades de saídas são alocados nos picos correspondentes e são atribuídos pesos ao valor de saída; o valor discreto decodificado é o ponto de equilíbrio entre os pesos (Figura 12). Nesse caso as áreas das funções de pertinência não desempenham nenhum papel, apenas os máximos (também chamados de *pertinências singleton*) são usados. O valor discreto da saída é calculado como uma média ponderada dos máximos pela equação 25:

$$u^* = \frac{\sum_{i=1}^N u_i \cdot \sum_{k=1}^N \mu_{OUT}(u_i)}{\sum_{i=1}^N \sum_{k=1}^N \mu_{OUT}(u_i)} \quad 25$$

Figura 12 - Método do Centro do Máximo



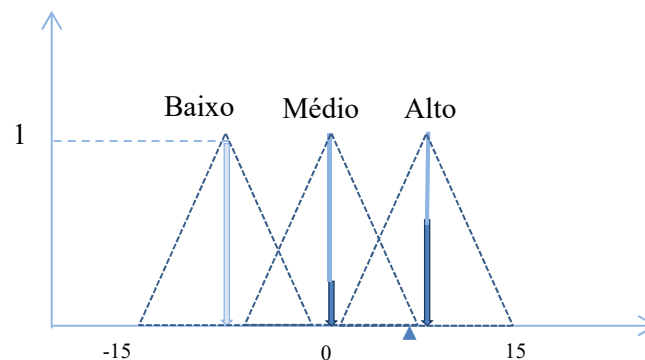
Fonte: Autoria Própria

Essa abordagem representa melhor uma saída múltipla de um conjunto *Fuzzy*, ou seja, se duas saídas se sobrepõem, essa saída é reforçada.

- c) Média do Máximo (M-o-M): essa abordagem consiste em utilizar a saída cujo valor de pertinência é maior (Figura 13). Essa ideia não pode ser utilizada em casos que haja mais de um máximo, pois não teria como escolher qual máximo utilizar. A média de todos os máximos pode ser calculada pela equação 26:

$$u^* = \sum_{m=1}^M \frac{u_m}{M} \quad (26)$$

Figura 13 – Método da Média do Máximo



Fonte: Autoria Própria

Onde  $u_m$  é o  $m$ -ésimo elemento no universo de discurso que a função de pertinência tem um máximo e  $M$  é o número total desses elementos. Essa

abordagem é considerada mais plausível por desconsiderar o formato das funções de pertinência de saída.

## 2.4 CONTROLE PID

Controladores do tipo PID (proporcional, integral e derivativo) são baseados em resposta a uma equação matemática. O controlador calcula um valor de erro, diferença entre a medida da variável e um valor desejado, ou *setpoint*, e o minimiza ajustando as entradas de controle. A dinâmica do sistema é modificada para atender a certas especificações e seus parâmetros sofrem uma ação direta do controlador. O controlador PID combina ações de controle proporcional, integral e derivativo (OGATA, 2010).

### 2.4.1 Controle Proporcional

O controle proporcional fornece uma relação linear entre o valor que o atuador de controle pode fornecer e a saída do controlador:

$$u(t) = K_p e(t) \quad (26)$$

$u(t)$  = sinal de saída do controlador

$e(t)$  = sinal de erro de atuação

$K_p$  = ganho proporcional

O controlador proporcional amplifica o sinal com um ganho ajustável, compensando o erro de estado estacionário, essa ação acelera a resposta, mas não elimina o erro totalmente, produz um valor de *offset* e quanto maior o ganho menor o erro estacionário. Contudo, o aumento do ganho aumenta também a possibilidade de oscilações na variável do processo, tornando o controlador bastante limitado (ARAÚJO, 2007) (OGATA, 2010).

### 2.4.2 Controle Integral

A ação de controle integral corresponde a ter uma taxa de variação do sinal de saída com relação à entrada:

$$u(t) = K_i \int_0^t e(t) dt \quad (27)$$

$K_i$  = ganho integral

Essa ação tende a zerar o erro em regime permanente, mas prejudica o regime transitório tendendo a desestabilizá-lo, provocando um aumento no tempo de acomodação. É utilizado quando a resposta transitória é aceitável, mas a resposta de regime permanente é insatisfatória. O integrador aumenta a ordem do sistema e acrescenta possibilidades de instabilidade diferentes ao sistema original.

Pode-se combinar o controlador proporcional com o integral (controlador PI), dessa forma a resposta transitória pode melhorar com a contribuição da ação proporcional, enquanto a ação integral melhora e corrige o erro estacionário.

### 2.4.3 Controle Derivativo

A ação de controle derivativa considera a taxa de variação do erro:

$$u(t) = K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (28)$$

$K_d$  = ganho derivativo

A ação combinada do controle proporcional e derivativo (controle PD) atua no regime transitório e tende a aumentar a estabilidade relativa do sistema, reduz o tempo de acomodação, mas aumenta o tempo de subida e não corrige o erro estacionário. Esse controlador é utilizado quando a resposta em regime permanente é aceitável e a resposta transitória é insatisfatória. O controlador PD possui um efeito de antecipação no sistema, ou seja, não reage apenas a magnitude do sinal de erro, também a sua tendência para um instante futuro. Sua principal desvantagem é amplificar os sinais de ruído, podendo causar um efeito de saturação dos atuadores do sistema (ARAÚJO, 2007).

O controlador PID é a combinação das compensações proporcional, integral e derivativa, atuando no regime transitório e permanente.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (29)$$

$$U(s) = \left( K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \right) E(s) \quad (30)$$

U(s) – Sinal de controle no domínio da frequência

E(s) – Sinal de erro atuante no domínio da frequência

O projeto do controlador PID consiste em sintonizar e ajustar os ganhos para se obter uma dada especificação de desempenho (OGATA, 2010). Os parâmetros que serão analisados na resposta ao degrau são o tempo de subida, o máximo sobressinal, o tempo de acomodação da curva e o erro em regime estacionário.

Existem vários métodos de ajustes desses parâmetros, métodos empíricos, de correlações de ajustes, de análises de frequência e adaptados à simulação de processos em computadores. O método empírico mais utilizado é baseado nas regras de Ziegler-Nichols. Esse método consiste na realização de um teste degrau em malha aberta em que o controle é feito pelo ajuste manual do controlador e a resposta corresponde a variável medida para adequar o ajuste do controlador a essa resposta.

Deve-se determinar um ganho crítico ( $G_c$ ) e um período crítico ( $P_c$ ), isso é realizado retirando a ação integral e a ação derivativa do controlador, deixando apenas a ação proporcional, mantém-se o controlador em modo automático, em malha fechada e ajusta-se o ganho do controlador em um nível baixo para se evitar oscilações, por fim, aumenta-se o ganho até que a oscilação fique constante em amplitude e período.

Por esse método Ziegler e Nichols desenvolveram a Tabela 1 a seguir:

Tabela 1 - Equações de ajuste para controladores PID

	<b>Ganho Proporcional</b>	<b>Tempo Integral</b>	<b>Tempo Derivativo</b>
Controle P	$G_u/2$	-	-
Controle PI	$G_u/2,2$	$1,2/P_u$	-
Controle PID	$G_u/1,7$	$2/P_u$	$P_u/8$

Fonte: Mecatrônica Atual, 2002

Considerando os valores de  $K_p$ ,  $K_i$  e  $K_d$  a Tabela 2 apresenta os efeitos do aumento desses ganhos no controle PID.

Tabela 2 - Efeito do aumento dos parâmetros  $K_p$ ,  $K_i$  e  $K_d$  independentemente

<b>Parâmetro</b>	<b>Tempo de Subida</b>	<b>Sobressinal</b>	<b>Tempo de Acomodação</b>	<b>Erro Estacionário</b>
$K_p$	Diminui	Aumenta	Pouca variação	Diminui
$K_i$	Diminui	Aumenta	Aumenta	Diminui muito
$K_d$	Diminui pouco	Diminui	Diminui	Sem efeito

Fonte: Adaptado de Habib, 2014; Kurien, Prayagkar e Rajeshirke, 2014

Ao longo do capítulo foram apresentadas as equações do modelo dinâmico do quadricóptero, incluindo sistema de referencial, dinâmica dos motores, torques e forças atuantes. Os métodos de controle *Fuzzy* e PID, propostos de forma genérica para o controle do VANT, também foram expostos.

No capítulo a seguir serão apresentados detalhes do funcionamento de cada bloco do simulador, também sobre sua estrutura física e testes experimentais para controle da atitude do quadricóptero realizados em laboratório.

### 3. MATERIAIS E MÉTODOS

Nesse capítulo são descritas as características do *hardware* e *software* do quadricóptero desenvolvido e a metodologia utilizada na pesquisa.

#### 3.1 O PROTÓTIPO

O primeiro passo para a construção do quadricóptero é definir algumas particularidades do projeto como: sistema de propulsão (motores e hélices), controlador de velocidade, microcontrolador e sensores.

##### 3.1.1 Motor Brushless (BLDC)

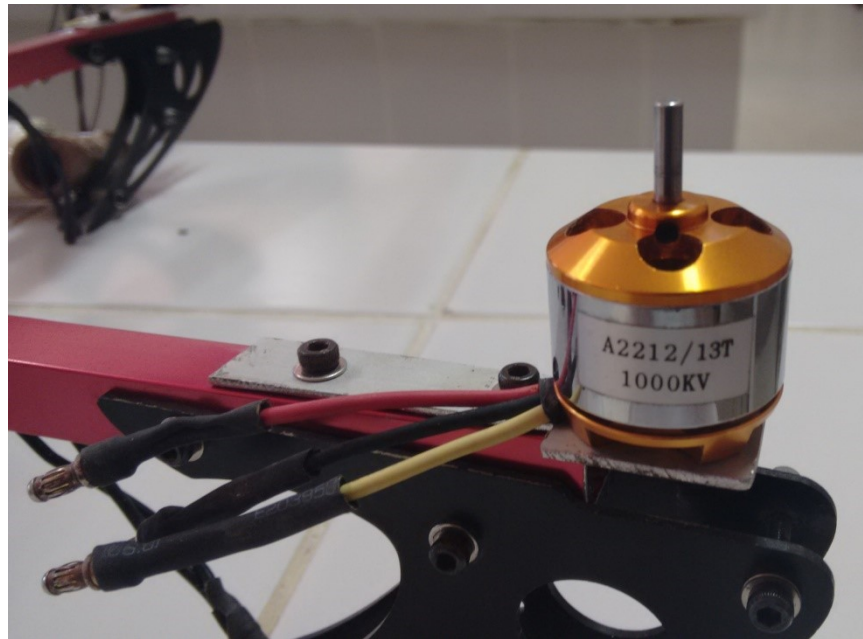
Segundo Vieira (2011) os motores sem escovas – *Brushless Direct Current (BLDC)* – são os mais utilizados em aerodelismo e neste tipo de aeronave. Esse tipo de motor é considerado síncrono, em que o rotor possui ímãs permanentes, descartando a necessidade de uma alimentação e por isso não precisam de escovas. O campo magnético produzido pelas bobinas do estator é responsável pelo movimento de giro.

Um motor CC com escovas tem a polaridade da corrente invertida pelo deslizar das escovas, energizando os campos magnéticos. Os motores sem escovas consistem em uma sequência de bobinas no estator e um rotor de ímã permanente. Nesses motores os condutores percorridos por correntes são fixos e o ímã permanente se move (BOLTON, 2010, p. 230).

