

INSTITUTO FEDERAL DE EDUCAÇÃO, CIÊNCIA E
TECNOLOGIA DE SÃO PAULO - IFSP

ERICK TOSHIO YAMAMOTO

**DESENVOLVIMENTO DO CONTROLE NEBULOSO
APLICADO A QUADROTOR.**

Dissertação de Mestrado apresentada ao
Instituto Federal de Educação, Ciência e
Tecnologia de São Paulo – IFSP como parte
dos requisitos para obtenção do título de
Mestre em Automação e Controle de
Processos.

Orientador: Prof. Dr. Alexandre Simião
Caporali

Co-orientador: Prof. Dr. Paulo Roberto
Barbosa

São Paulo

2015

Y18d Yamamoto, Erick Toshio.
Desenvolvimento do controle nebuloso aplicado a quadrotor /
Erick Toshio Yamamoto. São Paulo: [s.n.], 2016.
71 f.: il.

Orientador: Prof. Dr. Alexandre Simião Caporali.

Coorientador: Prof. Dr. Paulo Roberto Barbosa.

Dissertação (Mestrado Profissional em Automação e Controle
de Processos) - Instituto Federal de Educação, Ciência e
Tecnologia de São Paulo, IFSP, 2016.

1. Quadrotor 2. Controles nebulosos 3. LabVIEW 4.
Newton-Euler I. Instituto Federal de Educação, Ciência e
Tecnologia de São Paulo. II. Título

CDU 681.0



ATA DE EXAME DE DEFESA DE DISSERTAÇÃO

Nome do Programa: **Mestrado Profissional em Automação e Controle de Processos**

Nome do(a) Aluno(a): Erick Toshio Yamamoto

Nome do Orientador: Prof. Dr. Alexandre Simião Caporali

Coorientador: Prof. Dr. Paulo Roberto Barbosa

Título do Trabalho: "Desenvolvimento do controle nebuloso aplicado a quadrotor"

Abaixo o resultado de cada participante da Banca Examinadora

Nome completo dos Participantes Titulares da Banca	Sigla da Instituição	Aprovado / Não Aprovado
Prof. Dr. Paulo Roberto Barbosa – Coorientador	IFSP – SPO	Aprovado
Prof. Dr. Alexandre Brincalpe Campo – Membro Interno	IFSP – SPO	Aprovado
Profa. Dra. Andrea Ribari Yoshizawa – Membro Externo	FEI	Aprovado
Nome completo dos Participantes Suplentes da Banca	Sigla da Instituição	Aprovado / Não Aprovado
Prof. Dr. Ricardo Naoki Mori – Membro Interno	IFSP - PRC	
Prof. Dr. Francisco Tadeu Degasperi – Membro Externo	FATEC-SP	

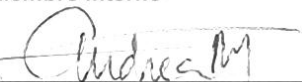
Considerando-o: ☒ APROVADO
[] NÃO APROVADO

Assinaturas

São Paulo, 05 de outubro de 2016


Presidente da Banca


Membro Interno


Membro Externo

Observações:

DEDICATÓRIA

À minha família, por sua capacidade de acreditar em mim e investir em mim. Mãe, seu cuidado e dedicação foi que deram, em alguns momentos, a esperança para seguir. Pai, sua presença significou segurança e certeza de que não estou sozinho nessa caminhada.

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais, Yoshio Yamamoto e Helena Firoko Inomata Yamamoto, e meus irmãos, Alex Yassuo Yamamoto e Sérgio Yoshio Yamamoto, pelo amor incondicional, compreensão e suporte em todos os aspectos durante todas as minhas fases de estudo.

Aos meus Orientadores, Professor Doutor Alexandre Simião Caporali e Professor Doutor Paulo Roberto Barbosa por acreditar, conduzir-me em meus trabalhos acadêmicos, auxiliar e instruir.

Um agradecimento especial à Profa. Dra. Andrea Ribari Yoshizawa, professora titular da FEI, e ao Prof. Dr. Alexandre Brincalepe Campo, professor titular do IFSP, por aceitar fazer parte da comissão julgadora, além da atenção e das valiosas contribuições dadas ao trabalho com seu vasto conhecimento.

Também sou grato aos docentes do IFSP que me proporcionaram uma extensa gama de conhecimentos durante todo o desenvolvimento do curso sem os quais não seria possível desenvolver este projeto.

A minha namorada, Jennifer da Silva Santos, pela compreensão, carinho e amor.

Aos amigos e colegas de trabalho Victor Teles, Wellington Aiolfi, Leonardo Ferreira Rodrigues, Alex Cerqueira, Wesley Rocha e Fabio Mibe Hatadani, pois toda a inspiração e apoio recebidos foram fundamentais para a execução deste trabalho.

EPÍGRAFE

“Que os vossos esforços desafiem as impossibilidades, lembrai-vos de que as grandes coisas do homem foram conquistadas do que parecia impossível.”

Charlie Chaplin

RESUMO

O presente trabalho trata do desenvolvimento de um quadrotor utilizando controladores nebulosos (Fuzzy), implementado no LabVIEW™. Primeiramente é apresentado um breve histórico sobre quadrotores e uma introdução à lógica fuzzy. Seguido de uma visão geral da dinâmica do sistema a ser implementado e de sua modelagem matemática utilizando o formalismo Newton-Euler. A partir das equações obtidas na modelagem implementa-se um modelo virtual utilizando o software LabVIEW™, e então cada subsistema é descrito detalhadamente e também o controlador fuzzy. Propõe-se também um protótipo descrevendo cada componente necessário e análise do controle nebuloso aplicado a ele. Por fim, apresenta-se os resultados obtidos do simulador e do sistema real.

Palavras-chaves: quadrotor, controladores nebulosos, LabVIEW™, Newton-Euler.

ABSTRACT

This paper deals with the development of a quadrotor using fuzzy controllers (Fuzzy), implemented in LabVIEWTM. First of all a short history of quadrotors and an introduction to fuzzy logic is presented. Followed by an overview of the system dynamics to be implemented and its mathematical modeling using the Newton- Euler formalism. From the equations obtained in modeling, implements a virtual model using software LabVIEWTM and then each subsystem is described in detail and the fuzzy controller. It is also proposed a possible prototype describing each required component and test the fuzzy controller applied to it. Finally, we present the results of the simulator and real system.

Keywords : quadrotor , fuzzy controllers , LabVIEWTM , Newton- Euler .

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Análise das funções de pertinências	9
Tabela 2 - Conjuntos de movimentos relacionados a força e os torques.....	21
Tabela 3 - Contantes adotadas	39
Tabela 4 - Ganho e saturação dos controladores	43
Tabela 5 - Parâmetros com função de erro proporcional.....	43
Tabela 6 - Funções de pertinência do controlador difuso.....	45
Tabela 7 - Limitações dos motores.....	63
Tabela 8 - PWM <i>Hovering</i> para aplicação no modelo real	64

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - <i>Hardware-in-the-loop</i> de NETO (2008).....	3
Figura 2 - Protótipo de BRESCIANI (2008).....	4
Figura 3 - Protótipo utilizado por DOMINGUES (2009).....	5
Figura 4 - Exemplo de um VANT (multicóptero) utilizado para realizar busca e salvamento.....	6
Figura 5 - Exemplo de um VANT (quadrotor) utilizado para realizar mapeamento de ambientes.....	7
Figura 6 - a) Conjunto clássico, b) Conjunto difuso	8
Figura 7 - Função de pertinência usado a) conjunto clássico e b) conjunto difuso	9
Figura 8 - Função de pertinência triangular.....	10
Figura 9 - Função de pertinência trapezoidal	10
Figura 10 - Operador união aplicado a conjuntos nebulosos.....	11
Figura 11 - Operador interseção aplicado a conjuntos nebulosos	11
Figura 12 - Operador complemento aplicado a um conjunto nebuloso.....	12
Figura 13 - Sistema em malha fechada com controlador fuzzy	12
Figura 14 - Método de inferência Mamdani para um controlador fuzzy de duas entradas	14
Figura 15 - Método de defuzzificação centro de área	15
Figura 16 - Método de defuzzificação da altura	16
Figura 17 - Modelo simplificado de quadrotor.....	17
Figura 18 - Movimento de aceleração	18
Figura 19 - Movimento de arfagem.....	18
Figura 20 - Movimento de rolagem.....	19
Figura 21 - Movimento de guinada	20
Figura 22 - Movimentos angulares.....	21
Figura 23 - Sistema de coordenadas do quadrotor	23
Figura 24 - Sistema de coordenadas fixo local.....	23
Figura 25 - Modelo do motor CC	29
Figura 26 - Diagrama de blocos do quadrotor.....	32
Figura 27 - Desenho técnico do frame DJI450.....	33
Figura 28 - NI myRIO 1900	34
Figura 29 - Pinagem MPU6050.....	35
Figura 30 - <i>Turnigy D2836/8 1100KV Brushless Outrunner Motor</i>	35
Figura 31 - Hélices 10x4.5	36
Figura 32 - Q Brain 4 x 20A Brushless Quadcopter ESC 2-4S 3A SBEC.....	37
Figura 33 - Turnigy 2200mAh 3S 40C Lipo Pack	37
Figura 34 - Visão geral da comunicação do sistema	38
Figura 35 - Visão geral do sistema	39
Figura 36 - Modelo Quadrotor em LabVIEW™	40
Figura 37 - Código para conversão de valores de velocidades e posições.	41
Figura 38 - Sistema Controlador Nebuloso	42

Figura 39 - <i>Fuzzy System Designer</i> – Funções de pertinências para o controle nebuloso.	44
Figura 40 - Superfície do sistema.	45
Figura 41 - PWM convertidos para velocidade angular	46
Figura 42 - Relações entre os motores com os movimentos básicos.	47
Figura 43 - Interface do PWM de pairar (<i>Hovering</i>).	48
Figura 44 - Resposta do sistema (vermelho: desejado, verde: atual).	49
Figura 45 - Comportamento do modelo 3D.	50
Figura 46 - Conexões do MPU6050 no myRIO.	51
Figura 47 - Parametrização do Giroscópio e Acelerômetro.	51
Figura 48 - Calibração do sensor.	52
Figura 49 - subVI analisador de sinais do sensor.	52
Figura 50 - Configuração de unidades.	53
Figura 51 - Calcula a derivada.	53
Figura 52 - Máquina de estados - Leitura do sensor.	54
Figura 53 - Conversões de dados e Filtro Complementar.	56
Figura 54 - Valores iniciais para o acionamento dos motores.	57
Figura 55 - Plataforma de teste.	58
Figura 56 - Sinal filtrado e o controle dos ângulos.	59
Figura 57 - Matriz de controle e conversor para PWM.	60
Figura 58 - PWM para o entendimento do myRIO.	61
Figura 59 - Configuração do dispositivo.	61
Figura 60 - Comparação das velocidades angulares do sensor Ω, Ω_{filt} (rad/s).	62
Figura 61 - Interface do modelo real.	63
Figura 62 - Gráficos de PWM.	64
Figura 63 - Teste dos ângulos do quadrotor.	65
Figura 64 - Interface com distúrbio.	65
Figura 65 - Sinais de PWM com distúrbio	66
Figura 66 - Interface da simulação	66
Figura 67 - Quadrotor e interface com controle	67
Figura 68 - Comparativo entre o teste simulado e real.	68

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

A/D	Analógico / Digital
ARM	<i>advanced RISC machine</i> (máquina RISC avançada)
BLDC	<i>brushless direct current</i> (motor de corrente contínua sem escovas)
CC	corrente contínua
DMP	<i>digital motion processor</i> (processador digital de movimento)
E/S	entradas/saídas
ESC	<i>electronic speed control</i> (controle eletrônico de velocidade)
FIFO	<i>first in first out</i> (primeiro a entrar, primeiro a sair)
FPGA	<i>field programmable gate array</i> (arranjo de portas programável em campo)
IMU	<i>inertial measurement unit</i> (unidade de medição inercial)
LabVIEW	Laboratory Virtual Instrumentation Engineering Workbench (nome próprio)
MIMO	multiple input multiple output (múltiplas entradas, múltiplas saídas)
MISO	multiple input single output (múltiplas entradas, única saída)
PD	proporcional e derivativo
PID	proporcional, integral e derivativo
PWM	<i>pulse width modulation</i> (modulação de largura de pulso)
RISC	<i>reduced instruction set computer</i> (conjunto reduzido de instruções de computador)
SCL	<i>serial clock</i>
SDA	<i>serial data</i> (dados seriais)
subVI	<i>sub virtual instrument</i> (instrumento virtual parcial)
VANT	veículo aéreo não tripulado
VI	<i>virtual instrument</i> (instrumento virtual)

SUMÁRIO

LISTA DE TABELAS	I
LISTA DE FIGURAS	II
LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS	IV
1 INTRODUÇÃO	1
1.1 OBJETIVO	1
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	2
1.3 JUSTIFICATIVAS	2
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	2
3 LÓGICA DIFUSA	7
3.1 CONJUNTOS DIFUSOS	7
3.2 FUNÇÕES DE PERTINÊNCIAS	8
3.3 OPERADORES FUZZY	10
3.4 CONTROLADOR FUZZY	12
3.4.1 Fuzzificador	13
3.4.2 Base de regras	13
3.4.3 Inferência <i>fuzzy</i>	13
3.4.4 Defuzzificador	14
4 MATERIAIS E MÉTODOS	16
4.1 CONCEITOS GERAIS DO QUADROTOR.....	16
4.2 MODELO MATEMÁTICO	22
4.2.1 Sistemas de coordenadas	22
4.2.2 Dinâmicas do sistema	24
4.2.3 Cálculo da inclinação do sistema.....	27
4.2.4 Motores de corrente contínua sem escovas (<i>BLDC</i>)	28
4.3 DIAGRAMAS DE BLOCOS DE UM QUADROTOR	31
4.4 ARQUITETURA DO PROTÓTIPO	32
4.4.1 Corpo	32
4.4.2 <i>NI myRIO</i> - Dispositivo para projeto de sistemas embarcados de estudantes	33
4.4.3 Giroscópio	34
4.4.4 <i>BLDC – Brushless Direct Continuous</i>	35
4.4.5 Hélices	36
4.4.6 <i>ESC – Eletronic Speed Control</i>	36

4.4.7	Bateria.....	37
4.4.8	Estação Base	38
5	RESULTADOS FINAIS	38
5.1	MODELO MATEMÁTICO NO LABVIEW™	38
5.2	APLICAÇÃO DO CONTROLE NEBULOSO NO MODELO MATEMÁTICO	41
5.3	CONVERSÃO DE VALORES PARA A ESTABILIZAÇÃO DO QUADROTOR - <i>HOVERING</i>	45
5.4	ANÁLISE DOS RESULTADOS	48
5.4.1	Resultados da simulação.....	48
5.4.2	Resultados em tempo real.....	50
5.4.3	Comparação entre os testes na simulação e o real.....	66
6	CONCLUSÕES.....	69
7	SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS.....	70
8	REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA	71
	APÊNDICE A – ESTRUTURA DO CÓDIGO MATLAB DO MODELO MATEMÁTICO.....	73
	APÊNDICE B – CÓDIGO DE CALIBRAÇÃO DO CONTROLE ELETRÔNICO DE VELOCIDADE (ESC).	76

1 INTRODUÇÃO

Quadrotores são uma classe de helicópteros que utiliza quatro rotores para propulsão, geralmente dispostos em formato de cruz. O controle de movimento é feito através da mudança da velocidade relativa entre os quatro rotores.

Este tipo de estrutura possui a vantagem em relação a helicópteros comuns de não necessitar de soluções mecânicas para variar o ângulo dos rotores enquanto eles giram. Além disso, o tamanho individual de cada rotor é reduzido em relação a um helicóptero comum de tamanho equivalente. A maior desvantagem deste modelo é o alto consumo de energia necessário para alimentar os quatro rotores (DOMINGUES, 2009).

Embora este conceito de aeronave não seja novo, a dificuldade de estabilização e o desempenho ruim dos primeiros protótipos limitaram seu desenvolvimento. Atualmente, este tipo de estrutura tem sido muito utilizado em robótica, na criação de veículos aéreos não tripulados (VANT). VANTs podem ser utilizados em diversas aplicações, sendo muito úteis onde a presença de seres humanos a bordo não é necessária, fazendo com que seja possível reduzir custos, ou desejável, como em missões perigosas, eliminando o risco de acidentes com o piloto. Algumas das aplicações já realizadas utilizando VANTs são: aquisição de imagens aéreas, monitoramento, inspeção de dutos e linhas de transmissão de energia, busca e resgate em áreas perigosas, mapeamento de ambientes, pulverização em plantações, entre outras. Alguns exemplos dessas aplicações estão listados abaixo (DOMINGUES, 2009).

Os desafios dessa área são inúmeros. As soluções clássicas em robótica para os problemas de sensoriamento, planejamento, localização e mapeamento devem ser revistas quando defrontados com um ambiente tridimensional seja ele *indoor* ou *outdoor*. Além disso, a complexidade é incrementada quando os problemas de engenharia são inclusos, impostos pelas limitações de tamanho e peso dos veículos aéreos.

1.1 OBJETIVO

O objetivo do presente trabalho é a aplicação do método nebuloso de controle a um modelo matemático de um quadrotor utilizando o software LabVIEWTM e após realizado os testes no sistema simulado aplicar a técnica de controle no sistema real construído. A altura e os ângulos de rolagem, arfagem e guinada devem ser estabilizados por meio do controle aplicado.

1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Realizar uma pesquisa sobre os projetos existentes para a montagem de um quadrotor e, baseado neste, determinar a metodologia apropriada;
- Especificar os materiais e os componentes que serão utilizados na montagem do quadrotor;
- Testar e estudar o funcionamento dos componentes;
- Estudar o modelo matemático do sistema;
- Implementar no programa LabVIEW™, utilizando os dados apresentados pelos sensores do sistema e desenvolver as regras utilizando a lógica difusa;
- Aplicar as técnicas de controle do sistema simulado no sistema real;
- Comparar os resultados obtidos nos dois ambientes.

1.3 JUSTIFICATIVAS

Este trabalho propõe uma implementação prática de um controlador nebuloso em um quadrotor amplamente usado no setor militar.

Através da experiência com o veículo quadrotor, adquirida durante a pesquisa sobre ele, pôde comprovar que o tema é amplo, pois se faz necessária uma revisão muito grande de literatura para obter informações suficientes para poder-se determinar com segurança como deve ser a estrutura.

Espera-se que com esta ferramenta seja possível desenvolver controladores mais eficientes e contribuir para resolver problemas de controle que os controladores PID tradicionais não apresentam resultados desejados.

Dessa maneira, é de grande valia um trabalho que possa entregar principalmente para leitores menos experientes, uma quantidade maior e organizada de informações. Espera-se que, nas próximas seções, o leitor obtenha auxílio em sua pesquisa, de forma a resguardar um tempo valioso de pesquisa, e permitindo que consiga, assim, utilizar as informações aqui expostas como uma ponte para publicações mais avançadas no tema.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Neste capítulo será apresentada a cronologia do desenvolvimento dos quadrotores.

A história dos veículos aéreos não-tripulados no mundo é antiga. Tão antiga quanto a própria história da aviação. A ideia de uma “máquina voadora” originou-se e foi

concebida cerca de 2500 anos atrás, em 425 A.C., quando *Archytas*, cientista grego, criou o primeiro VANT (Veículos Aéreos Não-Tripulados) de todos os tempos através da construção de um pássaro mecânico, um pombo (*Pigeon*) que podia voar movendo suas asas e obter energia a partir de um mecanismo em seu estômago. Alega-se que ele voou cerca de 200 metros antes de cair no chão, uma vez que toda energia foi usada (VALAVANIS, 2007).

Nos tempos modernos, os VANTs apareceram durante a 1ª Guerra Mundial (1917). Por mais de dez anos após o fim deste evento histórico, o desenvolvimento de Veículos Aéreos Não-Tripulados sofreu uma pequena estagnação, e a maioria dos projetos em andamento visavam aplicações em tarefas de treinamento militar. Em meados da década de 40, auge da Segunda Grande Guerra Mundial, deu início à crescente utilização de Veículos Aéreos Não-Tripulados para fins bélicos do mundo. Nas décadas que se seguiram, os avanços tecnológicos permitiram a utilização de VANTs em missões mais estratégicas, como tarefas de reconhecimento e espionagem (NETO, 2008).



Figura 1 - *Hardware-in-the-loop* de NETO (2008)
Fonte: (NETO,2008)

Na década de 70, surgiu a era dos VANTs modernos, desenvolvidos para serem menores, mais baratos e mais eficientes. A Guerra do Vietnã e a Guerra Fria impulsionaram uma variedade de programas de desenvolvimento de VANTs (CAMACHO & YUHAS, 2004). Dessa época até então, diversos outros projetos de veículos aéreos foram desenvolvidos ao redor do mundo, tanto no setor militar quanto civil. Um histórico mais completo sobre os VANTs pode ser encontrado em (VALAVANIS, 2007).

A maior parte das aplicações de VANTs nasceu dentro de órgãos militares de pesquisa e tiveram forte desenvolvimento para fins de reconhecimento, monitoramento e

ações ofensivas contrapostos inimigos. Atualmente, porém, outras aplicações de maior interesse para o setor civil vêm sendo alvo de pesquisa e desenvolvimento, possibilitando a utilização industrial e comercial desses veículos (NETO, 2008).

Os VANTs podem ser utilizados em diversas aplicações, sendo muito úteis onde a presença de seres humanos a bordo não é necessária, fazendo com que seja possível reduzir custos, ou desejável, como em missões perigosas, eliminando o risco de acidentes com o piloto. Algumas das aplicações já realizadas utilizando VANTs são: aquisição de imagens aéreas, monitoramento, inspeção de dutos e linhas de transmissão de energia, busca e resgate em áreas perigosas, mapeamento de ambientes, pulverização em plantações, entre outras.

Como será visto a seguir, o controle da atitude em um sistema do tipo quadrotor é vital na navegação do quadrotor como um todo, pois a partir dela pode-se obter a direção em que o sistema está se movendo.

BRESCIANI (2008), em tese apresentada na Lund University, desenvolveu um protótipo de quadrotor, em que utilizou um controle do tipo PID embarcado em um processador do tipo ARM7. Os sensores utilizados para o controle do protótipo foram um sonar e um módulo infravermelho para estimar a altura do protótipo do chão e um módulo IMU, que possui vários sensores internos para medir a orientação (atitude) do quadrotor (BRESCIANI, 2008).

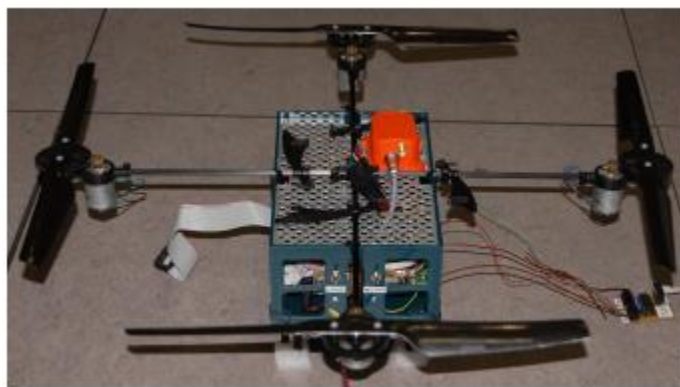


Figura 2 - Protótipo de BRESCIANI (2008)
Fonte: (BRESCIANI,2008)

Em tese apresentada a Universidade Técnica de Lisboa, DOMINGUES (2009) desenvolveu um protótipo de quadrotor utilizando um controle ótimo através de um Regulador Linear Quadrático embarcado em um processador do tipo Arduino. Seu protótipo pode ser controlador tanto através de comandos por parte de um usuário quanto autonomamente. Como sensores, utiliza um acelerômetro de 3 eixos, um magnetômetro

de 3 eixos e uma câmera utilizada para realizar o controle de posição (DOMINGUES, 2009).

A dissertação do autor DOMINGUES (2009) foi uma base de informações relevantes para o desenvolvimento deste trabalho.



Figura 3 - Protótipo utilizado por DOMINGUES (2009)
Fonte: (DOMINGUES, 2009)

Em trabalho semelhante, SANTANA & BRAGA (2008) desenvolveram no Laboratório de Robótica e Automação da Universidade de Brasília, um quadrotor utilizando um controle PID embarcado em um processador do tipo ARM. O sensoriamento é feito através de módulo IMU, constituído de um acelerômetro de três eixos, três girômetros e um sensor de temperatura. Além disso, utiliza também um magnetômetro, um sonar e sensores de velocidade dos motores (SANTANA & BRAGA, 2008).

VANTs podem ser muito úteis em operações de busca e salvamento, sendo utilizados para examinar o ambiente e recolher dados, por exemplo, sobre a posição de uma pessoa desaparecida. Em um cenário de busca e salvamento o tempo é crítico onde qualquer atraso pode resultar em perdas humanas e os ambientes são hostis como desastres e florestas, sendo perigoso ou de difícil acesso para operadores humanos. Nesse tipo de aplicação VANTs têm a vantagem de serem ágeis e de executarem tarefas difíceis de serem realizadas por humanos, além dos baixos custos operacionais.

Exemplos desta aplicação podem ser vistos em (WAHARTE & TRIGONI, 2010), mostrado na figura 4.



Figura 4 - Exemplo de um VANT (multicóptero) utilizado para realizar busca e salvamento

Fonte: (WAHARTE & TRIGONI,2010)

Conforme citado VANTs são aplicados para explorar e mapear ambientes fechados e desconhecidos. Contudo, a maioria das aplicações propostas utilizam VANTs em operações ao ar livre. Em operações em ambientes internos (*indoor*) os sistemas não podem contar com o GPS, sendo necessário o uso de sensores como *Scanner Laser* e IMU (Unidade de Medida Inercial) para auxiliar a navegação *indoor*. Exemplos desta aplicação podem ser vistos em (GRZONKA, GRISETTI, & BURGARD, 2012), onde utilizam quadricópteros para realizar o mapeamento de ambientes fechados.

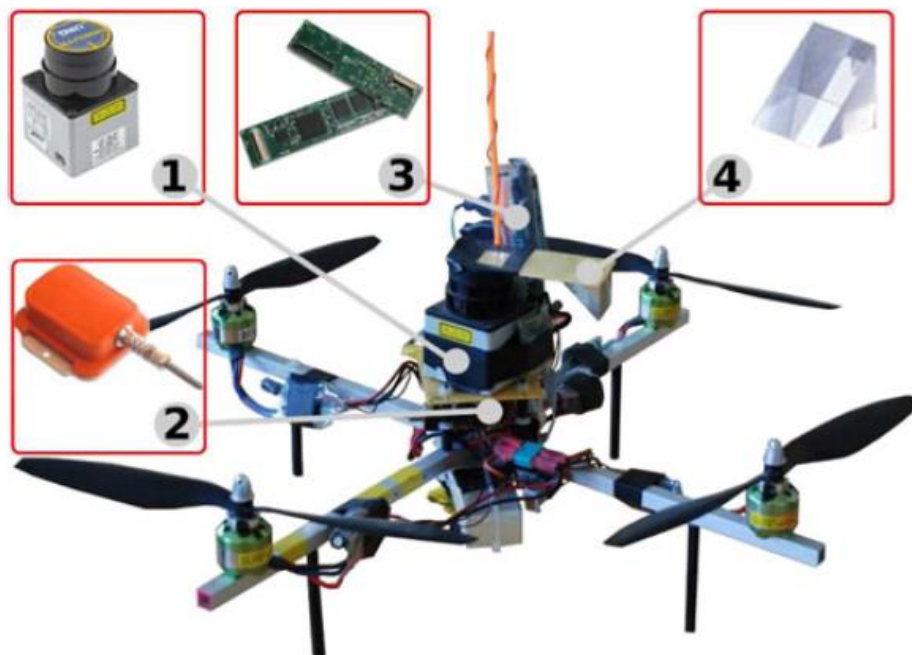


Figura 5 - Exemplo de um VANT (quadrotor) utilizado para realizar mapeamento de ambientes

Fonte: (GRZONKA, GRISETTI, & BURGARD, 2012)

3 LÓGICA DIFUSA

A lógica difusa é uma generalização da lógica booleana, a diferença é que ao invés de se trabalhar com variáveis binárias, trabalha-se com grau de pertinência entre zero e um. A lógica difusa foi desenvolvida para aproximar as informações da linguagem humana. Esta lógica foi desenvolvida por Lofti Zadeh da Universidade da Califórnia em 1965, utilizando variáveis linguísticas, anos depois foi publicado um estudo sobre teoria das possibilidades, no qual discutiu-se a incerteza da informação (CHEN & PHAM, 2000).

3.1 CONJUNTOS DIFUSOS

Como dito anteriormente, na teoria clássica os elementos assumem valores binários, ou seja, são limitados a dois valores, sejam linguísticos (bom/mal, alto/baixo) ou numéricos (0/1). Na lógica difusa, os elementos possuem um grau de pertinência que pode variar entre zero e um ficando assim mais próxima da forma do pensamento humano (CASTILHO & MELIN, 2008).

Na figura 6 se expressa em (a) um conjunto clássico e em (b) um conjunto difuso, demonstrando que conjuntos difusos não têm limites bem definidos como no clássico onde os elementos têm valores que ou são zeros ou uns e sim valores intermediários. O valor a ser atribuído é o da função pertinência $\mu_A(x)$, que será explicado posteriormente a existência que não são zeros nem uns (CASTILHO & MELIN, 2008)

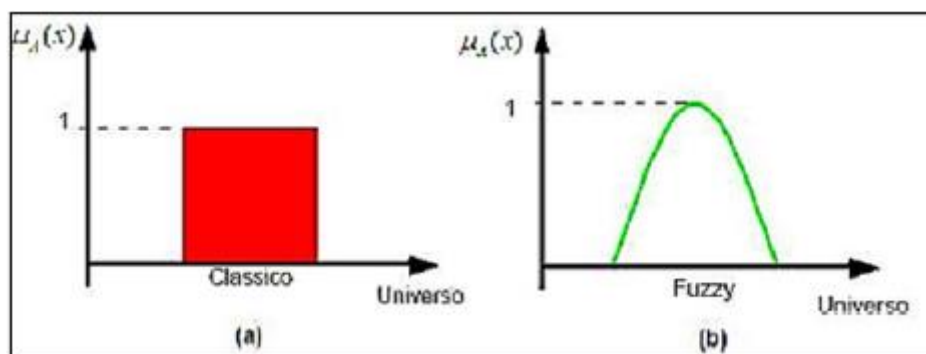


Figura 6 - a) Conjunto clássico, b) Conjunto difuso

Fonte: (RIZOL, 2008)

3.2 FUNÇÕES DE PERTINÊNCIAS

Conjuntos difusos são representados por funções de pertinência que servem para facilitar a notação e avaliação do elemento, uma vez que não possui somente dois valores, pertencendo ou não a um conjunto (por exemplo, é alto ou não é alto) (CHEN & PHAM, 2000).

Um conjunto difuso A em um universo de discurso X é definido por uma função pertinência $\mu_A(x)$, representado por $\mu_A: X \rightarrow \{0,1\}$. Onde o valor $\mu_A(x)$ para o conjunto difuso A é chamado de grau de pertinência de $x \in X$. A função de pertinência representa o grau de participação de x em um conjunto difuso (CHEN & PHAM, 2000).

Por exemplo, tem-se um conjunto difuso altura dividida em baixo, médio e alto em um universo de discurso variando entre 1,50 m e 2,0 m. Considerando a altura de duas pessoas. $A = 1,78\text{m}$ e $B = 1,81$, o grau de ativação dos seguintes conjuntos clássico e difuso são apresentados nas figura 7 (a) e (b).