A vantagem do uso desse motor é a eliminação de comutações mecânicas, por não possuir escovas, isso diminui a interferência eletromagnética gerada pelo motor e não causa centelhamento (ALVES, 2012).

O motor utilizado é o modelo A2212/13T, apresentado na Figura 14.

Figura 14 - Motor BLDC utilizado no quadricóptero



Fonte: Autoria Própria

As características do motor selecionado são dadas na Tabela 3.

Tabela 3. Características do Motor BLDC.

Nomenclatura	Parâmetro	Valor	Unidade
$m_m$	Massa do Motor	0,05417	kg
$r_m$	Raio do Motor	0,0125	m
$J_{mz}$	Momento de Inércia do Rotor	$4,23203 \times 10^{-6}$	kg.m <sup>2</sup>
$J_{hz}$	Momento de Inércia da Hélice	$6,97848 \times 10^{-5}$	kg.m <sup>2</sup>
$B$	Coefficiente de Atrito	0	N.m.s/rad
$Ra$	Resistência de Armadura	0,14	$\Omega$
$\omega$	Velocidade máxima, sem carga	13800	rpm
$\omega$	Velocidade máxima, sem carga	1445,133	rad/s
$V$	Tensão nominal	11,1	V
$Ia$	Corrente máxima sem carga	0,67	A
$K_V$	Constante de Velocidade	1254	rpm/V
$K_V$	Constante de Velocidade	131,3016864	rad/V.s
$K\tau$	Constante de Torque	$7,616048 \times 10^{-3}$	N.m/A
$K_e$	Constante Elétrica	$7,616048 \times 10^{-3}$	V.s/rad
$K_m$	Constante do Motor	1254	rpm/V
$K_m$	Constante do Motor	131,3016864	rad/V.s
$\tau_{motor}$	Constante de Tempo	0,178648417	s

Fonte: SILVA, 2015. p. 99



### 3.1.2 Hélices

As hélices utilizadas são do modelo 1045 (10 × 4,5), com duas pás, sendo duas com direção no sentido anti-horário e duas no sentido horário. Essas hélices são apresentadas na Figura 15.

Figura 15 - Hélices



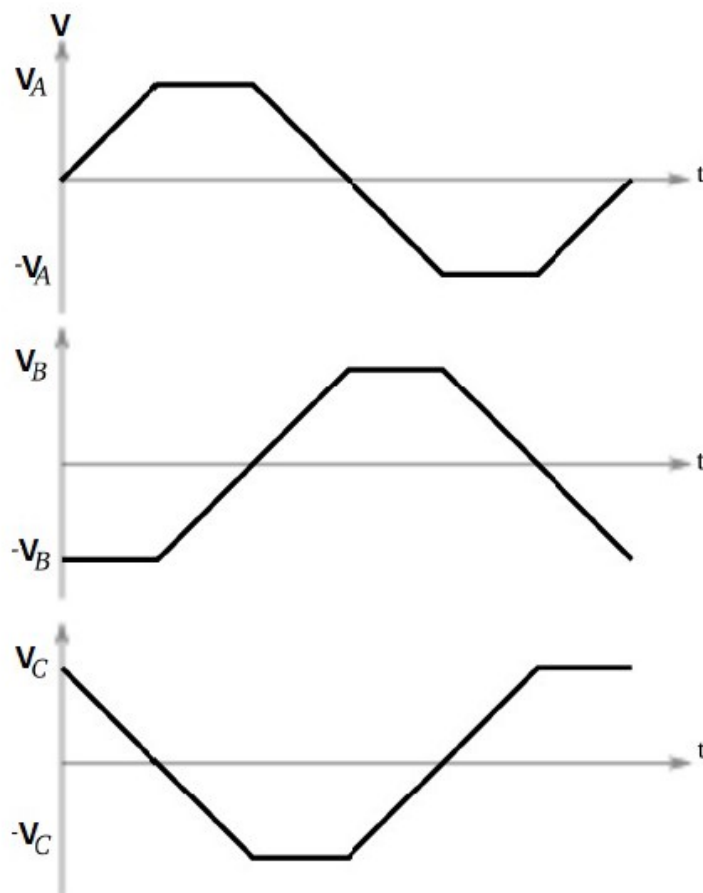
Fonte: Autorial Própria

O sistema de propulsão é constituído pelo conjunto dos motores e hélices e é responsável pela força total que sustenta a aeronave, essa força deve ser maior que o seu peso para que o voo seja possível. O conjunto propulsor pode erguer cargas de até 561g (SILVA, 2015. p. 103).

### 3.1.3 Controlador Eletrônico de Velocidade

O controlador eletrônico de velocidade (ESC – *Electronic Speed Controller*) é um dispositivo que fornece tensão para alimentar o motor e controlar sua velocidade. O sinal de tensão é trapezoidal e trifásico, defasado de  $120^\circ$  entre si e define o nível de alimentação e consequentemente sua velocidade de rotação. A Figura 16 mostra o sinal de saída de um ESC.

Figura 16 - Sinais trapezoidais de saída do ESC

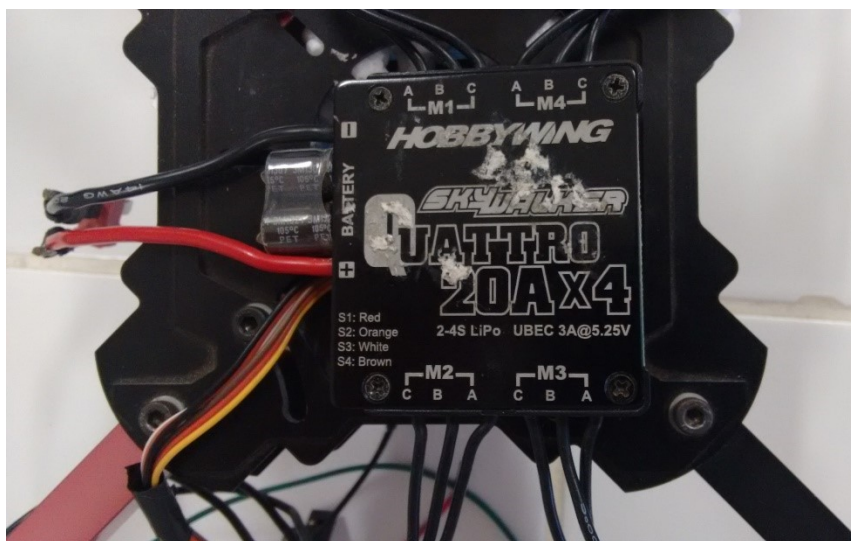


Fonte: Alves, 2012

Seu acionamento é do tipo modulação por largura de pulso (PWM – *Pulse width Modulation*) com frequência de 50 Hz e ciclo de trabalho de 10% a 20%, assim pulsos de 1 ms são equivalentes ao motor parado e 2 ms a sua máxima rotação. A transição em qualquer instante intermediário corresponde a uma velocidade intermediária.

O ESC utilizado no protótipo desenvolvido é o Hobbywing Skywalker ( $20\text{ A} \times 4$ ), para controlar os 4 motores é mostrado na Figura 17.

Figura 17 - Controlador Eletrônico de Velocidade



Fonte: Autorial Própria

### 3.1.4 Alimentação do Sistema

O fornecimento de energia está diretamente ligado ao tempo de voo do VANT, assim suas características se tornam muito importantes na sua escolha.

Existem diversos tipos de baterias com características diferentes, contudo os motores usados nesse projeto (BLDC) consomem uma corrente muito alta (alguns ESCs consomem 30 A), assim as baterias de Polímero de Lítio (*Lithium Polymer*, LiPo) são as mais recomendadas para esse tipo de aplicação, além disso possuem menor peso quando comparadas a outras de mesma capacidade.

Essas baterias possuem como características principais a carga elétrica, número de células e a capacidade de descarga. A carga é dada em mAh, equivalente a 3,6 C (Coulomb). O número de células define a tensão nominal da bateria, elas apresentam 3,7 V por célula. A capacidade de descarga é indicada pela letra C, é o quanto de corrente que pode ser fornecido pela bateria. Por exemplo, uma bateria com carga nominal de 1000 mAh e capacidade de descarga de 20 C significa que possui uma capacidade de descarga de  $1000 \text{ mAh} = 1 \text{ A} \times 20 \text{ C} = 20 \text{ A}$  ou 20000 mAh de descarga, ou seja, 20 vezes sua carga nominal.

A bateria utilizada, Figura 18, é da marca Lion Power que possui três células, carga de 4200 mAh, taxa de capacidade de descarga de 30 C.

Figura 18 - Bateria



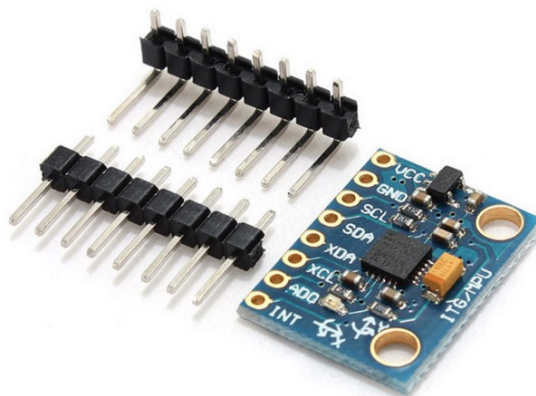
Fonte: Autoria Própria

### 3.1.5 Sensores

Os sensores utilizados constituem a unidade de medida inercial (IMU – *Inertial Measurement Unit*), responsável por medir velocidade, orientação e forças gravitacionais de um objeto em todos os três eixos, usando o acelerômetro e giroscópio (Figura 19).

- Acelerômetro – Mede a aceleração de um corpo em relação à gravidade, podendo ser em mais de um eixo.
- Giroscópio – Mede a velocidade angular de um objeto em torno do seu eixo de rotação. Alguns podem medir em todos os três eixos de rotação.

Figura 19 - MPU 5060



Fonte: Arduino e Cia, 2016

### 3.1.6 Estrutura do Quadricóptero

A estrutura utilizada no quadricóptero é o X525 V3, seu material é de fibra de vidro e possui 58 cm entre seus eixos. Essa estrutura também é conhecida por *frame*.

O *frame* é apresentado na Figura 20. Para esse trabalho foi escolhida a configuração em forma de cruz, sendo a principal base da estrutura.

Figura 20 - Estrutura

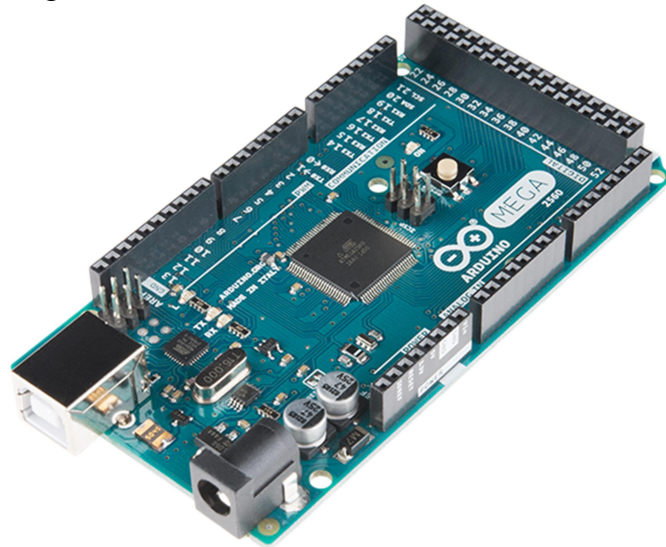


Fonte: Silva, 2015

### 3.1.7 Plataforma Arduino®

Arduino é uma plataforma de prototipagem baseada no microcontrolador ATmega2560 da Atmel, interagindo com o *hardware* e o *software*, pode ser programado e processar entradas e saídas entre componentes externos conectados a ele. É amplamente usado para desenvolver objetos interativos autônomos, conectado a um software em seu computador. A Figura 21 mostra a placa utilizada no projeto.

Figura 21 – Plataforma Arduino MEGA 2560®

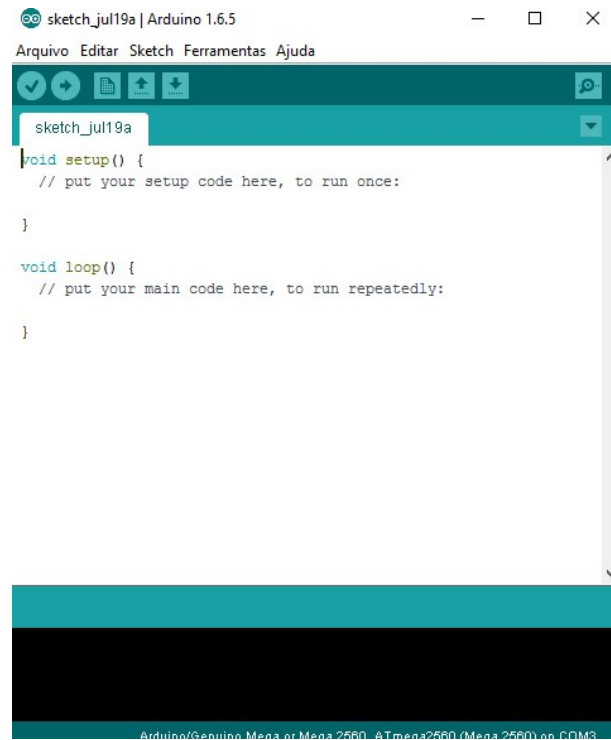


Fonte: RoboCore, 2016

O Arduino MEGA 2560® possui 54 entradas e saídas digitais (15 dessas saídas podem ser usadas como saídas PWM), 16 entradas analógicas, 4 portas seriais de *hardware*, pinos de alimentação de 5 V, 3,3 V e Terra (GND), um oscilador de cristal de 16 MHz, conexão USB – *Universal Serial Bus*, entrada de alimentação externa através do conector *jack* de 7 V à 12 V, soquete de comunicação ICSP e botão *reset*, memória *flash* de 256 KB, 8 KB de SRAM – *Static Random-Access Memory*, 4 KB de EEPROM – *Electrically-Eraseble Programmable Read-Only Memory*.

Para programar, o Arduino® utiliza um ambiente de desenvolvimento integrado ao *hardware* (IDE – *Integrated Development Environment*). A IDE do arduino, foi escrita em JAVA e pode compilar nas plataformas Windows e Linux, sua linguagem de programação é baseada em C/C++ e é chamada *wiring* (MCROBERTS, 2011). A Figura 22 mostra a aparência da IDE.

Figura 22 - IDE Arduino



Fonte: Autorial Própria

Tanto o *hardware* como o *software* do Arduino são ambos de fonte aberta, isso significa que os códigos, projetos, esquemas, etc. podem ser utilizados por qualquer pessoa e para qualquer propósito.

A revisão de literatura abordou pesquisas desenvolvidas com quadricópteros e técnicas de controle, especialmente utilizando lógica Fuzzy. A primeira etapa deste trabalho é a montagem do quadricóptero.

Na Figura 23 é apresentado o *hardware* com seus componentes devidamente conectados dispostos no *frame*.

Figura 23 - Quadricóptero



Fonte: Autoria própria

A plataforma Arduino envia comandos PWM para o ESC e esse envia uma tensão proporcional aos motores, fazendo as hélices girarem e causando uma força de empuxo, provocando a subida do quadricóptero. A bateria alimenta o ESC e o Arduino.

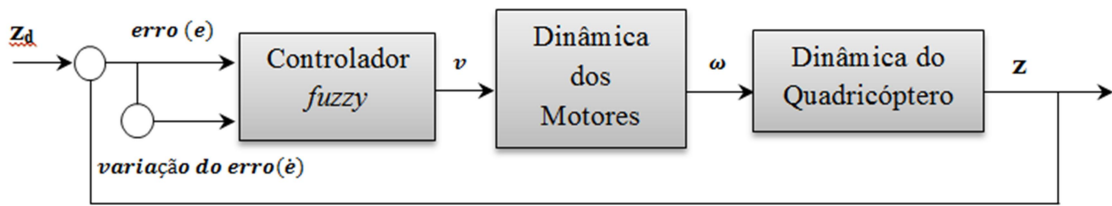
## 3.2 CONTROLE DO SISTEMA

Nessa seção, os controladores Fuzzy e PID foram projetados, os ganhos ajustados para a técnica de controle PID e as funções de pertinência e regras para o controle *Fuzzy* de altitude.

### 3.2.1 Controle Fuzzy

A Figura 24 apresenta o diagrama de blocos de um sistema de controle da altura em malha fechada. Essa malha consiste em um controlador *Fuzzy*, sistema de propulsão, de dinâmica dos motores e a dinâmica do quadricóptero.



Figura 24 - Malha de controle para controle de altitude *Fuzzy*

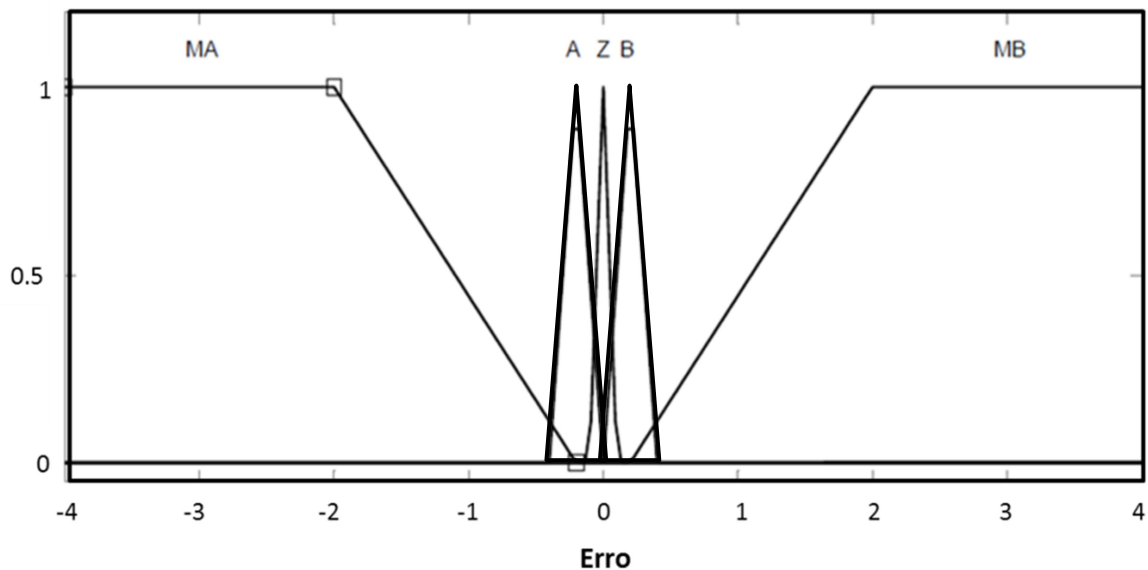
Fonte: Autoria própria

$Z$  e  $Z_d$  (Figura 24) representam a altura medida e a altura desejada, respectivamente. O controlador Fuzzy calcula a tensão necessária que será fornecida aos motores. Assim, a saída do bloco de dinâmica dos motores são suas velocidades angulares ( $\omega$ ) que gerarão forças e momentos no sistema, causando movimento translacional do veículo no eixo  $z$ .

As definições das funções de pertinência descrevem o comportamento do sistema diante das suas variáveis de controle.

O erro foi classificado em cinco conjuntos *Fuzzy* em um range de  $[-4 \ 4]$ , que foram definidos como Muito Alto (MA), Alto (A), Zero (Z), Baixo (B) e Muito Baixo (MB), conforme mostrado na Figura 25.

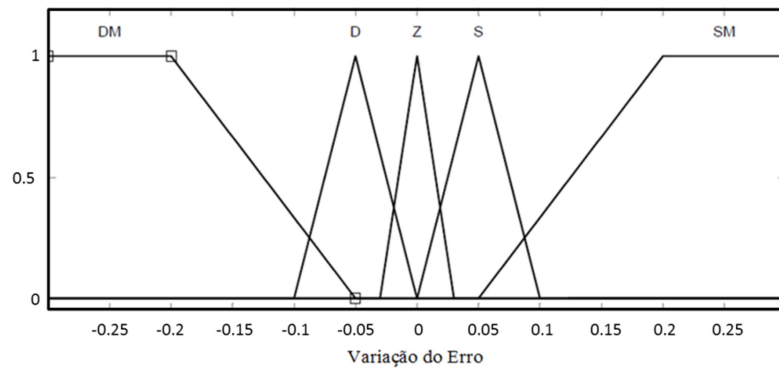
Figura 25 - Funções de pertinência da variável erro



Fonte: Autoria própria

A variação do erro também foi classificada em cinco conjuntos *Fuzzy*, mas com range de  $[-0.3 \ 0.3]$ . Sendo os conjuntos: Descendo Muito (DM), Descendo (D), Zero (Z), Subindo (S) e Subindo Muito (SM) e é mostrado na Figura 26.

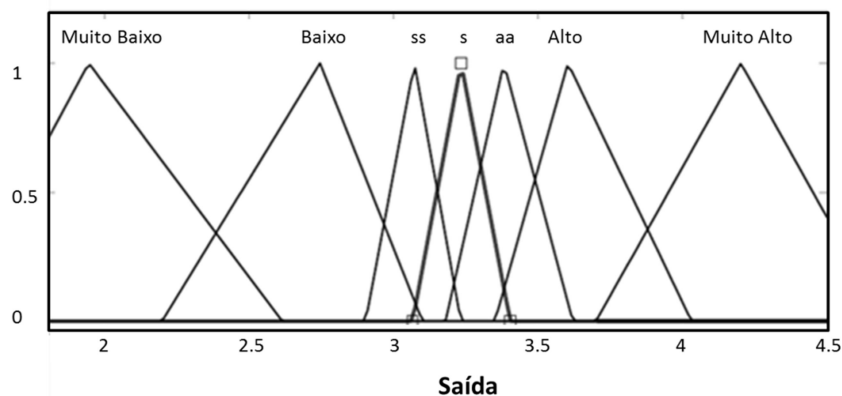
Figura 26 - Funções de pertinência da variável variação do erro



Fonte: Autoria própria

A ação de controle é a tensão aplicada aos motores e este valor é definido entre  $[1.8 \ 4.5]$ . O valor inicial da saída nunca poderá ser menor do que 1.8V, pois abaixo seu sistema de propulsão não será suficiente para romper a inércia e começar a girar. Os conjuntos *Fuzzy* foram definidos em sete conjuntos: Muito Baixo (MB), Baixo (B), valor intermediário (SS), Zero (S), valor intermediário (AA), alto (A) e Muito Alto (MA), conforme a Figura 27.