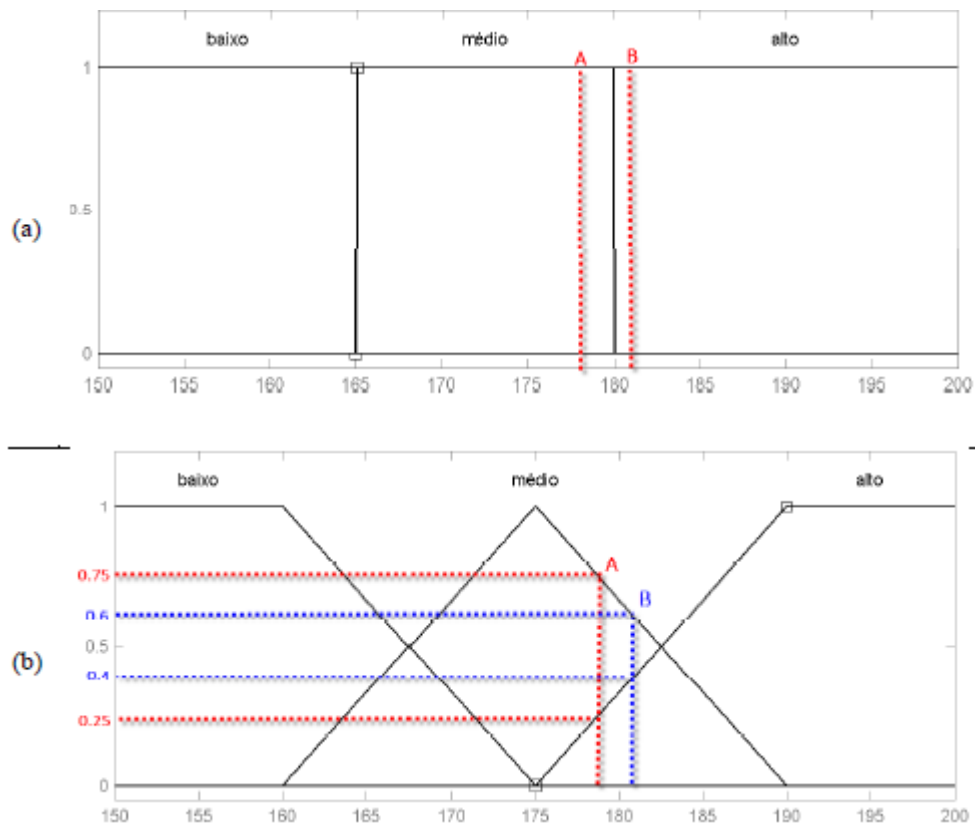


Figura 7 - Função de pertinência usado a) conjunto clássico e b) conjunto difuso

Tabela 1 - Análise das funções de pertinências

Pessoa	Altura	Pertinência Clássica			Pertinência Fuzzy		
		Baixo	Médio	Alto	Baixo	Médio	Alto
A	178 cm	0	1	0	0	0.75	0.25
B	181 cm	0	0	1	0	0.6	0.4

Seja por exemplo duas A=178cm e B=181cm conforme apresentado na Tabela1. Sendo a altura dos indivíduos A e B acima da média.

Na lógica clássica o indivíduo A é classificado como médio e o B como alto. Mesmo tendo pouca diferença de altura entre os dois (3 cm).

Na lógica difusa isso não ocorre, pois, estas entradas são sempre representadas por grau de pertinência, para A tem grau de pertinência 0,75 para médio e 0,25 para alto e B 0,6 para médio e 0,4 para alto. Representando melhor esta diferença entre as alturas.

As funções de pertinência podem ter forma triangular, trapezoidal, gaussiana, função S, função Z, sigmoidal e diversas outras. Nesse trabalho utilizou-se as funções de forma triangular e trapezoidal, que são definidas abaixo (CHEN & PHAM, 2000).

A forma triangular é definida pelos parâmetros {a,b,c}, referentes a posição de seus vértices. A figura 8 apresenta uma função de pertinência triangular.

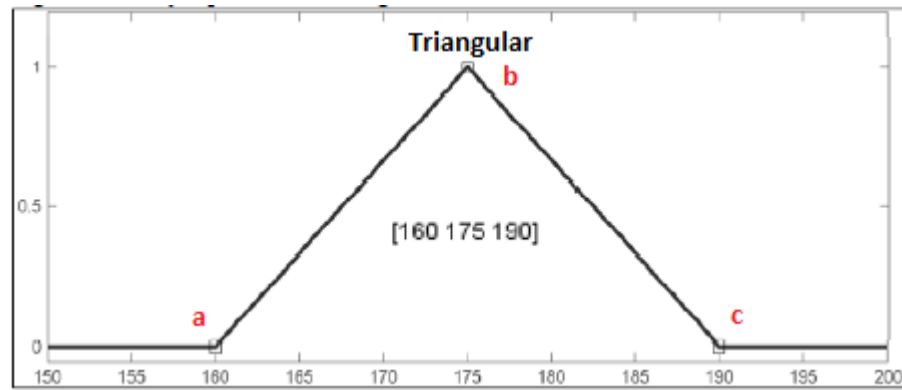


Figura 8 - Função de pertinência triangular

A função de pertinência trapezoidal é definida pelos parâmetros $\{a, b, c, d\}$, também referentes a posição dos seus vértices da esquerda para a direita, como ilustrado na figura 9.

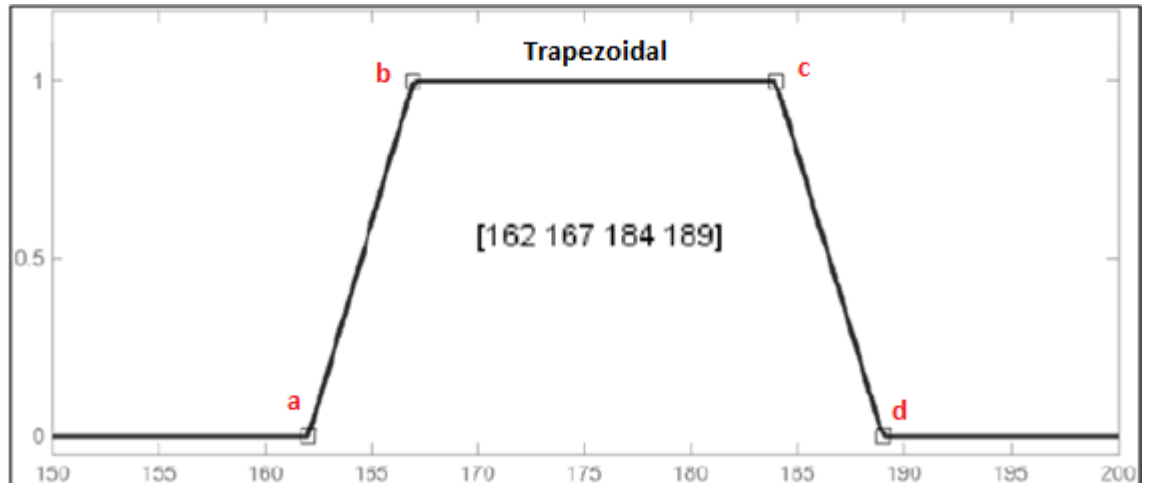


Figura 9 - Função de pertinência trapezoidal

3.3 OPERADORES FUZZY

As operações união, intersecção e complemento de conjuntos nebulosos podem ser descritos como operações de suas funções de pertinências definidos a seguir baseando-se no trabalho do RIZOL (2008).

A união de dois conjuntos nebulosos A e B é definido pela função pertinência apresentada na equação (1).

$$\mu_{A \cup B}(X) = \mu_A(X) \vee \mu_B(X) = \begin{cases} \mu_A(X) \geq \mu_B(X) \\ \mu_B(X) < \mu_B(X) \end{cases} = \max\{\mu_A(X) \times \mu_B(X)\} \quad (1)$$

Podendo também ser expressa graficamente conforme a figura 10.

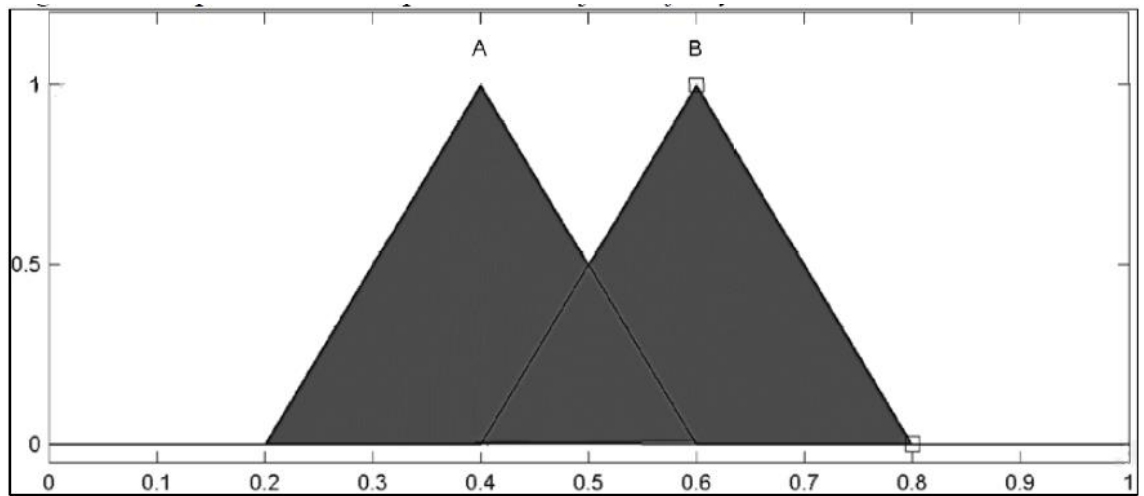


Figura 10 - Operador união aplicado a conjuntos nebulosos

A intersecção de uns conjuntos nebulosos A e B é expressa matematicamente pela equação (2).

$$\mu_{A \cup B}(X) = \mu_A(X) \vee \mu_B(X) = \begin{cases} \mu_A(X) & \text{se } \mu_A(X) \geq \mu_B(X) \\ \mu_B(X) & \text{se } \mu_B(X) > \mu_A(X) \end{cases} = \max\{\mu_A(X), \mu_B(X)\} \quad (2)$$

Graficamente é definida conforme a figura 11.

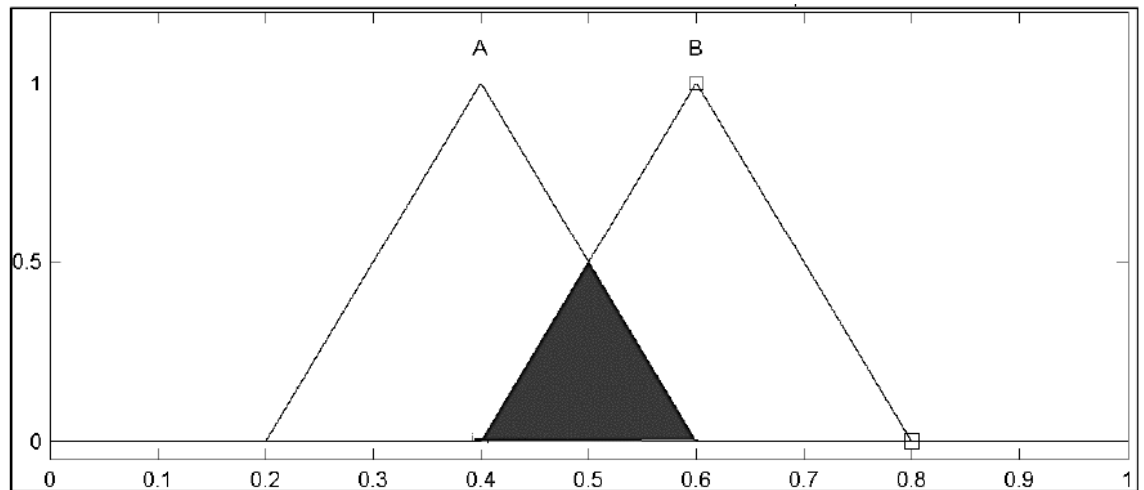


Figura 11 - Operador intersecção aplicado a conjuntos nebulosos

A operação complemento de um conjunto nebuloso A é modelado matematicamente pela equação (3).

$$\mu_{\bar{A}}(X) = 1 - \mu_A(X) \quad (3)$$

Graficamente é demonstrado conforme a figura 12.

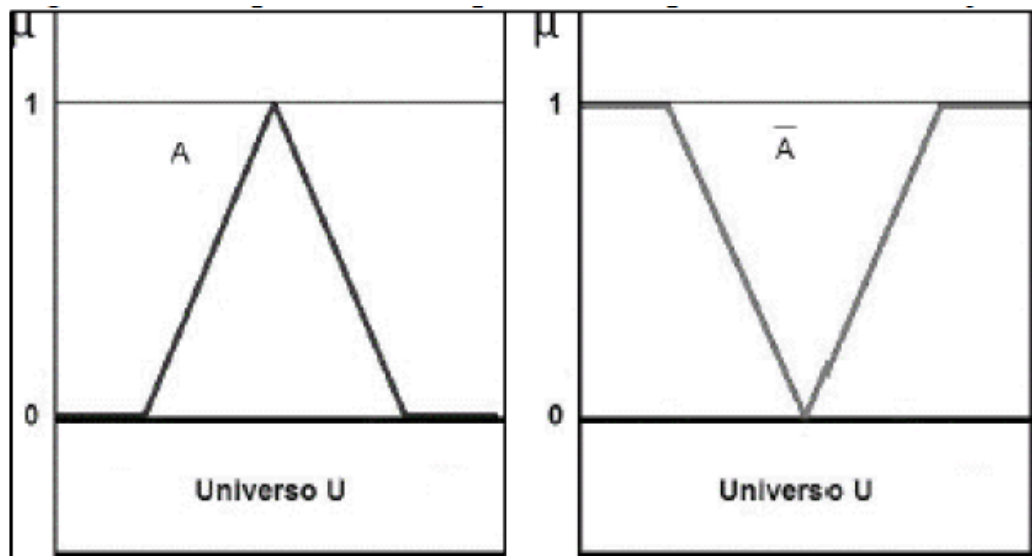


Figura 12 - Operador complemento aplicado a um conjunto nebuloso
Fonte: (RIZOL,2008)

Além das operações aqui demonstradas existem outras operações aplicáveis a conjuntos *fuzzy* apresentadas no livro de KLIR (1995).

3.4 CONTROLADOR FUZZY

Como mostrado na figura 13 o controlador *fuzzy* é composto por quatro sub-blocos: Fuzzificador, Máquina de Inferência, Base de Regra e Defuzzificador, que serão apresentados separadamente ao longo deste capítulo (MENDEL, 1995).

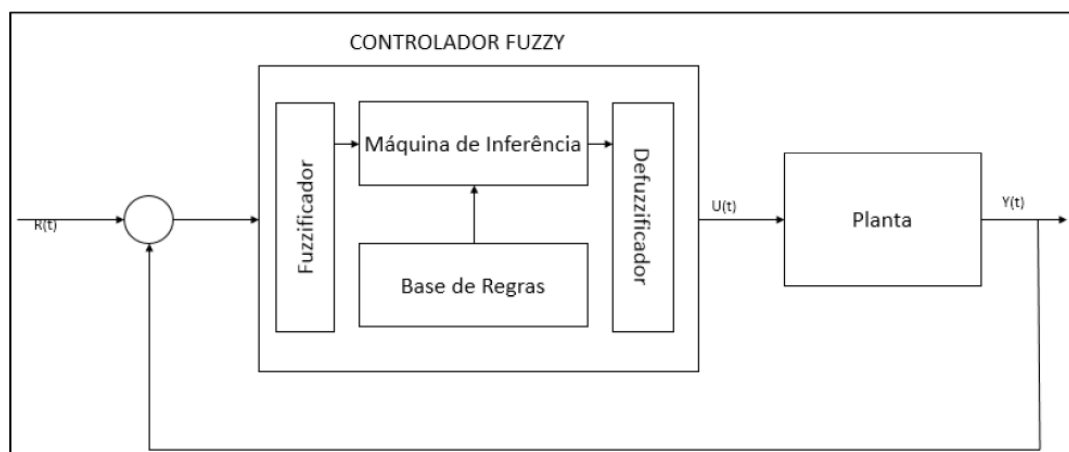


Figura 13 - Sistema em malha fechada com controlador fuzzy
Fonte: Adaptado de (RODRIGUEZ, 2010)

3.4.1 Fuzzificador

A fuzzificação é o processo de transformar um sinal de entrada em um ou mais conjuntos *fuzzy*. Para isso, o fuzzificador identifica a entrada e seu intervalo e o nomeia, tornando-os compatíveis com os conjuntos *fuzzy* do controlador (SIMÕES, 2010).

3.4.2 Base de regras

A base de regras é formada por proposições do tipo se então definidas pelo especialista a fim de se obter um bom controle, baseando-se no conhecimento do sistema a ser controlado.

Usa-se as variáveis linguísticas para a implementação das regras. Seja por exemplo, um controlador *fuzzy* PD com entradas erro e variação de erro e saída variação da rotação, pode-se definir uma regra com o seguinte formato: Se erro é muito positivo e variação do erro nulo então variação da rotação positiva. De modo que cada regra do controlador assume a forma exemplificada, generalizando pode-se definir a regra como se (condição), então (ação), sendo chamada de antecedente as condições e consequente a ação (ROSS, 2009).

3.4.3 Inferência *fuzzy*

Neste subcapítulo será descrito o método de inferência Mamdani, que será posteriormente utilizado no simulador.

Um sistema de inferência *fuzzy* utiliza os conjuntos *fuzzy* de entrada para mapear a saída associada as entradas. O sistema de inferência Mamdani, também chamado de máximo e mínimo, utiliza os passos apresentas abaixo para calcular o valor de saída baseado nos valores de entrada, sendo os seguintes passos necessários (KNAPP, 2004).