Figura 27 - Funções de pertinência da saída



Fonte: Autoria própria

Cada nível de saída é ponderado por um peso obtido a partir das possíveis combinações entre o erro e a variação do erro, ou seja, para um dado tipo de saída o peso obtido depende das interseções e uniões dos conjuntos de erro e de sua variação.

As regras de inferência foram definidas de acordo com a Tabela 4.

Tabela 4 - Regras para tomada de decisão

	<b>DM</b>	<b>D</b>	<b>Z</b>	<b>S</b>	<b>SM</b>
<b>MA</b>	S	S	S	B	B
<b>A</b>	AA	A	AA	S	S
<b>Z</b>	AA	A	AA	AA	S
<b>B</b>	A	AA	AA	S	S
<b>MB</b>	MA	A	A	AA	S

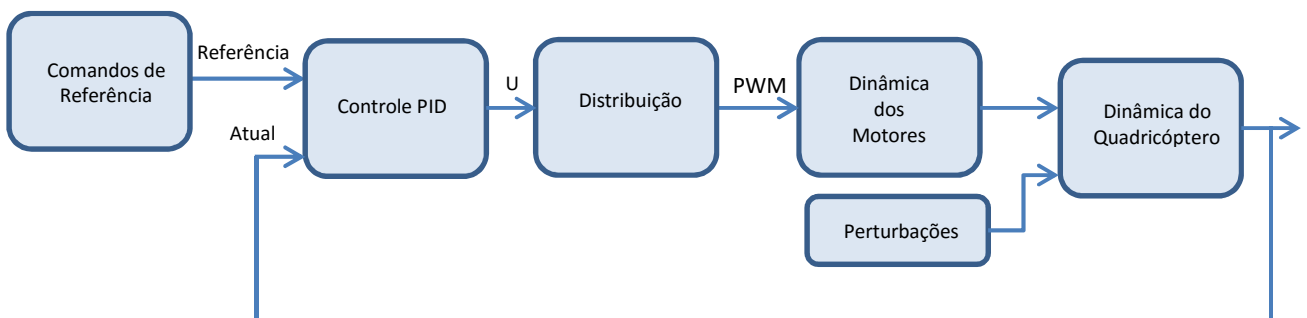
Fonte: Autoria Própria

Essas regras consistem na base de conhecimento que descreve o processo do sistema analisado de uma forma qualitativa.

### 3.2.2 Controle PID

O controlador clássico PID foi projetado para controle da altura e da atitude do quadricóptero. O controle consiste no projeto de quatro controladores PID (*pitch*, *roll*, *yaw* e *altura*) como mostra na malha de controle da Figura 28.

Figura 28 - Malha de controle de altitude PID



Fonte: Autoria própria

O sinal de saída do controlador é em percentual de aceleração dos motores, quantos por cento a velocidade de cada motor será aumentada para correção das variáveis controladas. O bloco de distribuição é responsável por distribuir a aceleração de cada motor de acordo com a dinâmica do sistema descrita na seção 2.2.5 de dinâmica dos motores.

O projeto do controlador PID consiste em ajustar os ganhos  $K_p$ ,  $K_i$  e  $K_d$ . Por meio da observação da curva de resposta ao degrau, os ganhos foram ajustados manualmente. A Tabela 5 - Parâmetros do controlador PID mostra os ganhos obtidos para os controles de guinada (*yaw*), arfagem (*pitch*), rolagem (*roll*) e de altura. Esses valores foram encontrados empiricamente, mas baseados em Pounds (2007).

Tabela 5 - Parâmetros do controlador PID

	<b>Altitude</b>	<i>yaw</i>	<i>pitch</i>	<i>roll</i>
$K_p$	4,271	80	2,88	2,88
$K_i$	0,106	0	0,238	0,238
$K_d$	6,56	190	2,07	2,07

Fonte: Autoria Própria

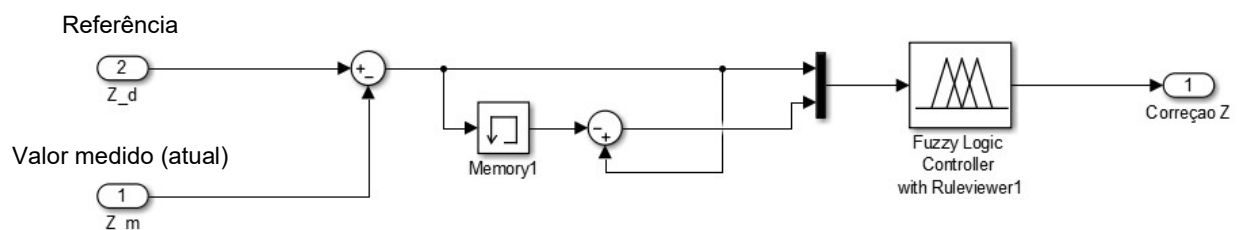
### 3.2.3 Modelagem Simulink®

Para a validação dos controladores, foram realizadas simulações no ambiente Simulink/MATLAB®, seguindo o modelo dinâmico e *hardware* desenvolvido.

Finalmente, foram realizadas simulações do controle *Fuzzy* para altitude, controle PID para altitude, e controle PID da atitude através do simulador.

O bloco de controle *Fuzzy* foi desenhado no Simulink como mostra a Figura 29.

Figura 29 – Diagrama de blocos para controle de altitude *Fuzzy*

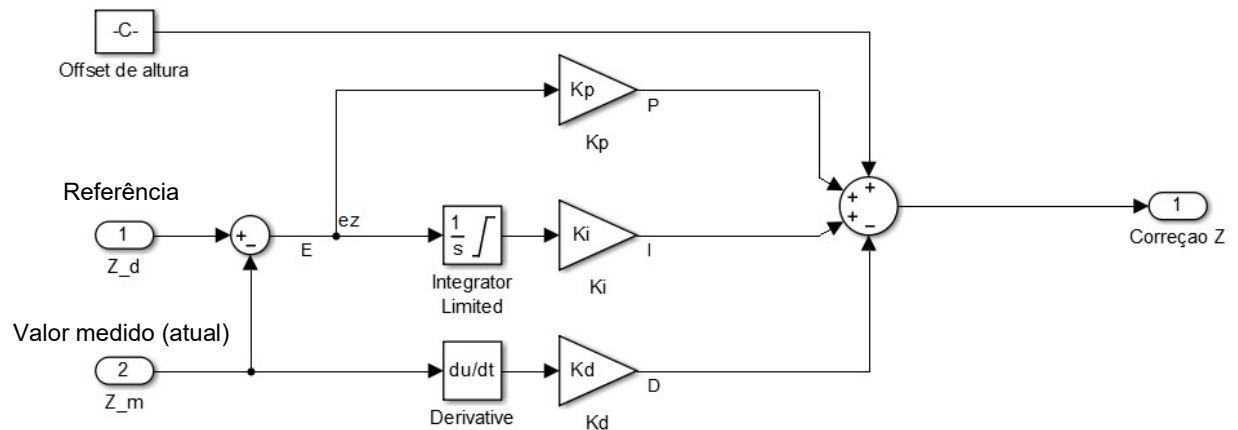


Fonte: Autoria própria

As entradas do controlador *Fuzzy* são o erro (diferença entre  $Z_d$  e  $Z_m$  na Figura 29) e a variação do erro (diferença entre o valor atual e o anterior), o bloco de memória guarda o valor anterior para realizar a operação. A saída do controlador é a correção que deve ser feita na tensão para manter a altura desejada.

O bloco de controle PID foi desenhado no Simulink como mostra a Figura 30 – Diagrama de blocos para controle de altitude PID.

Figura 30 – Diagrama de blocos para controle de altitude PID

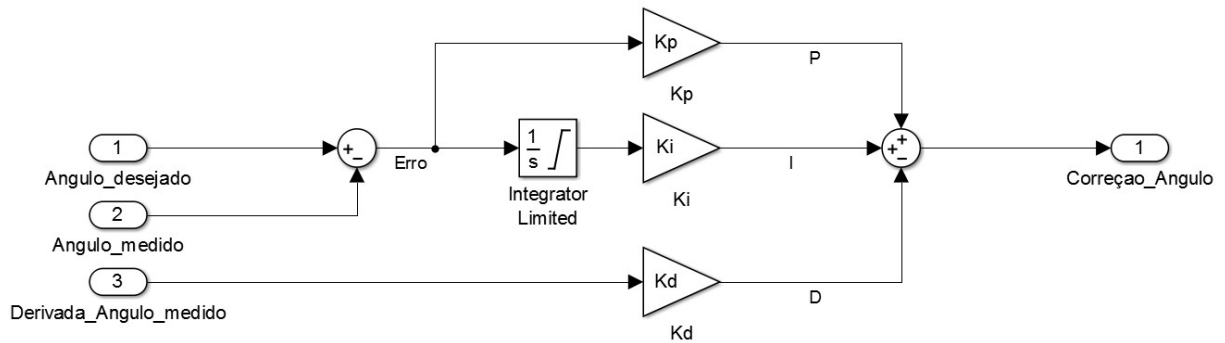


Fonte: Autoria própria

Como definido na seção 2.4, o controle PID é a combinação dos controles proporcional, integral e derivativo, assim a Figura 28 representa essa soma.  $Z_d$  é a altura desejada,  $Z_m$  a altura medida. O controle proporcional consiste no erro multiplicado pelo ganho proporcional (representado por  $K_p$ ), o controle integral consiste no bloco integrador, erro e ganho integral e o controlador derivativo consiste no erro medido, bloco derivativo e ganho derivativo, representado por  $K_d$ . O somatório é a correção da altura (Correção Z), saída do bloco de controle.

A Figura 31 mostra o diagrama de blocos generalizado para o controle da estabilidade.