- Determinar o conjunto de regras *fuzzy* ativados pela entrada;
- Combina-se o valor de entrada fuzzificado com as regras para estabelecer a pertinência de cada regra, a seguir, realiza-se o mínimo entre esses graus de pertinências;
- Encontra-se a consequência da regra combinando a pertinência anterior com a função pertinência de saída;
- Combina-se então as consequências realizando o máximo e determina-se a saída;

- Aplica-se o defuzzificador para converter o valor no universo *fuzzy* de volta para o formato necessário a ser aplicado no sistema.

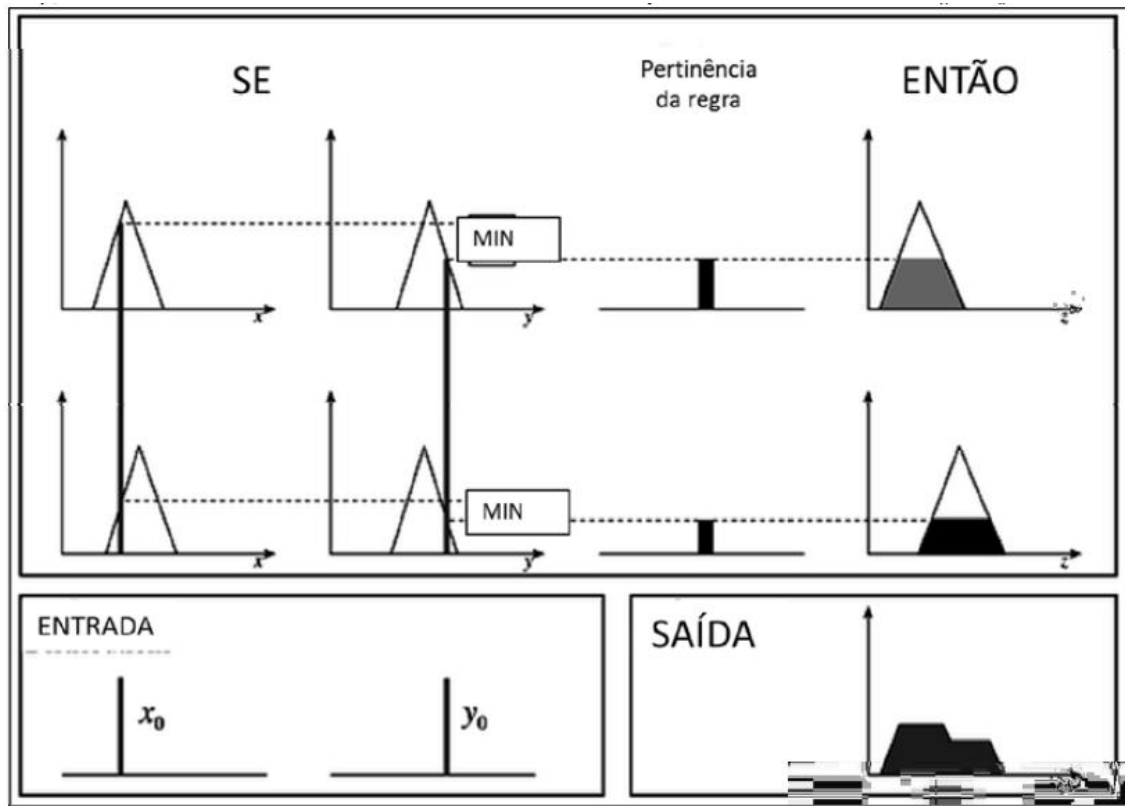


Figura 14 - Método de inferência Mamdani para um controlador fuzzy de duas entradas

Fonte: Adaptado de (KNAPP, 2004)

3.4.4 Defuzzificador

Este bloco é responsável pela conexão entre a máquina de inferência e a planta a ser controlada. Este bloco tem como função transformar os valores *fuzzy* do controlador de volta para valores *crisp* para a atuação na planta, podendo ser entendida como o inverso do fuzzificador (SIMÕES, 2010).

O método mais conhecido para defuzzificação é o método do centro de área, onde é determinado o centro da área abaixo da função pertinência associada à sua saída, podendo ser descrito matematicamente pela equação 4 (RIZOL, 2008).

$$u^* = \frac{\int_u u \times \mu_U(u) du}{\int_u \mu_U(u) du} \quad (4)$$

Sendo a união da área das funções pertinência de saída e u é o valor de ativação da respectiva regra armazenada na base de regras, conforme ilustrado na figura 15 (RIZOL, 2008).

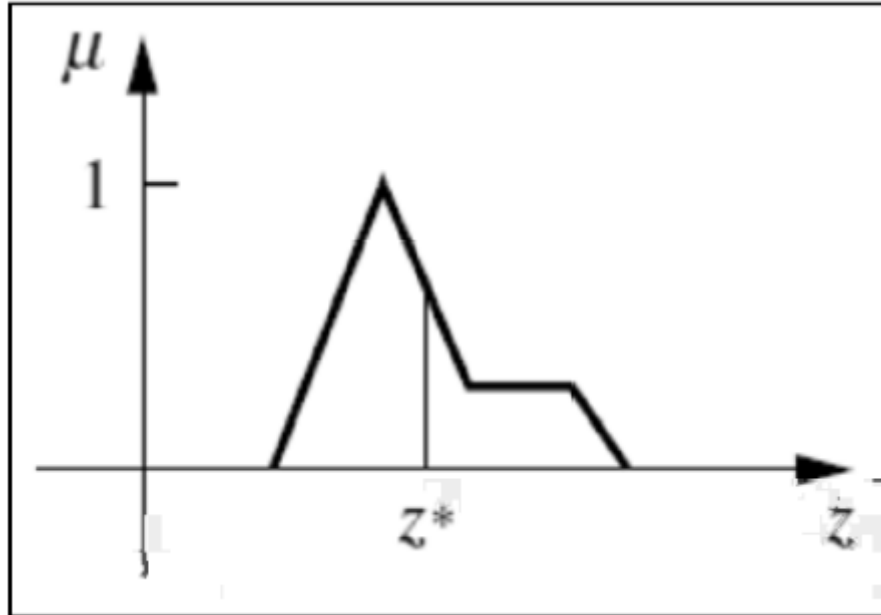


Figura 15 - Método de defuzzificação centro de área

Fonte: (RODRIGUEZ, 2010)

Outro método bastante difundido é o método da Altura, também conhecido como centro dos máximos, este método se baseia na soma ponderada do valor máximo de todas as funções pertinência associadas com os termos das conclusões das regras, podendo então ser calculado pela equação 5 (RIZOL, 2008).

$$u^* = \frac{\sum_{k=1}^m c^{(k)} f_k}{\sum_{k=1}^m f_k} \quad (5)$$

Sendo $c^{(k)}$ a posição onde encontra-se a altura máxima da função pertinência associada a saída, f_k o valor máximo que a função pertinência atinge em um número de funções pertinência, e u^* a saída do controlador *fuzzy*, ilustrado pela figura 16.

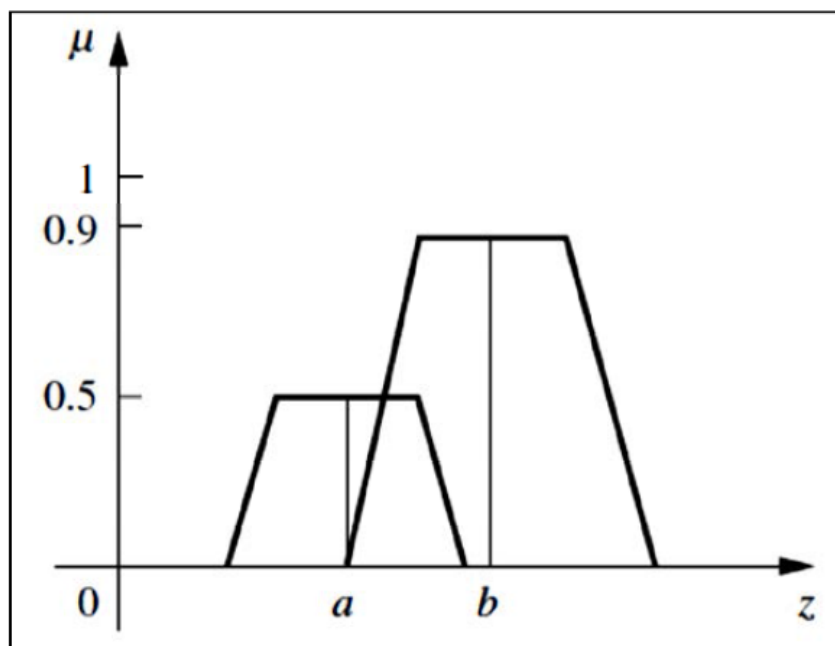


Figura 16 - Método de defuzzificação da altura

Fonte: (RODRIGUEZ, 2010)

Conclui-se então a introdução e inicia-se na próxima seção a modelagem matemática e implementação do simulador.

4 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo são apresentadas as ferramentas que serão utilizadas no experimento prático, para realizar o teste do algoritmo com o controle difuso PD implementado no protótipo.

4.1 CONCEITOS GERAIS DO QUADROTOR

Antes de desenvolver um modelo que explique o quadrotor, é necessário entender o seu funcionamento. Para isso, será considerado um quadrotor simplificado, em que se desconsideram os efeitos particulares dos motores, hélices e do circuito eletrônico necessário para controlá-lo.

Neste modelo simplificado, consideram-se apenas quatro rotores montados em uma configuração em forma de cruz, conforme ilustrado na figura 17. Nela pode-se observar que os dois rotores dispostos ao longo do eixo X giram no sentido anti-horário, enquanto os rotores do eixo Y giram no sentido horário. Isto é necessário para eliminar o efeito torque gerado pelos rotores.

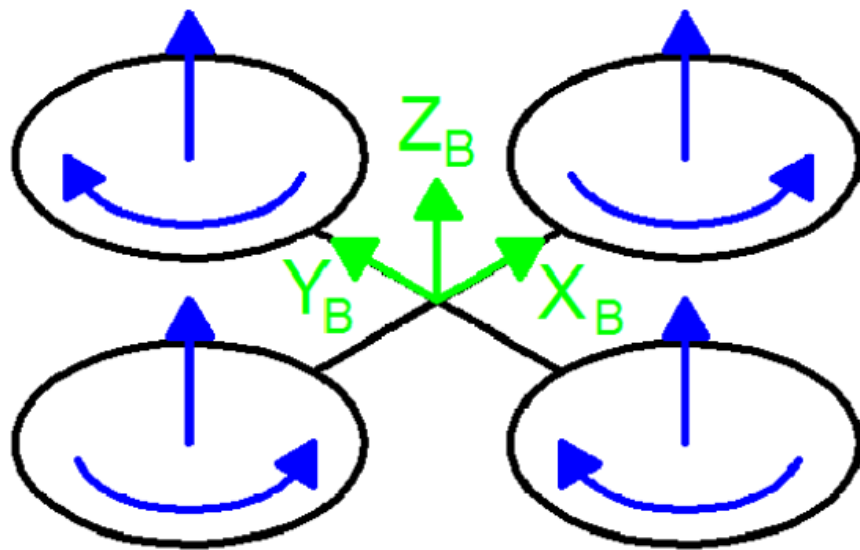


Figura 17 - Modelo simplificado de quadrotor

Fonte: Autoria própria.

Na figura 18, os círculos representam quatro rotores. As flechas dentro de cada círculo representam o sentido de rotação de cada rotor, e as flechas perpendiculares aos rotores indicam as forças por eles produzidas. No centro de massa do quadrotor está representada um sistema de coordenadas tridimensional utilizado neste caso apenas para referência. Quando se considera os efeitos gravitacionais, vê-se que ao aumentar ou diminuir a velocidade dos motores pode-se fazer com que o quadrotor se mova verticalmente ao longo do eixo Z. Este movimento, chamado de aceleração, está representado na figura 18.

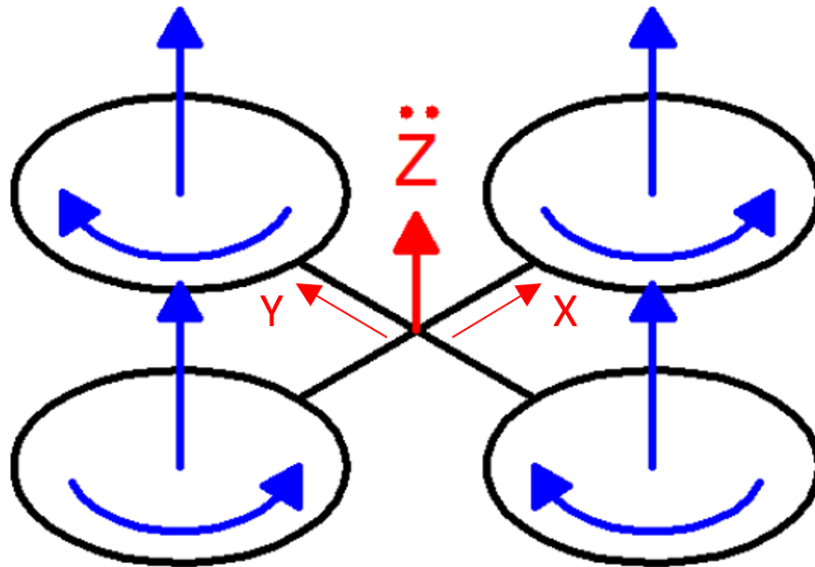


Figura 18 - Movimento de aceleração

Fonte: Autoria própria.

Ao variar a velocidade de um dos rotores situados no eixo X, mantendo a velocidade do outro constante, produz-se um desequilíbrio de forças gerado pelos dois rotores. Este desequilíbrio criará um torque em torno do eixo Y, gerando uma aceleração angular. Chama-se este movimento, representado pela figura 19, de arfagem (*pitch*).

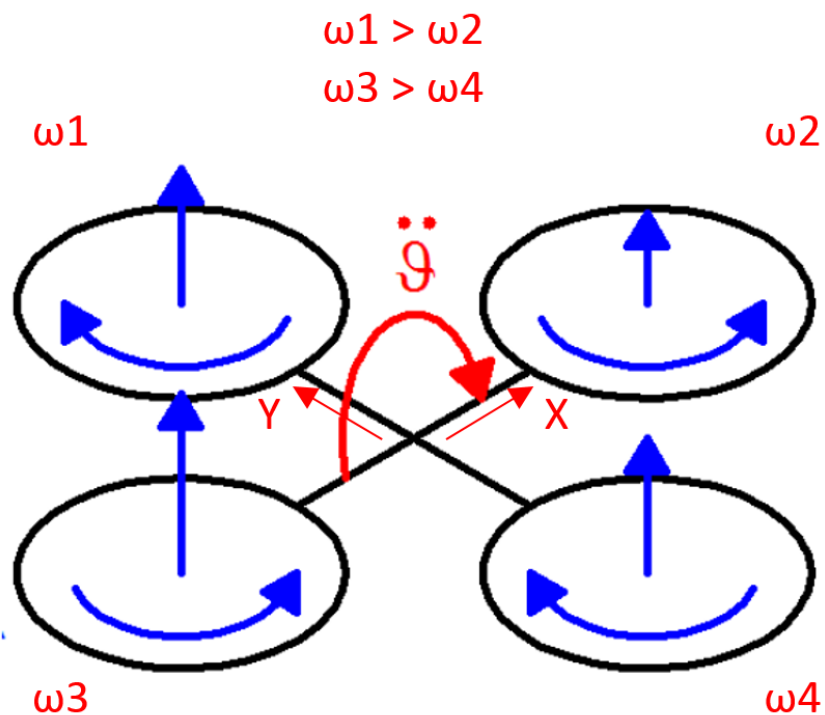


Figura 19 - Movimento de arfagem

Fonte: Autoria própria.

Da mesma forma, ao variar a velocidade de um dos motores situados no eixo Y, mantendo a velocidade do outro constante, gera-se um torque em torno do eixo X. Chama-se este movimento, representado na figura 20, de rolagem (*roll*).

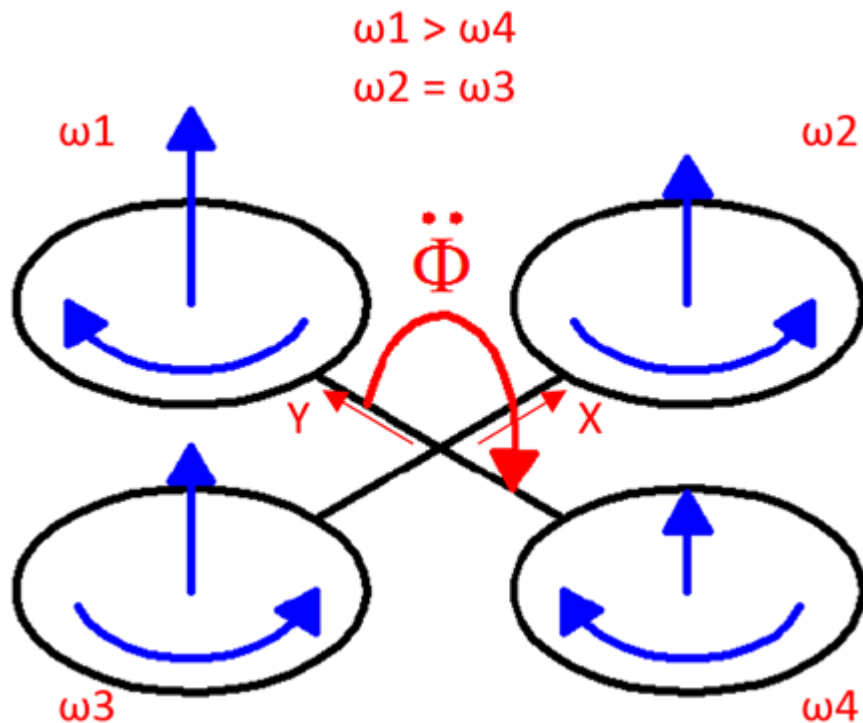


Figura 20 - Movimento de rolagem

Fonte: Autoria própria.

Ao se variar da mesma forma as velocidades dos dois rotores dispostos sobre o mesmo eixo, mantendo os outros dois rotores constantes, produz-se um torque em torno do eixo Z. Este movimento é chamado de guinada (*yaw*) e está representado na figura 21.

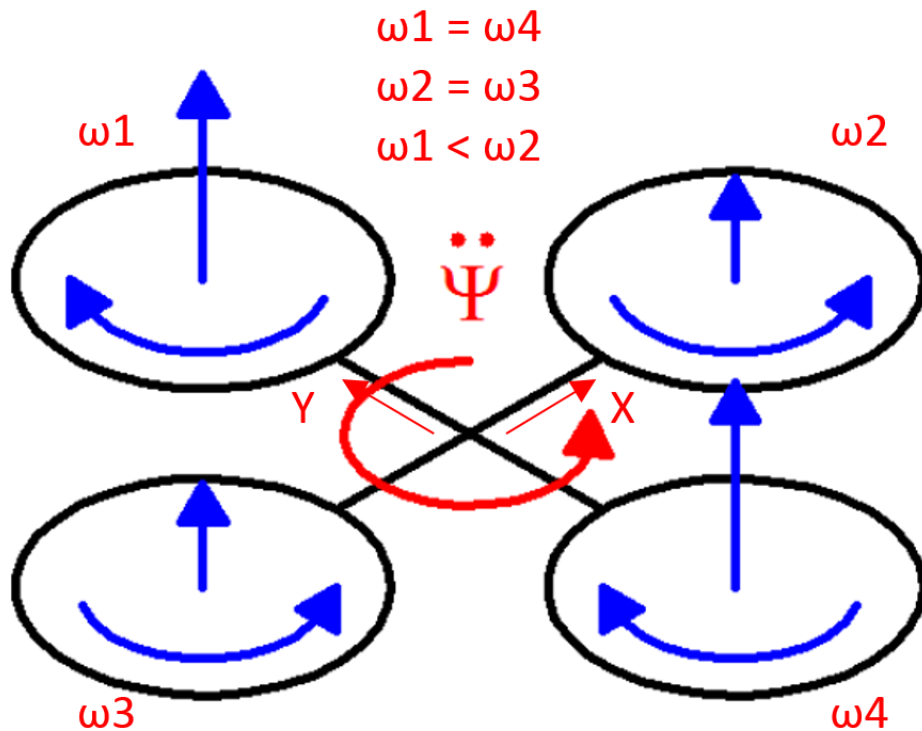


Figura 21 - Movimento de guinada

Fonte: Autoria própria.

Verifica-se que, a partir dos quatro movimentos descritos acima, pode-se derivar os outros dois movimentos possíveis a um corpo qualquer com seis graus de liberdade. Ao se realizar o movimento de arfagem associado ao movimento de aceleração, por exemplo, para mudar o ângulo do sistema em torno do eixo Y, certifica-se que as forças produzidas pelos rotores podem ser decompostas em componentes sobre o eixo X e sobre o eixo Z. Desde que a componente sobre o eixo Z seja igual à força gravitacional a qual o quadrotor está sujeito, tem-se que o único movimento será ao longo do eixo X. Da mesma forma, ao se realizar o movimento de rolagem para mudar o ângulo em torno ao eixo X, e utilizando o movimento de aceleração para manter a componente da força sobre o eixo Z igual à força gravitacional, um movimento ao longo do eixo Y será produzido.

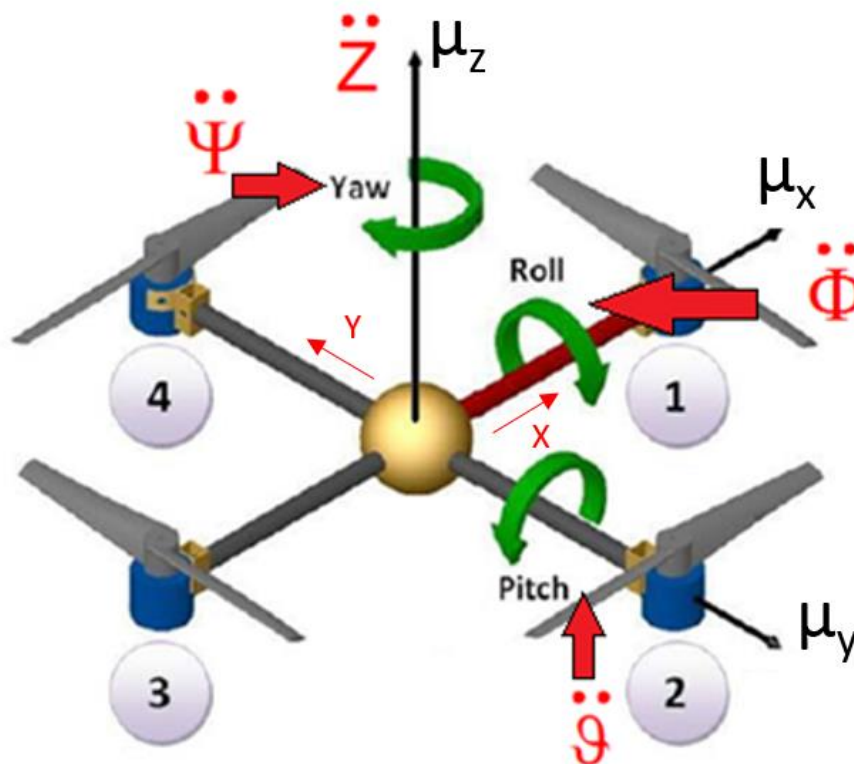


Figura 22 - Movimentos angulares

Fonte: Autoria própria.

Ao utilizar as associações de movimentos descritos acima, que são mostrados na figura 22, aliados ao movimento de guinada, pode-se movimentar o quadrotor em qualquer direção do espaço tridimensional. Com isso, conclui-se que o controle da inclinação, ou atitude, do sistema é vital para o controle de movimento do sistema como um todo.

Para facilitar a nomenclatura ao longo do trabalho adota-se uma variável para cada movimento fundamental sendo as mesmas expressadas na tabela 2.

Tabela 2 - Conjuntos de movimentos relacionados a força e os torques

Movimento principal	Força/ Torque
Altura	U1 [N]
Rolagem	U2 [N.m]
Arfagem	U3 [N.m]
Guinada	U4 [N.m]

4.2 MODELO MATEMÁTICO

A seguir, será apresentada a modelo matemático do quadrotor, esta etapa é essencial para a simulação e controle, pelo fato de que o conhecimento pleno da dinâmica auxiliará no desenvolvimento do modelo virtual assim como do controlador.

4.2.1 Sistemas de coordenadas

O cálculo da inclinação, velocidade e aceleração angulares só fazem sentido se fizerem parte de um sistema de coordenadas. Um sistema de coordenadas pode ter origem em qualquer ponto do espaço, sendo que este ponto pode ser móvel ou fixo. Para auxiliar os cálculos, é conveniente que estes sistemas estejam definidos de forma a concordar com os dados fornecidos pelos sensores.

São utilizados dois sistemas de coordenadas na modelagem do sistema:

- Um tem origem no centro de massa do quadrotor e move-se junto com ele. Este sistema será chamado de B.
- O outro é um sistema fixo local. Este sistema, devido às suposições feitas pelo modelo, deve ser definido de forma que seu eixo z aponte no sentido oposto ao centro da Terra, de forma que a força gravitacional esteja sobre ele. Este sistema será chamado de E.

A figura 23 representa o primeiro sistema mencionado. As medidas lineares e angulares (posição, velocidade e aceleração) são feitas com base na translação e rotação que devem ser feitas no primeiro sistema para que ele coincida com o segundo.

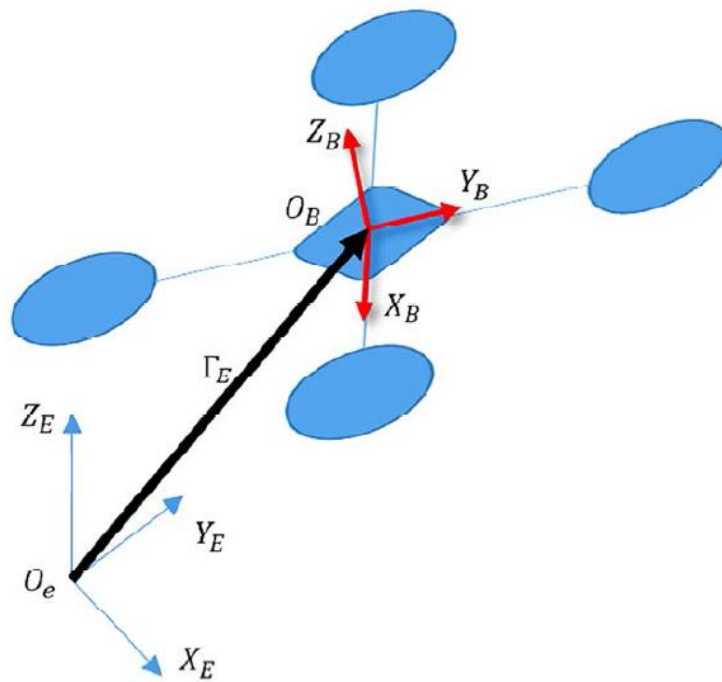


Figura 23 - Sistema de coordenadas do quadrotor

Fonte: (BOUADALLAH & SIEGWART, 2007).

A figura 24 representa as movimentações de rotações. Os ângulos de rolagem (*roll*), arfagem (*pitch*) e guinada (*yaw*) como Φ , Θ e Ψ respectivamente, representam a inclinação do sistema em relação à terra.

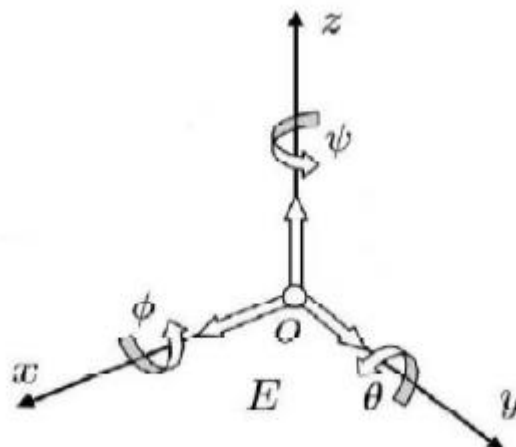


Figura 24 - Sistema de coordenadas fixo local

Fonte: (BOUADALLAH & SIEGWART, 2007).

4.2.2 Dinâmicas do sistema

A revisão bibliográfica realizada mostrou vários modos de realizar a modelagem matemática do quadrotor. Neste trabalho, foi utilizado o modelo descrito em (BOUADALLAH & SIEGWART, 2007), baseado no modelo de Newton-Euler para um corpo genérico de 6 graus de liberdade.

As equações de movimento são definidas no sistema B, pelas seguintes razões:

- A matriz de inércia é invariante no tempo;
- A simetria do corpo pode ser utilizada para simplificar as equações;
- As forças de controle exercidas pelos motores são dadas neste sistema;
- A aceleração medida pelo acelerômetro também é dada neste sistema.

Neste caso, a equação 6 descreve o movimento do sistema:

$$v = [V^B \quad \omega^B] = [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r]^T \quad (6)$$

Nesta equação 6, V descreve a velocidade linear (em seus componentes u, v e w) e ω descreve a velocidade angular do corpo (em seus componentes p, q e r), dadas no sistema de coordenadas B. A dinâmica de um corpo de seis graus de liberdade leva em conta a massa do corpo e a sua matriz de inércia. Esta dinâmica está descrita na equação 7.

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B & (m \quad V)^B \\ \omega^B & (I \quad \omega)^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} \quad (7)$$

Na equação 7, m é a massa do corpo, $I_{3 \times 3}$ e a matriz identidade de dimensão 3, $0_{3 \times 3}$ é uma matriz quadrada de dimensão 3 com zeros em todas as posições, I é a matriz de inércia, F^B é o vetor de forças atuantes sobre o sistema e τ^B é o vetor de torques atuantes sobre o sistema, ambos dados em B.

Escrevendo a equação 7 em forma de matriz, obtendo a equação 8.

$$M_B \dot{v} + C_B(v)v = \Lambda \quad (8)$$

Onde M_B é a matriz generalizada de inercia do corpo, C_B a matriz que leva em consideração à aceleração centrípeta de Coriolis e Λ é o vetor generalizado de forças do corpo. Estes estão definidos, respectivamente, nas equações 9,10,11.

$$M_B = \begin{bmatrix} mI_{3x3} & 0_{3x3} \\ 0_{3x3} & I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$C_B = \begin{bmatrix} 0_{3x3} & -mS(V^B) \\ 0_{3x3} & -S(I \quad \omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & mw & -mw \\ 0 & 0 & 0 & -mw & 0 & mu \\ 0 & 0 & 0 & mv & -mu & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz}r & -I_{yy}q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{zz}r & 0 & I_{xx}p \\ 0 & 0 & 0 & I_{yy}q & -I_{yy}p & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\Lambda = [F^B \quad \tau^B]^T = [F_x \quad F_y \quad F_z \quad \tau_x \quad \tau_y \quad \tau_z]^T \quad (11)$$

A equação 7 é completamente genérica e válida para qualquer corpo que obedeça às condições estabelecidas previamente. Entretanto, para o sistema em questão, pode-se dividir o vetor Λ em três componentes de acordo com a natureza das forças atuantes sobre o quadrotor.

A primeira contribuição se dá devido ao vetor gravitacional G_B , dado a partir da aceleração devida à gravidade g [m/s²] e estabelecido na equação 12. Obviamente, este vetor afeta apenas os componentes lineares, já que é uma força e não um torque.

$$G_B = \begin{bmatrix} F_G^B \\ 0_{3x1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_\theta^{-1} F_G^E \\ 0_{3x1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_\theta^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \\ 0_{3x1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} mgs_\theta \\ -mgc_\theta s_\phi \\ -mgc_\theta c_\phi \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

A segunda contribuição vem dos efeitos giroscópios produzidos pela rotação das hélices. Como duas estão rodando no sentido horário e as outras duas no sentido anti-horário, existe um desequilíbrio quando a soma algébrica das velocidades dos rotores não é igual ao zero. Além disso, se os ângulos de rolagem e arfagem são diferentes de zero, o

quadro rotor sofre torques giroscópicos de acordo com a equação 13. Nesta equação, Ω é a soma algébrica das velocidades dos rotores, dado pela equação 14, onde Ω_x é a velocidade de cada motor.

$$O_B(v)\Omega = \left[-\sum_{k=1}^4 J_{TP} \begin{pmatrix} 0_{3 \times 1} \\ \omega^B x \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \end{pmatrix} (-1)^k \Omega_k \right] =$$

$$\left[J_{TP} \begin{pmatrix} 0_{3 \times 1} \\ -q \\ p \\ 0 \end{pmatrix} \Omega \right] = J_{TP} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \quad (14)$$

A última contribuição se deve às forças e torques produzidos diretamente pelos rotores. Obtém-se através de considerações aerodinâmicas que estas são diretamente proporcionais ao quadrado da velocidade de rotação dos rotores. A equação 15 descreve essas contribuições.

$$U_B(\Omega) = E_B \Omega^2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{bmatrix} \quad (15)$$

Na equação 15, b é o coeficiente de empuxo, d é o coeficiente de arrasto e l é a distância entre os rotores e o centro de massa do sistema.