Figura 31 – Diagrama de blocos para controle PID de atitude



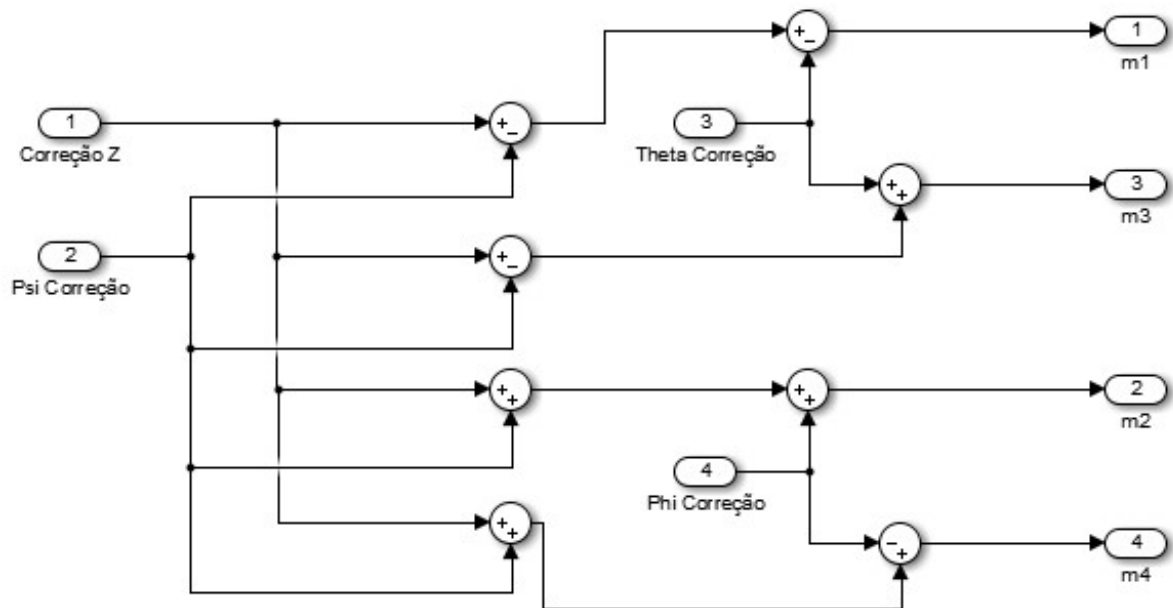
Fonte: Autoria própria

Assim como na Figura 30, o bloco de controle de atitude possui as mesmas etapas, o ângulo desejado e medido, o erro entre esses ângulos, os controladores integral, proporcional e derivativo e sua somatória e, por fim, a correção do ângulo como saída. As correções da atitude e altura serão a entrada do bloco de distribuição, apresentado a seguir.

A estabilidade do sistema consiste em três controladores semelhantes, um para cada movimento dos eixos (*pitch*, *roll* e *yaw*). Assim como no controle da altura o diagrama da Figura 29 descreve as equações do PID. A saída é a correção que deve ser feita na aceleração dos motores para manter os ângulos de Euler em zero.

No bloco de mistura ocorre a distribuição das velocidades nos quatro motores de acordo com a dinâmica e a configuração em “+” escolhida para esse projeto. Essa distribuição é apresentada na Figura 32.

Figura 32 – Diagrama de combinação das correções de controle



Fonte: Autoria própria

Conforme apresentado na seção 2.2.5, a dinâmica dos motores em uma configuração “+” resulta na combinação:

$$m1 = \text{Correção de altura} - \text{Correção Psi} - \text{Correção Theta}$$

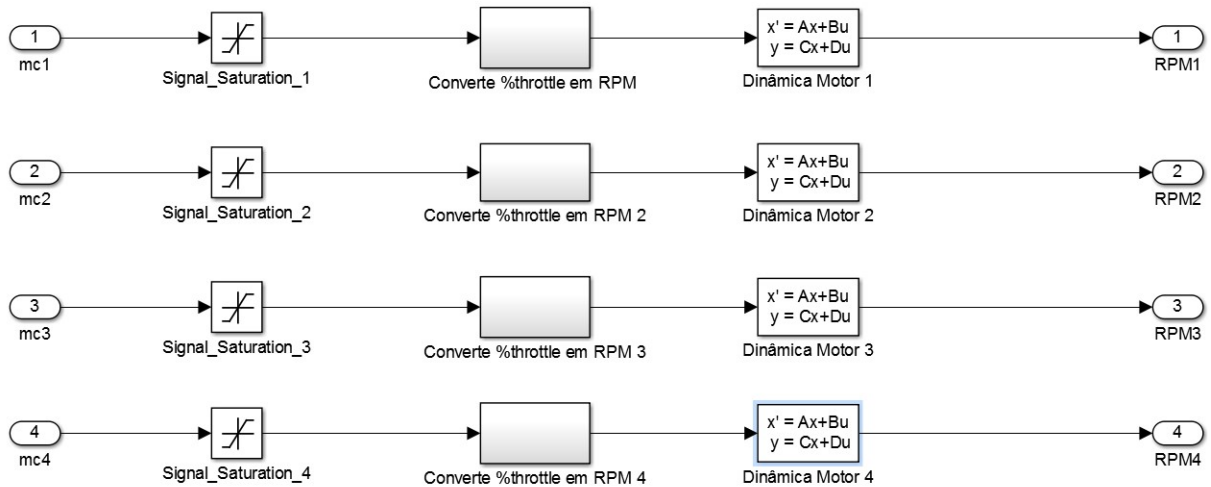
$$m2 = \text{Correção de altura} + \text{Correção Psi} - \text{Correção Phi}$$

$$m3 = \text{Correção de altura} - \text{Correção Psi} + \text{Correção Theta}$$

$$m4 = \text{Correção de altura} + \text{Correção Psi} + \text{Correção Phi}$$

A saída do bloco de mistura são percentagens de aceleração (%throttle) de cada motor. No bloco de dinâmica dos motores esses valores são convertidos em velocidade angular e aplicados à função de transferência dos motores como mostra a Figura 33.

Figura 33 – Bloco de dinâmica dos motores



Fonte: Autoria própria

Como descrito na Equação 18 (seção 2.2.5), a força de empuxo varia com o quadrado da velocidade angular e essas forças (em cada motor) atuando sobre a estrutura da aeronave realiza os movimentos que permite levantar voo.

### 3.2.4 Firmware

Na inicialização do microcontrolador começa a leitura do sensor, em seguida ocorre o cálculo do controlador para corrigir os ângulos. É realizada a distribuição das correções em todos os motores e truncamento do PWM para que não ocorra o desligamento ou o recebimento de um valor PWM maior que o aceitável pelo motor; após o truncamento os valores são enviados aos motores. O controlador atua a cada 20ms que é o ciclo completo do ESC, assim a cada 20ms ocorre a leitura do sensor e atualização dos valores de velocidade.

Ao longo do capítulo foi apresentado o simulador do quadricóptero, detalhando todos os blocos e aspectos da sua estrutura. O próximo capítulo apresenta os resultados do controlador projetado, tanto simulados como do sistema embarcado.



## 4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

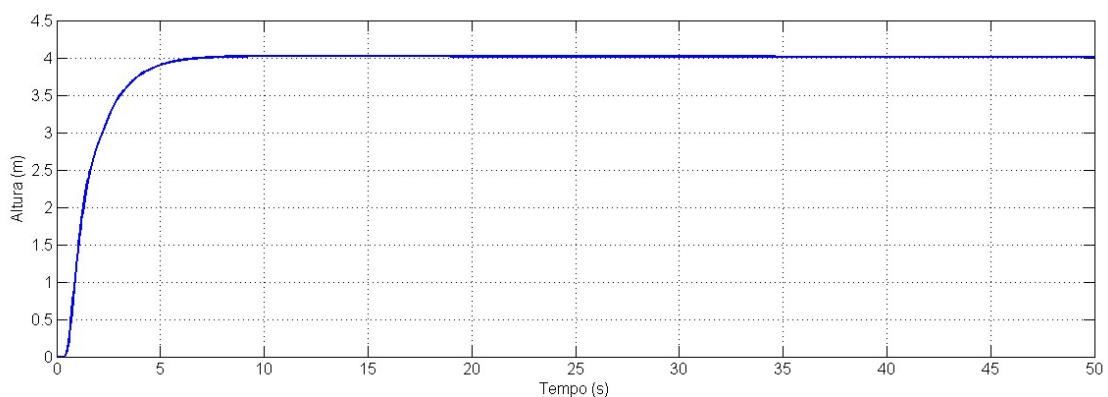
Este capítulo apresenta os resultados obtidos a partir da modelagem e simulação em ambiente computacional, bem como resultados obtidos a partir dos experimentos realizados no quadricóptero. Primeiramente são apresentados os resultados simulados do controle, em seguida os resultados experimentais da aplicação da técnica de controle PID para estabilização do quadricóptero.

### 4.1 ANÁLISE COMPUTACIONAL

Nesta seção são apresentados os controles de altitude *Fuzzy* e PID, assim como o controle PID de atitude *yaw*, *pitch* e *roll*. Os resultados do controle de altitude foram simulados sem ruídos e adicionados distúrbios ao sistema representando ruídos.

A Figura 34 mostra a resposta do controle de altura com PID em que foi definido o *setpoint* em 4 metros de altura.

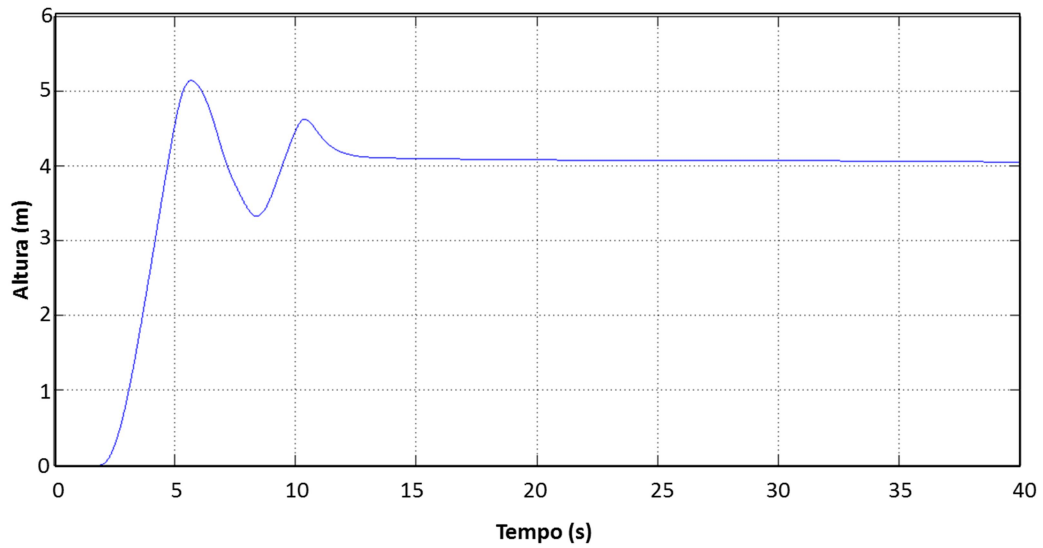
Figura 34 – Resposta com controle de altura PID



Fonte: Autoria Própria

É possível obter um tempo de subida de aproximadamente 5s, um tempo de acomodação também muito próximo de 5s.

A resposta do controle *Fuzzy* é apresentada na Figura 35 com a mesma configuração de *setpoint* descrita para o PID.

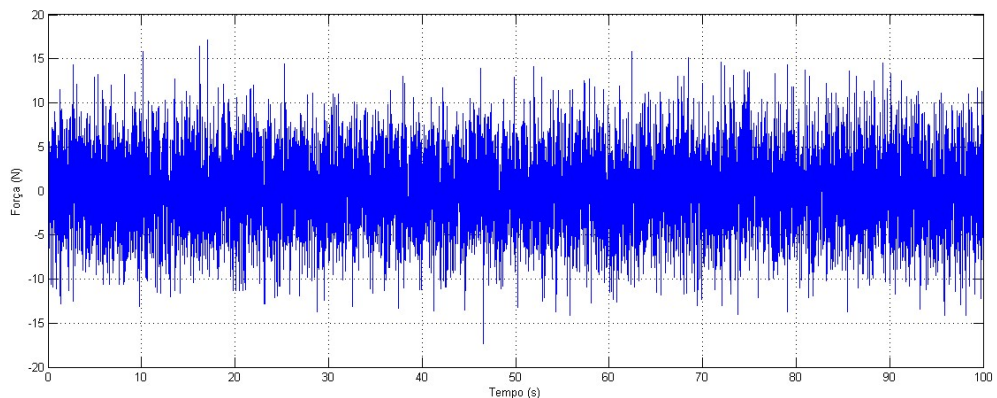
Figura 35 – Resposta com controle *Fuzzy* de altura

Fonte: Autoria Própria

Observou-se um tempo de acomodação longo para essa aplicação, de aproximadamente 15s e uma transição com *overshoot* duplo.