Desta forma, é possível descrever a dinâmica do sistema a partir da seguinte equação matricial 16:

$$M_B \dot{v} + C_B(v)v = G_B(\xi) + O_B(v)\Omega + E_B \Omega^2 \quad (16)$$

Isolando a derivada do vetor velocidade é obtida a equação 17.

$$\dot{v} = M_B^{-1}(-C_B(v)v + G_B(\xi) + O_B(v)\Omega + E_B\Omega^2) \quad (17)$$

A equação 18 e a representação da equação 17 como um sistema de equações:

$$\begin{cases} \dot{u} = (v r - w q) + g s_\theta \\ \dot{v} = (w p - u r) - g c_\theta s_\phi \\ \dot{w} = (u q - v p) - g c_\theta s_\phi + \frac{U_1}{m} \\ \dot{p} = \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} q p + \frac{J_{TP}}{I_{XX}} p + \frac{U_2}{I_{XX}} \\ \dot{q} = \frac{I_{ZZ} - I_{YY}}{I_{YY}} p r + \frac{J_{TP}}{I_{YY}} p + \frac{U_3}{I_{YY}} \\ \dot{r} = \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} p q + \frac{U_4}{I_{ZZ}} \end{cases} \quad (18)$$

A velocidade das hélices é dada a partir da equação 19:

$$\begin{cases} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b l (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = b l (\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 + \Omega_1^2 + \Omega_3^2) \\ \Omega = -\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4 \end{cases} \quad (19)$$

Como mencionado anteriormente, todas as equações são dadas no sistema de coordenadas B. Desta forma, é fácil verificar que as três primeiras equações presentes no sistema de equações 19 representam os quadrados das velocidades, as forças e os torques.

4.2.3 Cálculo da inclinação do sistema

Sejam Φ , Θ e Ψ , respectivamente, as rotações em x, y e z necessárias para deslocar o sistema de coordenadas B de modo que coincida em orientação com o sistema E. Desta forma, a matriz de rotação completa seria dada pela equação 20.

$$R_{\theta} = \begin{bmatrix} C_{\Psi}C_{\theta} & -S_{\Psi}C_{\Phi} + C_{\Psi}S_{\theta}S_{\Phi} & S_{\Psi}S_{\Phi} + C_{\Psi}S_{\theta}C_{\Phi} \\ S_{\Psi}C_{\theta} & C_{\Psi}C_{\Phi} + S_{\Psi}S_{\theta}S_{\Phi} & -C_{\Psi}S_{\Phi} + S_{\Psi}S_{\theta}C_{\Phi} \\ -S_{\theta} & C_{\theta}S_{\Phi} & C_{\theta}C_{\Phi} \end{bmatrix} \quad (20)$$

Desta forma, pode-se obter o vetor velocidade angular em relação ao sistema de coordenadas E, chamada de $\dot{\Theta}_B$, multiplicando a matriz de rotação pela matriz de velocidade angular ω_B descrita na equação 6, conforme explicitado pela equação 21.

$$\dot{\Theta}_B = R_{\Theta}\omega_B \quad (21)$$

A equação 21 será útil para a simulação do sistema que será realizada posteriormente. Entretanto, como o escopo deste trabalho é realizar o controle de inclinação baseado somente nas leituras realizadas pelo acelerômetro, e como uma medida da inclinação no sistema B não faz sentido, já que o sistema gira com o corpo, deve ser encontrada uma maneira de relacionar as três primeiras equações do sistema de equações 18 com os ângulos em relação ao sistema de coordenadas E.

A partir do sistema de equações 13, isolando-se os ângulos Φ e Θ , obtêm as equações 22 e 23. Para tal, de modo simplificar os cálculos, ignoram-se as contribuições dos componentes Coriolis centrípetas e de inércia, por ser muito menores que a contribuição do vetor gravidade, principalmente quando os ângulos de inclinação ou as velocidades angulares são próximos ao zero.

$$\Phi = \frac{\sin^{-1} \ddot{Y}}{g \cos \theta} \quad (22)$$

$$\theta = \frac{\sin^{-1} \ddot{X}}{g} \quad (23)$$

A partir das equações 22 e 23, pode-se estimar a inclinação do sistema a partir somente dos valores lidos pelo acelerômetro.

4.2.4 Motores de corrente contínua sem escovas (BLDC)

O modelo matemático foi baseado no motor CC porque o BLDC tem um comportamento incomum devido à sua não linearidade.

Na modelagem de um motor CC, um circuito elétrico simples como o mostrado na figura 9 é utilizado. Uma máquina de corrente contínua é constituída por dois circuitos magnéticos principais, sendo um denominado circuito de campo (estator) responsável pela magnetização da máquina e outro denominado circuito de armadura (rotor), responsável pelo torque da máquina.

A bobina de campo, percorrida por uma corrente i_e , cria um fluxo $\lambda_e = L_e \cdot i_e$, no sentido indicado na figura 25. A bobina da armadura também cria um fluxo unidirecional $\lambda_a = L_a \cdot i_a$, independente da rotação do motor. Isto é decorrente da ação do comutador mecânico que comuta a corrente entre as espiras da bobina da armadura, mantendo o fluxo sempre na mesma direção.

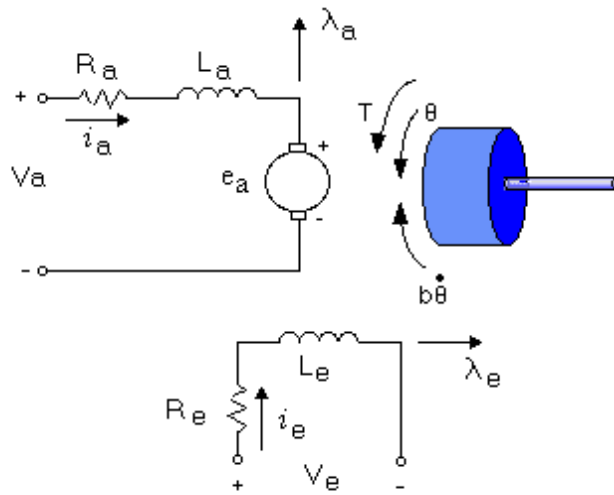


Figura 25 - Modelo do motor CC

Fonte: Autoria própria.

Seguindo o modelo elétrico para o circuito de armadura apresentado em 24 e 25, tem as seguintes equações:

$$v_a = R_a i_a + L_a \frac{di_a}{dt} + e_a \quad (24)$$

$$e_a = K_b \frac{d\theta}{dt} \quad (25)$$

As equações de equilíbrio do torque são dadas por:

$$J_0 \frac{d^2\theta}{dt^2} + D \frac{d\theta}{dt} = T \quad (26)$$

$$T = K_t I_a(t) \quad (27)$$

Aplicando a transformada de Laplace nas equações acima, tem-se:

$$V_a(s) = (sL_a + R_a) \cdot I_a(s) + K_b \omega(s) \quad (28)$$

$$V_a(s) = (sL_a + R_a) \cdot I_a(s) + K_b \omega \quad (29)$$

Combinando as equações (23) e (24), tem-se:

$$V_a(s) = \frac{1}{K_t} [(sL_a + R_a)(sJ_0 + D)\omega(s)] + K_b \omega(s) \quad (30)$$

Admitindo-se $V_a(s)$ como entrada e $w(s)$ com saída tem-se a seguinte função de transferência:

$$G_m = \frac{\omega(s)}{V_a(s)} = \frac{K_t}{(sL_a + R_a)(sJ_0 + D) + K_b K_t} \quad (31)$$

A função de transferência de um motor CC de imã permanente possui 2 polos reais negativos, que podem ser determinados resolvendo as raízes da equação característica:

$$s^2 L_a J_0 + s(L_a D + R_a J_0) + R_a D + K_b K_t = 0 \quad (32)$$

A função de transferência do motor também pode ser escrita em função da constante de tempo τ_e e τ_m :

$$G_m(s) = \frac{\frac{1}{K_b}}{(s\tau_e + 1)(s\tau_m + 1)} \quad (33)$$

Onde as constantes de tempo estão relacionadas com os polos da equação 32 por:

$$\tau_e = \frac{-1}{p_1}; \quad \tau_m = \frac{-1}{p_2} \quad (34)$$

O controle de velocidade dos motores CC utilizados neste trabalho foi feito através da técnica de modulação de largura de pulso. Nesta técnica, um trem de pulsos é utilizado como entrada para o motor, e a largura dos pulsos determina a tensão média que será aplicada ao motor.

O termo ciclo de trabalho é definido como a porcentagem do período do trem de pulsos que o sinal está no nível “alto”. Desse modo, um ciclo de trabalho de 100% produziria uma tensão média igual a amplitude do pulso aplicado, e um ciclo de trabalho de 50% produziria uma tensão média igual a metade da amplitude do pulso e assim por diante.

Neste trabalho, referências a tensão PWM aplicada ao motor devem ser entendidas como o ciclo de trabalho aplicado ao motor.

4.3 DIAGRAMAS DE BLOCOS DE UM QUADROTOR

O quadrotor pode ser representado pelo diagrama de blocos da figura 26. A tarefa a ser realizada (ou a posição a ser atingida) é a entrada do sistema. A partir dela, e do cálculo da posição atual obtida através da leitura dos sensores utilizados, um sistema de controle “alto nível” de navegação determina qual deve ser a próxima posição do quadrotor. A partir disso, um sistema de controle “baixo-nível” de posição determina quais devem ser os valores de tensão aplicados a cada motor de modo a atingir a posição desejada. Como o quadrotor é um sistema dinâmico, mudanças nos sinais dos sensores resultarão em atualizações dos valores de tensão aplicados aos motores, caracterizando assim a realimentação do sistema.

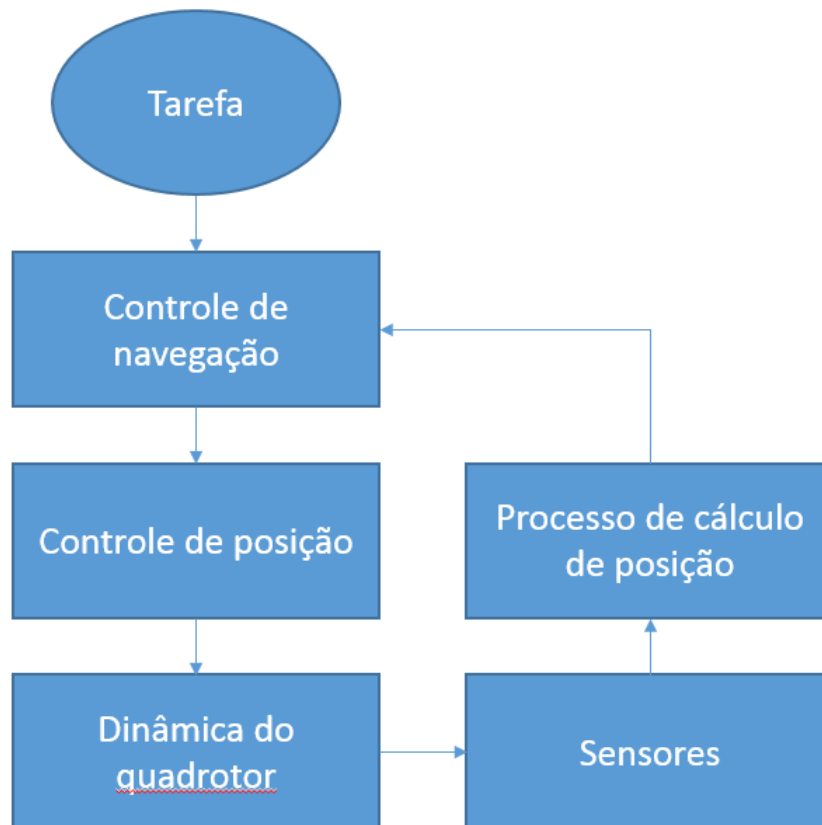


Figura 26 - Diagrama de blocos do quadrotor

Fonte: Autoria própria.

Este trabalho se concentra no sistema de controle de posição, ou seja, o problema apresentado consiste apenas em variar a tensão aplicada aos motores de modo a atingir uma posição desejada.

4.4 ARQUITETURA DO PROTÓTIPO

Um quadrotor necessita de uma série de componentes para um protótipo ser implementado, tendo funções como comunicação, alimentação, controle, sensoramento e atuação. Nas seções seguintes serão apresentados os componentes fundamentais para a construção de um protótipo de um quadrotor (CANETTA, 2007).

4.4.1 Corpo

Estrutura que dá rigidez ao corpo do protótipo, possui quatro braços e duas peças metálicas centrais, onde são reunidos os quatro braços, como na figura 27. No frame são

efetuadas as ligações elétricas entre motores e controladores. Este deve ser de material que absorva eficientemente vibrações e também seja relativamente resistente, levando em conta também o seu peso e tamanho, sendo esses fatores os que definem a sua aplicação (DJI, 2013).

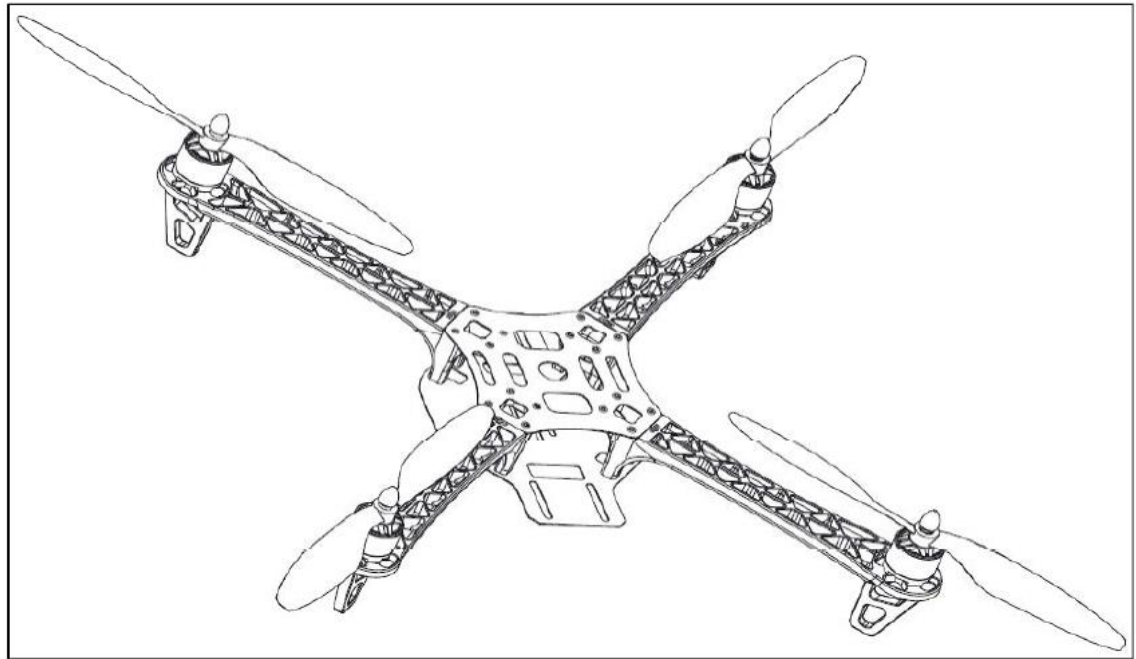


Figura 27 - Desenho técnico do frame DJI450
Fonte: (DJI, 2013).

4.4.2 *NI myRIO* - Dispositivo para projeto de sistemas embarcados de estudantes

Este dispositivo será responsável pela interface entre os sensores e o transmissor receptor que envia e recebe dados de uma estação remota que efetua o cálculo do controle e envia para a placa o valor PWM a ser aplicado em cada controlador dos motores. Este dispositivo está apresentado na figura 28. O instrumento apresenta a tecnologia de E/S reconfiguráveis (RIO) da National Instruments, um padrão dentro da indústria, a versão do NI myRIO com encapsulamento (NI myRIO-1900) coloca 3 conectores de E/S, Wi-Fi, um processador de tempo real ARM dual-core e um FPGA Xilinx customizável (National Instruments, 2013).



Figura 28 - NI myRIO 1900
Fonte: (National Instruments, 2013).