Foi acrescentado ao sistema um sinal de perturbação com variação de 20N para observar seu desempenho na presença de ruídos. Esse sinal é mostrado na Figura 36.

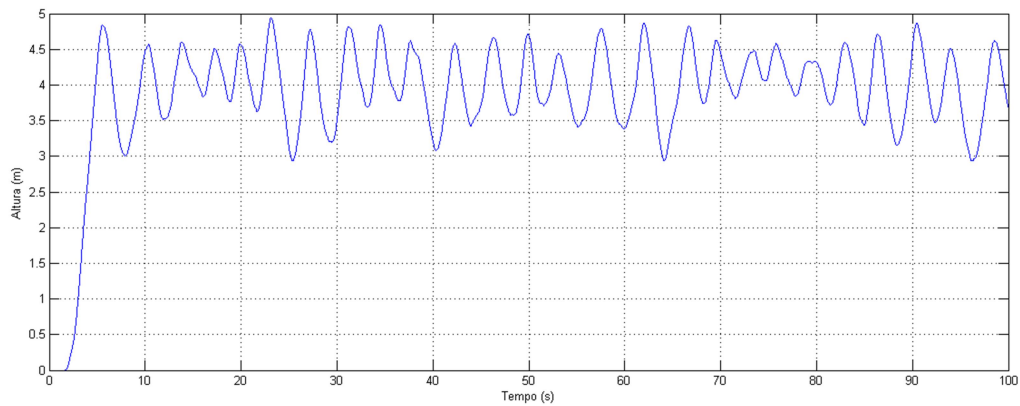
Figura 36 – Sinal de Perturbação



Fonte: Autoria Própria

A Figura 37 e Figura 38 mostram o resultado sem o sinal de perturbação e com o sinal de perturbação para as duas técnicas de controle.

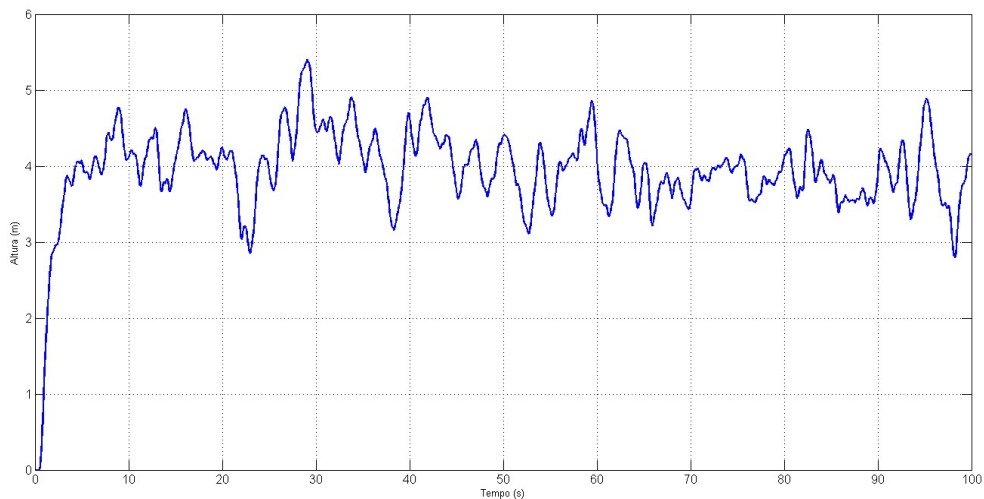
Figura 37 – Resposta ao degrau com sinal de perturbação com controle *Fuzzy*



Fonte: Autoria Própria

O controle *Fuzzy* conseguiu manter-se próximo do valor de referência com uma variação de altura de 2m.

Figura 38 – Resposta ao degrau com sinal de perturbação com controle PID



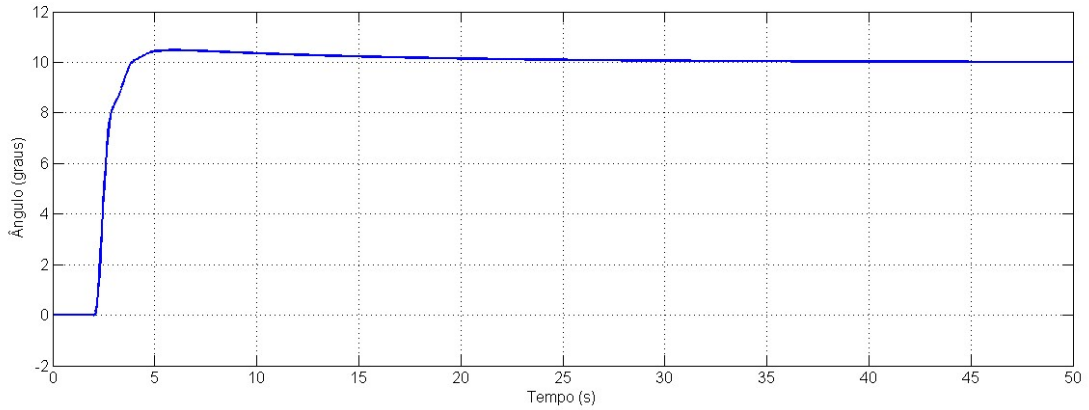
Fonte: Autoria Própria

O controle PID também conseguiu manter-se próximo da referência, porém com uma variação de altura um pouco maior, de 2,3m.

A perturbação simula intempéries do ambiente, submetendo a aeronave a forças de intensidades aleatórias durante o voo. Essas forças foram representadas por uma distribuição gaussiana uniforme na matriz de forças resultantes.

A Figura 39 apresenta a simulação do controlador PID do ângulo de *pitch*, começando em zero e *setpoint* em  $10^\circ$  a partir de 2s do início da simulação.

Figura 39 – Resposta do ângulo de *pitch* com controle PID

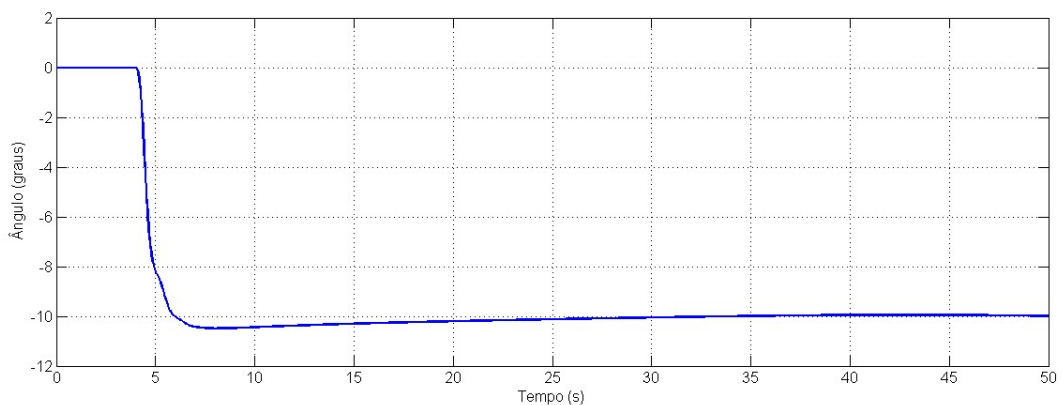


Fonte: Autoria Própria

O tempo de subida foi de aproximadamente 2s, e um sobressinal de 4%, mas essa margem de erro é considerada aceitável para a resposta obtida.

A simulação do controle de *roll* foi realizada com *setpoint* em  $-10^\circ$  a partir de 4s de funcionamento do simulador. Sua resposta é mostrada na Figura 40.

Figura 40 – Resposta do ângulo de *roll* com controle PID

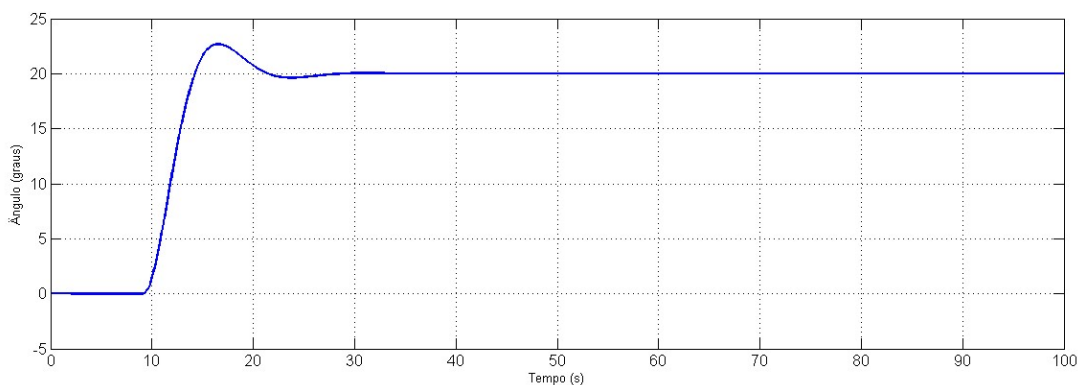


Fonte: Autoria Própria

A resposta do ângulo de *roll* é parecida com a resposta do ângulo de *pitch*, com tempo de subida de 2s e um sobressinal pertencente à margem de erro aceitável.

A resposta da simulação do controle de *yaw* é mostrada na Figura 41, tem seu *setpoint* definido em 20° a partir de 4s de funcionamento do simulador.

Figura 41 – Resposta do ângulo de *yaw* com controle PID



Fonte: Autoria Própria

O controle de *yaw* teve resposta com tempo de subida de 5,3s, sobressinal de 15% em um intervalo de 6,3s e tempo de acomodação de 12,6s.

O uso dos parâmetros do controlador PID, indicados na Tabela 5 da seção 3.2.2, resultaram em resposta satisfatória para a estabilização dos ângulos de inclinação.

## 4.2 ANÁLISE EXPERIMENTAL

Para efetuar os testes práticos e compará-los com os resultados obtidos nas simulações via *software* ou simular um determinado evento diretamente no quadricóptero, foi necessário desenvolver uma plataforma de testes onde o quadricóptero, ou parte dele, é fixado para que seja possível fazer alguns experimentos de forma segura, como testes de giro, empuxo, vibração, entre outros. O modelo se assemelha a um giroscópio e é composto de um suporte que sustenta dois círculos e um eixo central articulados entre si que permite rotações diferentes. O quadricóptero é fixado ao eixo central de forma que possa girar em todas as direções possíveis.

A plataforma de testes foi construída com material metálico, pois tem boa resistência mecânica e bom desempenho com cargas dinâmicas (cargas que variam com o tempo). A Figura 42 mostra o quadricóptero fixado à plataforma.