4.4.3 Giroscópio

O MPU-6050 possui internamente um recurso chamado DMP (Digital Motion Processor). O DMP permite que o algoritmo de detecção de movimento seja processado no próprio CI livrando o microcontrolador dessa tarefa. O DMP faz a aquisição do acelerômetro, giroscópio e sensor adicional e faz o processamento dos dados. O resultado pode ser lido diretamente ou colocado em um buffer do tipo FIFO (INVENSE, 2012).

O MPU-6050 possui internamente conversores A/D de 16 bits de resolução para cada canal, dessa forma todos os sinais podem ser amostrados ao mesmo tempo. Internamente há um *buffer* FIFO de 1024 bytes, onde os valores podem ser armazenados e depois lidos, conforme configuração desejada (INVENSE, 2012).

A comunicação é feita através do padrão I2C usando os pinos SCL e SDA. A figura 29 exhibe a pinagem da placa (INVENSE, 2012).

O sinal obtido pelo sensor deve ser tratado com um filtro. Assim podemos utilizar o filtro de Kalman ou filtro complementar (GEEKMOMPROJECTS, 2016). Neste trabalho foi utilizado o filtro complementar para a aquisição do sinal, pois é um filtro com menor complexidade.



Figura 29 - Pinagem MPU6050
Fonte: (INVENSE, 2012)

4.4.4 BLDC – *Brushless Direct Continuous*

É um motor sem escovas alimentado indiretamente pela bateria, onde tem como intermediário um controlador de velocidade, que tem um comportamento não linear com a tensão aplicada. Na figura 30 é apresentado um modelo de motor com constante de conversão 1100rpm/V, corrente máxima de 18 A e então propõe-se o uso de um controlador de velocidade (ESC) de capacidade entre 25 a 30 A (HobbyKing, 2016).



Figura 30 - Turnigy D2836/8 1100KV Brushless Outrunner Motor
Fonte: (HobbyKing, 2016).

4.4.5 Hélices

As hélices serão conectadas aos motores nas quatro extremidades da estrutura em formato de X montado pelo frame, é responsável pelo empuxo que a rotação do motor gera, tendo assim as forças e torques utilizados para controlar o quadrotor. Na figura 31 é apresentada um modelo bem comum para aplicação em quadrotor (HobbyKing, 2016).



Figura 31 - Hélices 10x4.5
Fonte: Quadrotor (HobbyKing, 2016).

4.4.6 ESC – *Eletronic Speed Control*

É um controlador eletrônico de velocidade que tem como entrada a bateria e um sinal de controle provindo do quadrotor no formato de PWM, atuando de forma que a tensão de saída seja correspondente aos valores do ciclo de trabalho do PWM aplicado, controlando assim a velocidade do motor. A escolha do ESC é diretamente ligada a bateria e motor que será utilizado, deve-se usar um ESC com capacidade entre 25 a 30 A, capacidade suprida pelo ESC presente na figura 32 (HobbyKing, 2016).



Figura 32 - Q Brain 4 x 20A Brushless Quadcopter ESC 2-4S 3A SBEC
Fonte: Quadrotor (HobbyKing, 2016).

4.4.7 Bateria

A bateria utilizada para esta aplicação normalmente é a de polímero de lítio (LiPO), pela sua alta densidade de armazenamento e capacidade de alimentar com altas correntes e rápida descarga. A bateria escolhida para este possível protótipo foi a da figura 33, que possui três células, tensão de saída 11.1V, 200g de peso e capacidade mínima de 2200mAh (HobbyKing, 2016).



Figura 33 - Turnigy 2200mAh 3S 40C Lipo Pack
Fonte: (HobbyKing, 2016).

4.4.8 Estação Base

Responsável pela lógica de controle, utilizando as leituras dos sensores e a entrada por um *laptop* efetuada pelo usuário, calcula-se então os valores PWM a ser aplicado em cada motor e transmite-se essa informação para o quadcopter por meio do *myRIO*, como ilustrado na figura 34.



Figura 34 - Visão geral da comunicação do sistema
Fonte: Autoria própria.

Com isso, define-se os componentes necessários para a construção de um quadrotor. Na próxima seção será apresentado o desenvolvimento do modelo virtual utilizando o software LabVIEW™, baseando-se nos componentes propostos para o protótipo.

5 RESULTADOS FINAIS

Neste capítulo serão apresentados os resultados do modelo matemático e do modelo real utilizando o controle nebuloso com suas regras de pertinência, fuzzificação e defuzzificação adotados. Assim comparando os valores finais de cada sistema desenvolvido sendo mostrados nos seus respectivos gráficos, tabelas e programações.

5.1 MODELO MATEMÁTICO NO LABVIEW™

A tabela 3 mostra os valores das constantes que foram adoptadas para o simulador, de acordo com cálculos e testes práticos demonstraram em (DOMINGUES, 2009).

Tabela 3 - Contantes adotadas

Constante	Símbolo	Valor
Aceleração da gravidade	g	$9,81 \text{ m/s}^2$
Massa Total	m	1 kg
Momento de inércia do eixo X	I_{xx}	$0,04 \text{ N*m*s}^2$
Momento de inércia do eixo Y	I_{yy}	$0,04 \text{ N*m*s}^2$
Momento de inércia do eixo Z	I_{zz}	$0,08 \text{ N*m*s}^2$
Coeficiente de Impulso	b	$56*10^{-6} \text{ N*s}^2/\text{rad}^2$
Coeficiente de Arrasto	d	$1,1*10^{-6} \text{ N*m*s}^2/\text{rad}^2$
Distância entre a centro de massa do corpo ao centro do motor	L	$0,0225 \text{ m}$
Momento de inércia total de rotação	J_{tp}	$7,33*10^{-5} \text{ N*m*s}^2$

Na figura 35 é apresentada a visão geral do sistema simulador. O controlador e os comportamentos serão descritos ao longo deste capítulo indicando sua função e o modo que foi implementado.

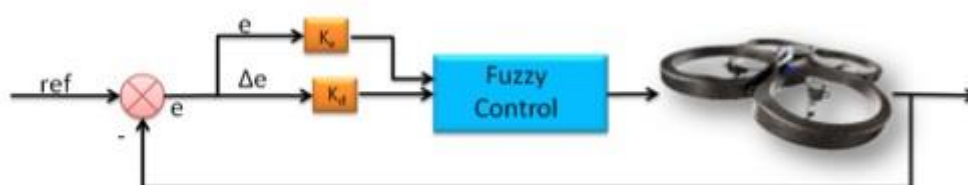


Figura 35 - Visão geral do sistema

Fonte: Autoria própria.

Utilizando os parâmetros acima no modelo desenvolvido em LabVIEWTM, com a ferramenta Mathscript Node, mostrado na figura 36. O código pode ser encontrado no Apêndice A para mais detalhes da programação.

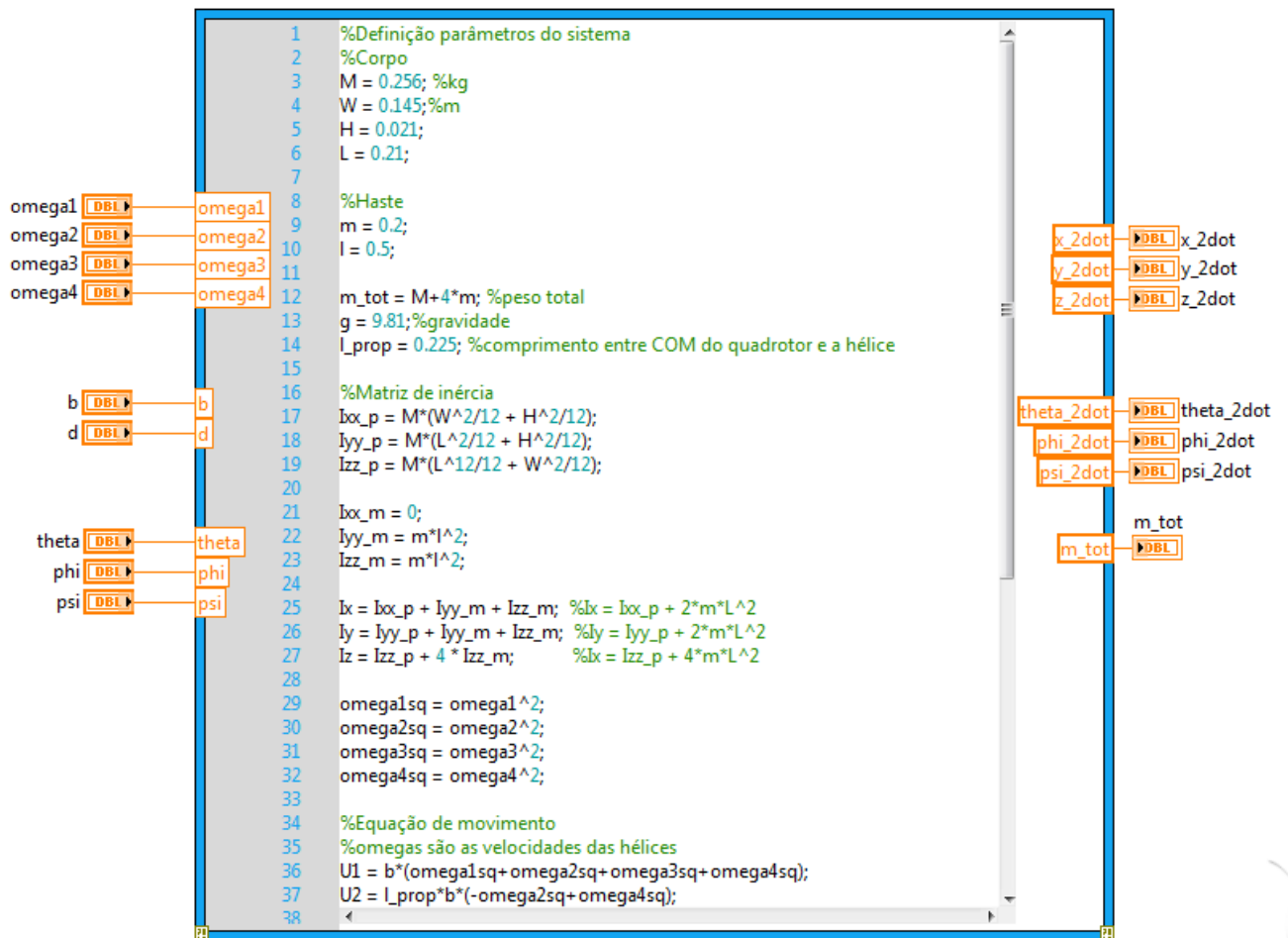


Figura 36 - Modelo Quadrotor em LabVIEW™

Fonte: Autoria própria.

O modelo matemático acima apresenta os ômega1,2,3 e 4 que são as velocidades angulares de cada motor, b é o coeficiente de impulso, d é o coeficiente de arraste, theta, phi e psi são os ângulos adquiridos pelo sensor inercial que está incluso no modelo baseado de (DOMINGUES, 2009). Assim as respostas são as acelerações dos eixos x,y,z e dos ângulos theta, phi e psi.

Com os parâmetros obtidos podem se calculadas as integrais de cada grandeza e conseguir os valores de velocidades e posições, conforme pode ser visto na figura 37.

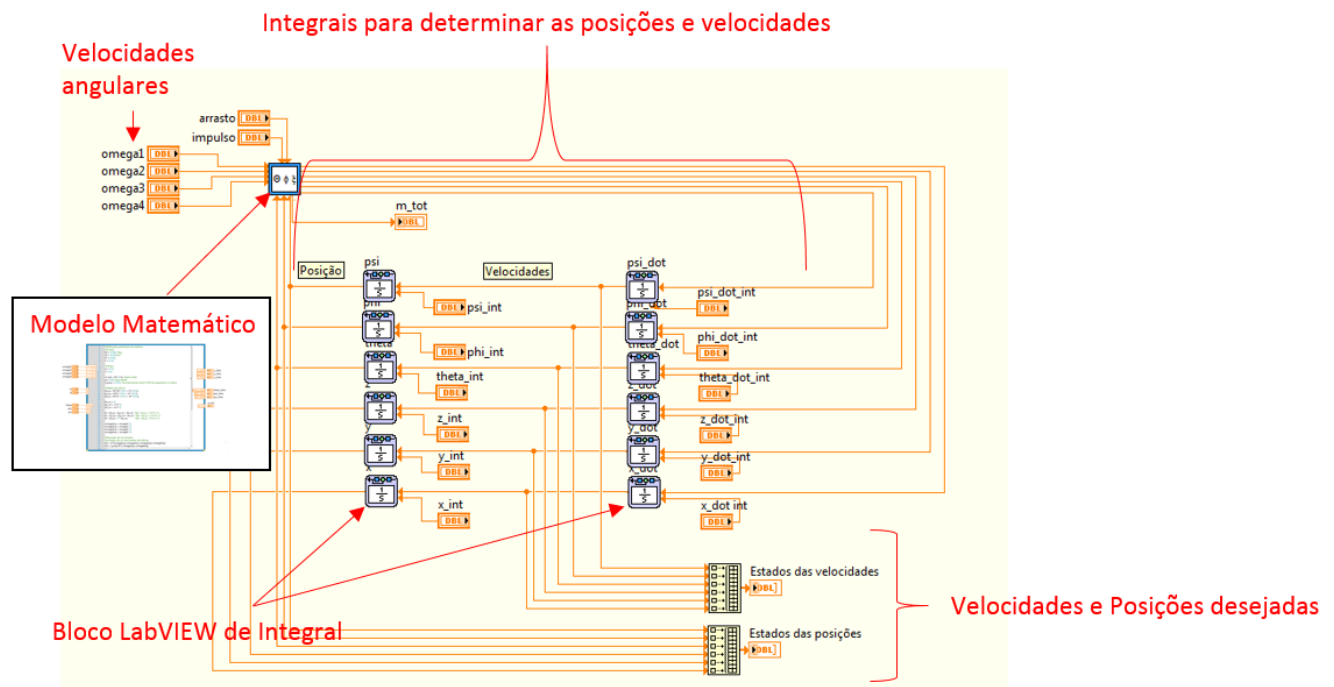


Figura 37 - Código para conversão de valores de velocidades e posições.

Fonte: Autoria própria.

5.2 APLICAÇÃO DO CONTROLE NEBULOSO NO MODELO MATEMÁTICO

O tipo de controlador usado foi um PD difuso aplicada a um total de quatro controladores. As entradas proporcionais e derivadas são normalizadas de tal modo que o controlador recebe valores entre -1 e 1. Para isso foram usados blocos de ganho e de saturação. Na figura 38 é mostrada o programa que será executado no ambiente LabVIEW™.

408 J. E. FORD



ICAlbers, B. *Effectiviteit Medisatie 2018: Quaesties om Controle Fuzie - Tede 2* Folie 11 CONTROL FUSIES

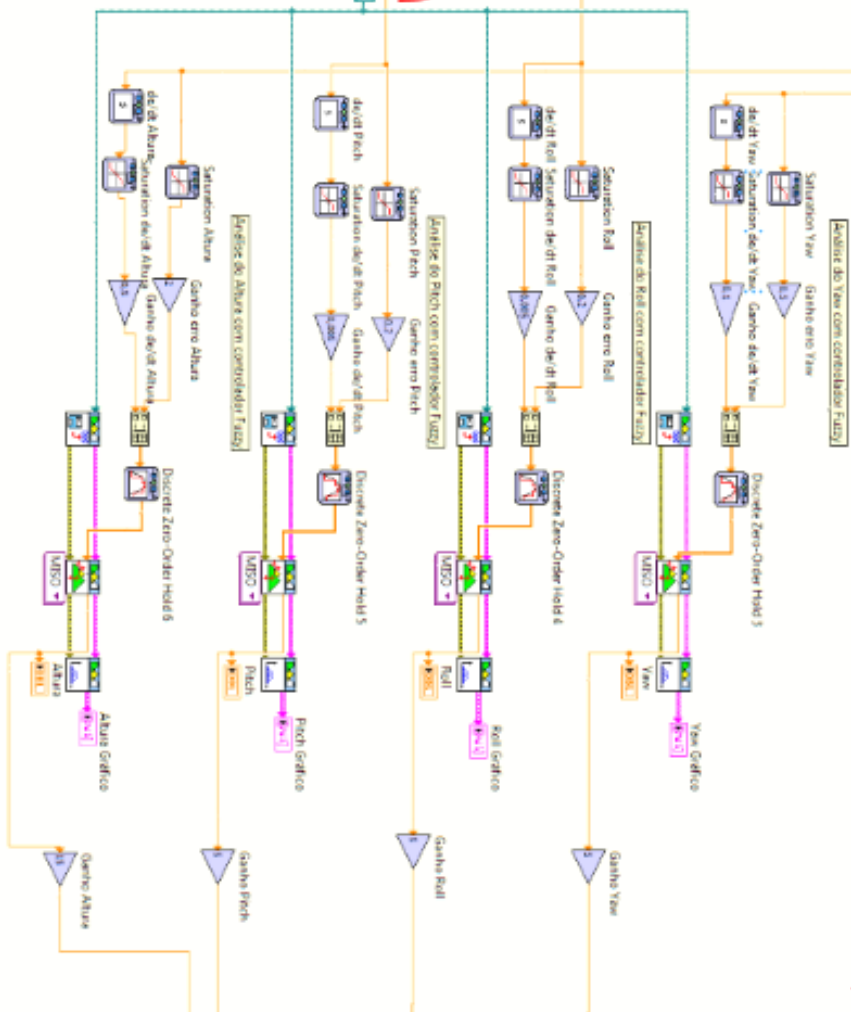


Figura 38 - Sistema Controlador Nebuloso

Fonte: Autoria própria.