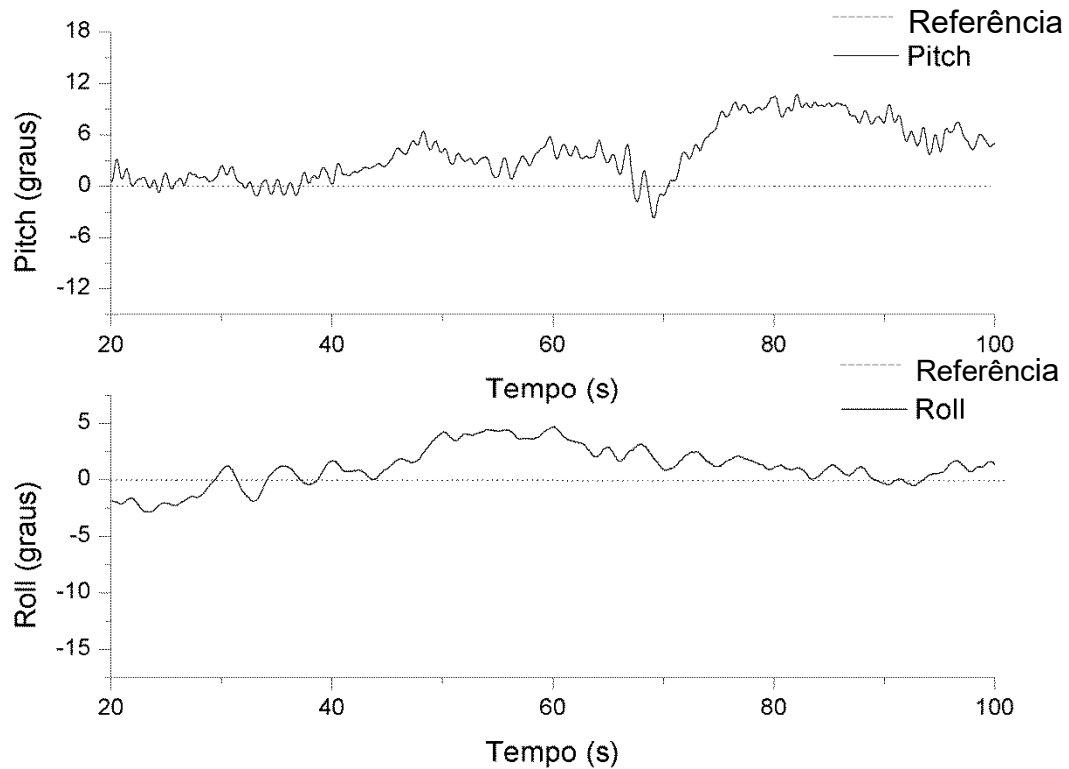
Figura 42 – Plataforma de testes



Fonte: Autorial Própria

Os testes foram realizados enviando os dados de velocidade para cada motor de acordo com o firmware desenvolvido. O resultado é apresentado na Figura 43.

Figura 43 – Resposta experimental da atitude



Fonte: Autorial Própria

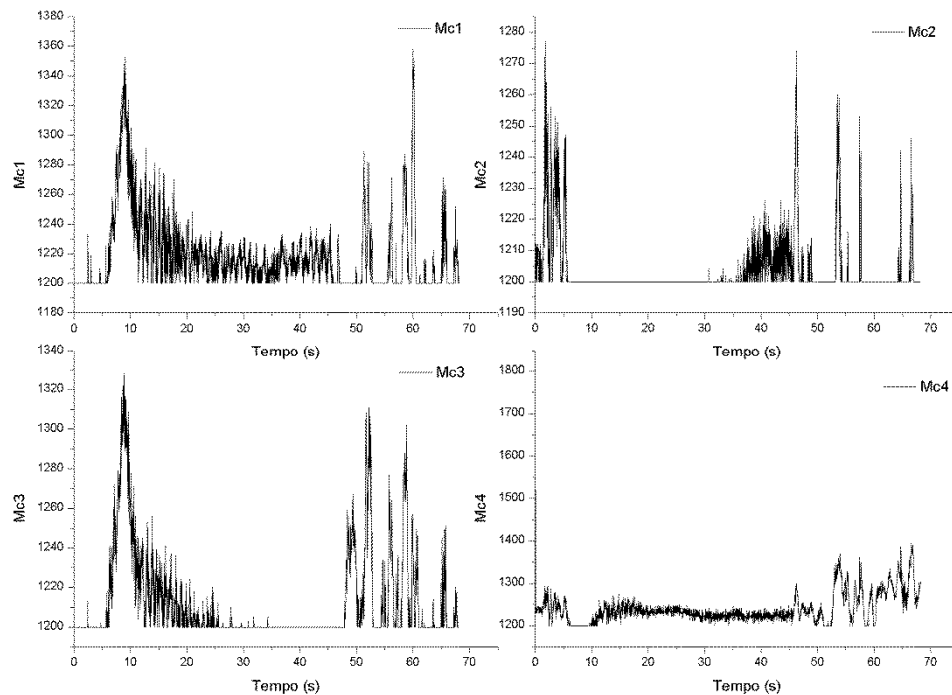
O controle de *pitch* manteve o eixo ajustado de acordo com a referência de forma satisfatória. Entre os momentos 70s a 100s houve uma perturbação do vento gerado pelas hélices que retornaram atingindo o quadricóptero, por isso houve um afastamento da posição em relação à referência.

O ângulo de *roll* começou em um valor negativo, mas logo aproximou-se da referência, mantendo esse valor até que houve uma perturbação do vento desestabilizando um pouco. Por ser um sistema sensível, uma perturbação em qualquer dos eixos afeta todos os outros, justificando o momento em que o ângulo de *roll* se afastou do valor de referência.

Foi observado como os ângulos se ajustam e ficam próximos ao zero mesmo com o controle com um tempo de estabilização de 2s, considerado ainda lento pela sensibilidade do sistema a mudanças bruscas nesse tipo de aplicação, porém com um desempenho satisfatório.

A Figura 44 mostra a variação da velocidade dos motores durante a realização do teste.

Figura 44 – Sinal PWM dos motores durante o teste experimental



Fonte: Autoria Própria

Os valores de velocidades mostrados na Figura 44 se referem ao sinal PWM aplicado aos motores para a correção dos ângulos, esses valores foram configurados para variar entre 1200 a 1800, correspondendo a uma faixa de 20% a 80% da sua velocidade máxima. O valor necessário para que o motor rompesse a inércia do sistema de propulsão foi 1200, assim o controle ficou limitado à essa velocidade mínima para que não ocorresse de os motores desligarem durante o voo, o valor máximo foi configurado a 1800 para resguardar o motor de possíveis danos por trabalhar em velocidade máxima.

A plataforma desenvolvida apresentou-se eficiente quanto a sua aplicação, os controladores apresentaram resultados satisfatórios e os testes experimentais apresentaram boa concordância com os resultados simulados. O capítulo a seguir aborda as conclusões sobre o trabalho desenvolvido nessa dissertação.



## 5. CONSIDERAÇÕES E TRABALHOS FUTUROS

Neste trabalho foram apresentados os componentes para a construção de um quadricóptero autônomo, um simulador com controle PID para a estabilização e altitude e um controle *Fuzzy* para altitude.

A partir das simulações realizadas referentes ao controle PID de altitude e atitude foi possível concluir que os ganhos escolhidos para cada controlador foram satisfatórios para se atingir a altura desejada e corrigir os ângulos de inclinação resultando na estabilização do VANT. Entre o controle *Fuzzy* e PID de altura o controle de PID mostrou vantagens sobre o *Fuzzy* no tempo de acomodação, em que o *Fuzzy* obteve um tempo longo de 15s enquanto o PID obteve em torno de 5s. O controle PID não apresentou sobressinal enquanto o *Fuzzy* apresentou dois picos de sobressinal. Nas simulações com perturbação, o controle *Fuzzy* conseguiu manter-se mais próximo da referência do que o PID, com uma variação de altura de 2m, o PID mostrou uma variação de 2,3m.

Os componentes escolhidos atenderam a proposta do trabalho e funcionaram conforme esperado com resultado satisfatório; o VANT conseguiu se manter estabilizado. A partir do giroscópio foram medidas as posições dos ângulos para calcular o erro e fazer o controle de estabilidade, porém não foi possível integrar ao sistema o sensor de altura, pois os erros de medição causaram falhas na determinação das velocidades perturbando o sinal PWM enviados aos motores. O controle de *yaw* experimental não foi apresentado, pois não respondeu bem e afetou a velocidade de todos os outros motores, assim, apenas os controles de *pitch* e *roll* foram submetidos ao teste.

A comunicação serial, por meio do cabo USB tipo B dificultou um pouco os testes experimentais por deixar o veículo limitado, foi preciso muito cuidado para o cabo não interferir nas medições e balanceamento do quadricóptero na plataforma de teste.

Por fim foi constatado que a construção e controle do quadricóptero podem ser considerados não triviais, pois foi necessário conhecimento multidisciplinar como, por exemplo, mecânica, sistemas embarcados, modelagem, controle, sistemas inteligentes e sensoriamento, sendo assim, no trabalho desenvolvido são apresentadas diversas contribuições para pesquisas na área, especialmente na Universidade Federal Rural do Semi-Árido.

## 5.1 TRABALHOS FUTUROS

Visando melhorar o desempenho do quadricóptero, algumas sugestões são:

- Incluir o controle de altura experimental
- Substituir a comunicação serial do cabo para um dispositivo sem fio ou utilizar um sistema de armazenamento dos dados, como um módulo de cartão SD.
- Testar o controle em ambientes abertos
- Comparar com outras técnicas de controle
- Fazer o controle de posição e traçar rotas de forma autônoma

## REFERÊNCIAS

- ALVES, A. S. C. **Estudo e Aplicação de Técnicas de Controle Embarcadas para Estabilização de Voo de Quadricópteros**. 2012. 121 f. Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica) – Faculdade de Engenharia, Universidade Federal de Juiz de Fora, 2012.
- ARAÚJO, F. M. U. **Sistemas de Controle**. Departamento de Engenharia de Computação e Automação, Universidade Federal do Rio Grande do Norte. Natal, 2007. Disponível em: <<http://www.dca.ufrn.br/~meneghet/FTP/Controle/scv20071.pdf>>. Acesso em: 10 nov. 2016
- ARDUINO E CIA. **Acelerômetro e Giroscópio MPU6050**. Disponível em: <<http://www.arduinoocia.com.br/2015/04/acelerometro-giroscopio-mpu-6050.html>>. Acesso em: 11 nov. 2016.
- ARTERO, A. O. **Inteligência artificial teórica e prática**. São Paulo: Livraria da Física, 2008. 230 p. Bauru, SP, 2003.
- BENIGNO, T. C. P. **Modelagem Matemática e Controle de Atitude e Posição do Quadrotor**. Dissertação de Mestrado. Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Mossoró, 2015.
- BOLTON, W. **Mecatrônica: Uma abordagem multidisciplinar**. 4. ed. Porto Alegre: Bookman, 2010. 664 p.
- BOUABDALLAH, S. **Design and Control of Quadrotors with Application to Autonomous Flying**. 2007. 155 f. Tese (Doutorado) – Faculté des Sciences et Techniques de L'ingénieur, École Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007.
- BOUABDALLAH, S.; MURRIERI, P.; SIEGWART, R. **Design and Control of an Indoor Micro Quadrotor**. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION (ICRA), 2004, New Orleans, LA. Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation, v. 5. New Orleans, LA: IEEE, 2004. p. 4393-4398.
- BRANDÃO, A. S. *et al.* **Modelagem e Controle Não Linear Subatuado de um Quadrotor: Parte 1**. Em: CONGRESSO BRASILEIRO DE AUTOMÁTICA, 19., 2012, Campina Grande. Anais do XIX Congresso Brasileiro de Automática (CBA 2012). Campina Grande: UFCG, 2012. p. 449-454.
- BRANDÃO, A. S. **Projeto De Controladores Não Lineares Para Voo Autônomo De Veículos Aéreos De Pás Rotativas**. Tese de Doutorado. Universidade Federal do Espírito Santo, UFES. Vitória, 2013.
- CABÓ, A. E. C. **Sistema Microcontrolado Inteligente De Baixo Custo Para O Monitoramento De Altas Temperaturas Em Fornos Da Indústria De Cerâmica Vermelha**. Dissertação de Mestrado. Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Mossoró, 2015.
- CARRILLO, L. R. G. *et al.* **Quad Rotorcraft Control – Vision-Based Hovering and Navigation**. [S.l.]: Springer London, 2012. 179 p.

CHAMBERLAIN, C. H. **System Identification, State Estimation, and Control of Unmanned Aerial Robots**. Dissertação de Mestrado. Brigham Young University. Provo, 2011.

COZA, C.; MACNAB, C. (2006). **A new robust adaptive-Fuzzy control method applied to quadrotor helicopter stabilization**, *Annual meeting of the North American Fuzzy Information Processing Society*, 2006. NAFIPS 2006. pp. 454–458.

DOMINGUES, J. M. B. **Quadrotor Prototype**. Dissertação de Mestrado. Universidade Técnica de Lisboa. Lisboa, 2009.

FAKURIAN, F. et al. **Design of a Fuzzy Controller by Minimum Controlling Inputs for a Quadrotor**. In: IEEE 2<sup>RD</sup> INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND MECHATRONICS, 2014, Tehran, Iran. Proceedings of the 2014 IEEE 2<sup>RD</sup> International Conference on Robotics and Mechatronics. Tehran, Iran: IEEE

GUIMARÃES, João P. F. *et al.* **Fully Autonomous Quadrotor: A Testbed Platform for Aerial Robotics Tasks**. In: BRAZILIAN ROBOTICS SYMPOSIUM AND LATIN AMERICAN ROBOTICS SYMPOSIUM (SBR/LARS), 2012, Fortaleza. Proceedings of the 2012 Brazilian Robotics Symposium and Latin American Robotics Symposium. Fortaleza: IEEE, 2012. p. 68-73.

GUIMARÃES, João Paulo Ferreira. **Controle de Atitude e Altitude Para Um Veículo Aéreo Não Tripulado Do Tipo Quadricóptero**. 2012. 69 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica e de Computação) – Centro de Tecnologia, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2012.

HABIB, M. K. **Handbook of Research on Advancements in Robotics and Mechatronics**. Cairo: IGI Global, 2014. 993 p.

HAMEL, T. et al. **Dynamic Modelling and Configuration Stabilization for an X4-Flyer**, *In Proc. 15th Triennial World Congress of the International Federation of Automatic Control*, Barcelona, Spain, 2002.

JOYO, M. K. *et al.* **Altitude and Horizontal Motion Control of Quadrotor UAV in the Presence of Air Turbulence**. In: IEEE CONFERENCE ON SYSTEMS, PROCESS AND CONTROL (ICSPC), 2013, Kuala Lumpur. Proceedings of the 2013 IEEE Conference on Systems, Process and Control. Kuala Lumpur: IEEE, 2013. p. 16-20.

KURIEN, M.; PRAYAGKAR, A.; RAJESHIRKE, V. **Overview of Different Approaches of PID Controller Tuning**. *International Journal of Research in Advent Technology*, [s.l.], v. 2, n. 1, p. 167-175, Jan. 2014. ISSN: 2321-9637.

LEISHMAN, J. G. **A History of Helicopter Flight**. s.l. : University of Maryland, Disponível em: <http://terpconnect.umd.edu/~leishman/Aero/history.html>, 2000.

MARTINS, W. F. **Controle Fuzzy Em Tempo Real, Aplicado ao Sistema Plataforma-Esfera**. Dissertação de Mestrado. Instituto Militar De Engenharia, IME, Rio de Janeiro, 2007.

Miranda, B.C.O et al. **Controle Baseado em Lógica Fuzzy para Veículos Aéreos Não Tripulados do Tipo Octorotor**, Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente, Fortaleza, 2013.

MECATRÔNICA ATUAL, **Teoria de Controle PID**. São Paulo: Saber, v. 3, 2002. Bimestral.

MOKHTARI, M. R. et al. **Robust Control for Attitude Tracking Problem for a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle**. In: IEEE 3<sup>RD</sup> INTERNATIONAL CONFERENCE ON SYSTEMS AND CONTROL, 2013, Algéria. Proceedings of the 2013 IEEE 3<sup>RD</sup> International Conference on Systems and Control. Algéria: IEEE

NASCIMENTO, David A. *et al.* **Modeling and Design of an Autonomous Unmanned Aerial Vehicle Quadrotor Prototype for Applications in Swarm of Robots**. In: BRAZILIAN ROBOTICS SYMPOSIUM AND LATIN AMERICAN ROBOTICS SYMPOSIUM (SBR/LARS), 2012, Fortaleza. Proceedings of the 2012 Brazilian Robotics Symposium and Latin American Robotics Symposium. Fortaleza: IEEE, 2012. p. 325-328.

NETTO, João Carneiro. **Controladores Nebulosos Aplicados a Processos Industriais: Estudo Comparativo de Métodos de Sintonia**. 2005. 96 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Elétrica, Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, 2005.

OGATA, Katsuhiko. **Engenharia de Controle Moderno**. 5. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2010. 809 p.

PEDRO, J. O.; KALA, P. J.. Nonlinear control of quadrotor UAV using Takagi-Sugeno Fuzzy logic technique. **2015 10th Asian Control Conference (ascc)**, [s.l.], p.978-984, maio 2015. Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE). <http://dx.doi.org/10.1109/ascc.2015.7244739>.

PETRUSEVSKI, I. et al. **Simple Fuzzy Solution for a Quadrotor Attitude Control**. In: IEEE 12<sup>TH</sup> SYMPOSIUM ON NEURAL NETWORK APPLICATIONS IN ELECTRICAL ENGINEERING, 2014, Belgrade: IEEE.

POUNDS, P., **Design, Construction and Control of a Large Quadrotor Micro Air Vehicle**. Australia, 2007

POUNDS, P.; MAHONY, R.; CORKE, P. **Modelling and Control of a Large Quadrotor Robot**. Control Engineering Practice, [s.l.], v. 18, n. 7, p. 691-699, Julho 2010. ISSN: 0967-0661.

DORF, R. C.; BISHOP, R. H., **Sistemas de Controle Modernos**, 11th ed. Rio de Janeiro, Brasil: LTC, 2011.

RAHARJA, Nia Maharani et al. Hover position quadrotor control with Fuzzy logic. In: **Information Technology, Computer and Electrical Engineering (ICITACEE), 2014 1st International Conference on**. IEEE, 2014. p. 89-92.

RAZA, S. A.; GUEIAEB, W. **Intelligent Flight Control of an Autonomous Quadrotor**, Motion Control, Federico Casolo (Ed.), ISBN: 978-953-7619-55-8. InTech, 2010.

ROBOCORE. **Arduino Mega 2560**. Disponível em: <<https://www.robocore.net/loja/produtos/arduino-mega-2560-r3.html>> Acesso em: 11 nov. 2016.

SÁ, R. C. **Construção, Modelagem Dinâmica e Controle PID para Estabilidade de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadrirotor**. 2012. 93 f. Dissertação (Mestrado em Teleinformática) – Centro de Tecnologia, Departamento de Engenharia de Teleinformática, Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, 2012.

SÁ, R. C. *et al.* **Construction and PID Control for Stability of an Unmanned Aerial Vehicle of the Type Quadrotor**. In: IEEE LATIN AMERICAN ROBOTICS SYMPOSIUM (LARS/LAC), 2013, Arequipa. Proceedings of the 2013 IEEE Latin American Robotics Symposium. Arequipa: IEEE, 2013. p. 95-99.

SÁ, Rejane Cavalcante *et al.* **Construction and PID Control for Stability of an Unmanned Aerial Vehicle of the Type Quadrotor**. In: IEEE LATIN AMERICAN ROBOTICS SYMPOSIUM (LARS/LAC), 2013, Arequipa. Proceedings of the 2013 IEEE Latin American Robotics Symposium. Arequipa: IEEE, 2013. p. 95-99.

SALES, D.C.; FRUTUOSO, A.; SANTOS, A.L. **Desenvolvimento de um controlador Fuzzy para Quadrotores**, IV Simpósio Brasileiro de Engenharia de Sistemas de Computação.

SANCA, A. S. **Modelagem e Controle de um Microveículo Aéreo: Uma Aplicação de Estabilidade Robusta Com a Técnica Backstepping em uma Estrutura Hexarrotor**. Tese de Doutorado. Universidade Federal do Rio Grande do Norte, UFRN, Natal, 2013.

SANTOS, Matilde; LOPEZ, Victoria; MORATA, Franciso. Intelligent Fuzzy controller of a quadrotor. In: **Intelligent Systems and Knowledge Engineering (ISKE), 2010 International Conference on**. IEEE, 2010. p. 141-146.

Silva, M.F., (2015) **Modelagem Dinâmica, Identificação de Parâmetros e Controle de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Quadricóptero**. Dissertação. Universidade Federal Rural do Semi-Árido, Mossoró.

SILVA, M. F. da et al. **Parameters Identification and Analysis of Brushless Direct Current Motors**. *Ieee Latin America Transactions*, Mossoró, v. 14, n. 7, p.3138-3143, jul. 2016.

SIMÕES, M. G.; SHAW, I. S. **Controle e Modelagem Fuzzy**. 2. ed. São Paulo: Blucher, 2007. p.45.

SURESHKUMAR, V. et al. **Autonomous Control of a Quadrotor UAV using Fuzzy Logic**. *Unsys Digital*. Cincinnati, Ohio, United States. Vol 2. Pag. 144. 2013.

TANSCHKEIT, R. Sistemas Fuzzy. VI Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente.

TOURINO, Sérgio Roberto Gonsalves. **Guiagem do Robô Móvel XR4000 para Inspeção via Internet de Tubulações Industriais Soldadas**. 2000, Relatório de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Tecnologia, Universidade de Brasília, Brasília, 2000.

VIEIRA, J. C. S. **Plataforma Móvel Aérea QuadRotor**. Dissertação, Mestrado. Universidade do Minho, 2011.

ZADEH, L. A. **Fuzzy Sets**. Information and Control. Berkeley, California, United States. vol.8. p.338-353.

ZAREB, M.; AYAD, R.; NOUIBAT, W. Fuzzy-PID hybrid control system to navigate an autonomous mini-Quadrotor. In: **Systems and Control (ICSC), 2013 3rd International Conference on**. IEEE, 2013. p. 906-913.