A tabela 4 apresenta os parâmetros definidos no simulador para os blocos de saturação e ganho aplicados de forma a condicionar a entrada do controlador fuzzy.

Tabela 4 - Ganho e saturação dos controladores

Sinal	Proporcional Saturação	Ganho	Derivativo Saturação	Ganho
Erro Z	± 0.5 m	2	± 2 m/s	0.5
Erro <i>Roll</i>	$\pm 5^\circ$	0.2	$\pm 200^\circ/\text{s}$	0.005
Erro <i>Pitch</i>	$\pm 5^\circ$	0.2	$\pm 200^\circ/\text{s}$	0.005
Erro <i>Yaw</i>	$\pm 2^\circ$	0.5	$\pm 10^\circ/\text{s}$	0.1

Após o condicionamento do sinal é utilizado um segurador de ordem zero com frequência de operação de 1kHz.

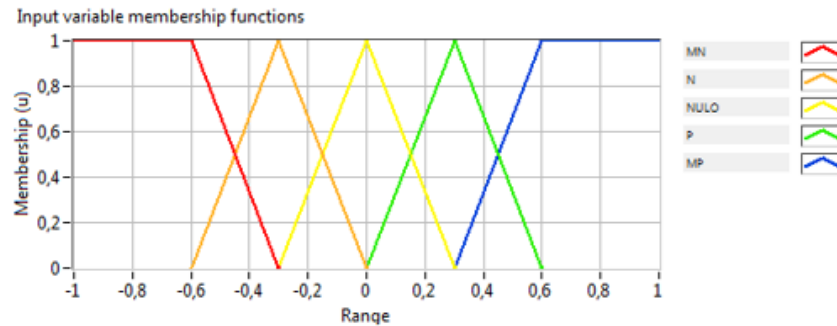
Com isso, os sinais de erro e derivada do erro, já normalizados, alcançam o controlador nebuloso. Este é utilizado nos quatro controladores utiliza o mesmo modelo nebuloso de controlador, que opera com duas entradas: erro e derivada do erro, ambas normalizadas e com valores entre -1 e 1, a saída do controlador é um nível de atuação com valores entre -1 e 1. O controlador foi desenvolvido utilizando o *Toolbox fuzzy* disponível no *software* LabVIEW™.

Conforme os dados na tabela 5, foi criado com a ferramenta *Fuzzy System Design* encontrado no módulo *Control and Design Simulation* do LabVIEW™.

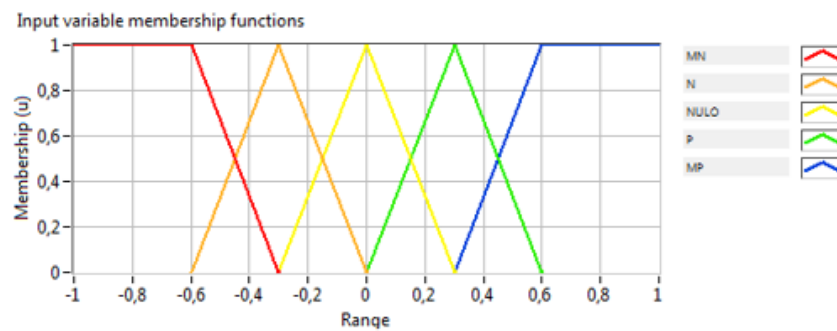
Tabela 5 - Parâmetros com função de erro proporcional

Conjunto Fuzzy	Definição
MN	TRAPEZOIDAL [-2.8 -1.2 -0.6 -0.3]
N	TRIANGLE [-0.6 -0.3 0]
NULO	TRIANGLE [-0.3 0 0.3]
P	TRIANGLE [0 0.3 0.6]
MP	TRAPEZOIDAL [0.3 0.6 1.2 2.8]

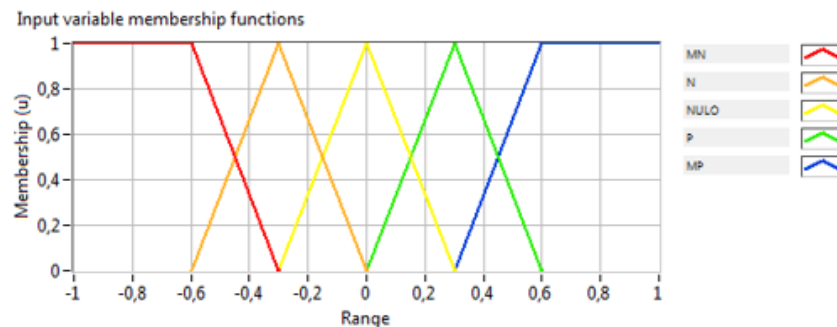
Assim foram criadas as funções de pertinências do controle nebuloso, como pode ser visto na figura 39.



(a) Erro



(b) dErro



(c) Saída

Figura 39 - *Fuzzy System Designer* – Funções de pertinências para o controle nebuloso.

Fonte: Autoria própria.

As três funções de pertinência, de erro, derivado do nível de erro e desempenho são iguais e têm a representação gráfica, onde MN é um valor muito negativo, N um valor negativo, NULO um valor próximo de zero, P um valor positivo e MP muito valor

positivo. A representação textual da função de pertinência é mostrada na tabela 6. (SIVANANDAM, 2007).

Tabela 6 - Funções de pertinência do controlador difuso

		erro				
		MN	N	NULO	P	MP
$\frac{\text{derro}}{dt}$	MN	MN	MN	MN	N	NULO
	N	MN	MN	N	NULO	P
	NULO	MN	N	NULO	P	MP
	P	N	NULO	P	MP	MP
	MP	NULO	P	MP	MP	MP

Baseado nas funções de pertinências e suas regras criadas, utilizou uma defuzzificação com o método de Centro de Área. Assim tem-se a superfície criada, figura 40.

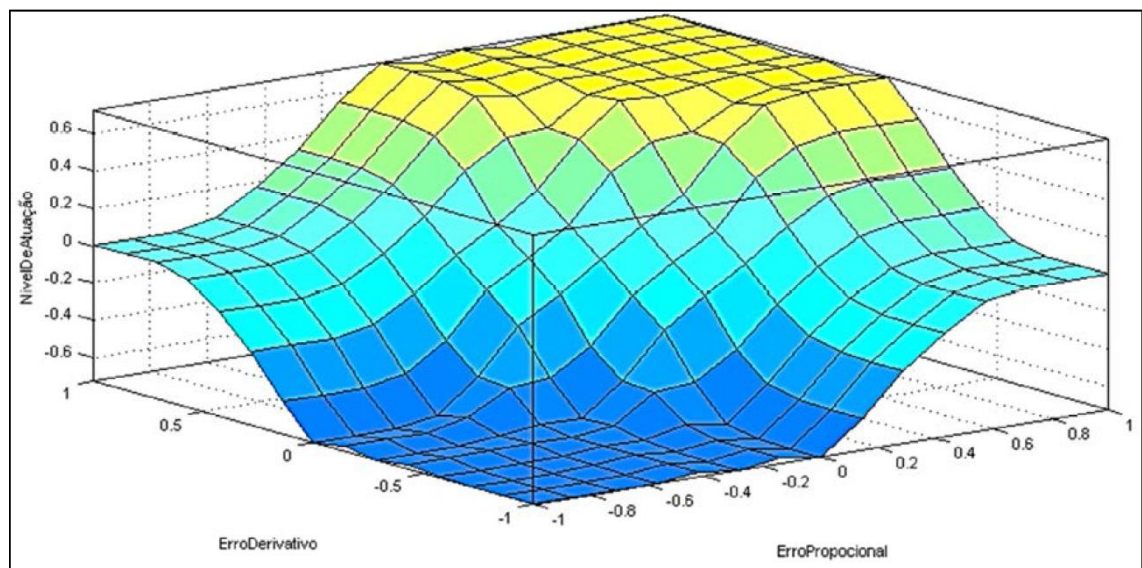


Figura 40 - Superfície do sistema.

Fonte: Autoria própria.

5.3 CONVERSÃO DE VALORES PARA A ESTABILIZAÇÃO DO QUADROTOR - HOVERING

Após as regras criadas necessita a conversão dos valores de saída do controlador para PWM para o funcionamento do rotor, pode se encontrar na figura 41.

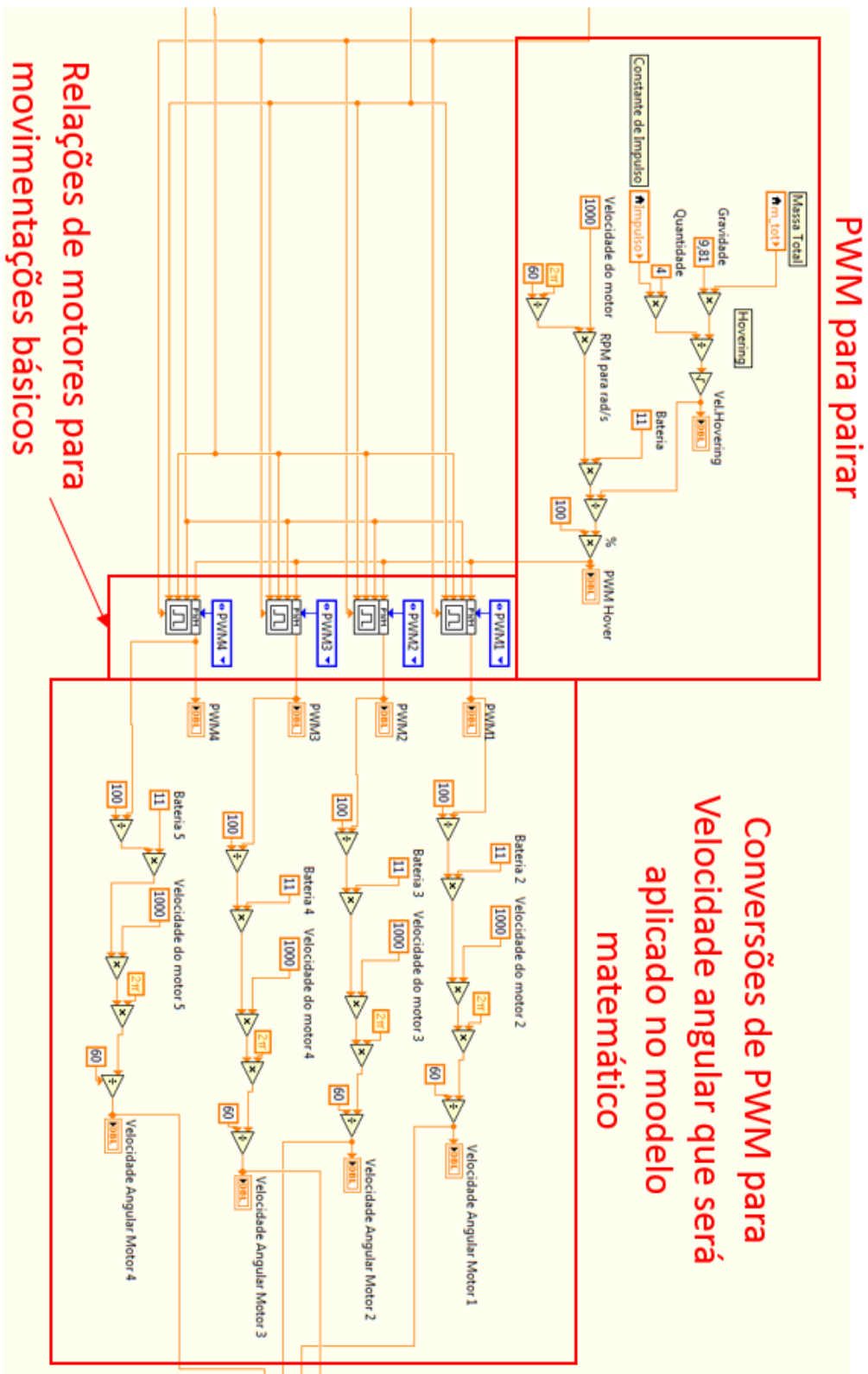


Figura 41 - PWM convertidos para velocidade angular

Fonte: Autoria própria.

Cálculo que descreve a relação entre os motores com os movimentos básicos:

$$\text{PWM1} = \text{HOVER} + Z - \text{PITCH} - \text{YAW}$$

$$\text{PWM2} = \text{HOVER} + Z - \text{ROLL} + \text{YAW}$$

$$\text{PWM3} = \text{HOVER} + Z + \text{PITCH} - \text{YAW}$$

$$\text{PWM4} = \text{HOVER} + Z + \text{ROLL} + \text{YAW}$$

A programação para estas relações no LabVIEW™ é encontrado na figura 42.

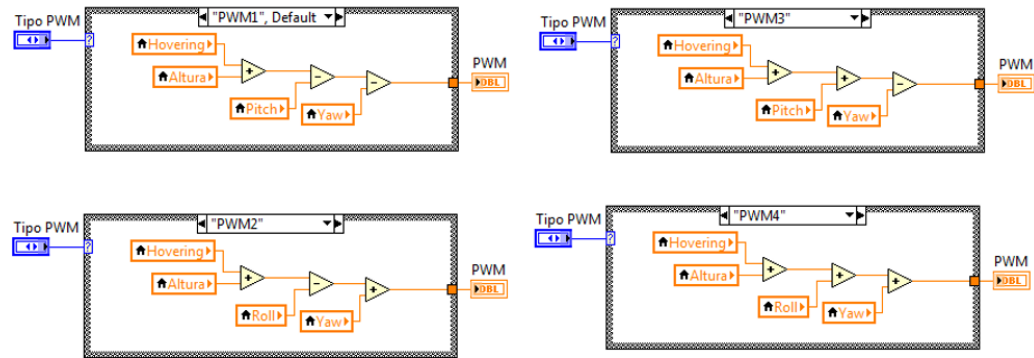


Figura 42 - Relações entre os motores com os movimentos básicos

Fonte: Autoria própria.

A força $U1$ determina o valor da constante a pairar, de modo que seja igual à força de peso, ou seja, sem aceleração é estável (SIVANANDAM, SUMATHI & DEEPA, 2007). Nas equações (35) e (36) a velocidade dos motores é determinada para que o quadrotor fique estável, foi considerado $m=1\text{kg}$, $g = 9,81\text{m/s}^2$ e b , a constante de empuxo, determinada pela hélice $56 \cdot 10^{-6}$ como anteriormente adotado na tabela 3.

$$U1 = m * g = 4 * b * \Omega^2 \quad (35)$$

$$\Omega_{\text{HOVERING}} = \sqrt{\frac{m \cdot g}{4 \cdot b}} = \sqrt{\frac{1 \cdot 9,81}{4 \cdot 56 \cdot 10^{-6}}} = 209,27 \text{ rad/s} \quad (36)$$

É então necessário calcular o valor de PWM (%), quando aplicado, fazer com que o motor atinja a velocidade de pairar (*Hovering*), então considera-se a tensão da bateria de 11 volts e o ganho do motor como 1100 rpm/V. Os parâmetros são diretamente proporcionais à velocidade angular, então é determinado o PWM (%) pela equação 37.

$$PWM_{HOVERING}(\%) = \frac{\Omega_{HOVERING}}{V_{Bateria} \cdot K_{motor} \cdot K_{rpm \rightarrow rad/s}} * 100\% =$$

$$\frac{209,27}{11 \cdot 1100 \cdot \frac{2 \cdot \pi}{60}} = 16,515\%$$
(37)

Tem como saída do subsistema de controlador, a percentagem do valor do ciclo de trabalho de um sinal PWM para quatro motores separadamente.

O PWM de pairar (*Hovering*) ficou da seguinte maneira na interface do programa LabVIEW, figura 43.

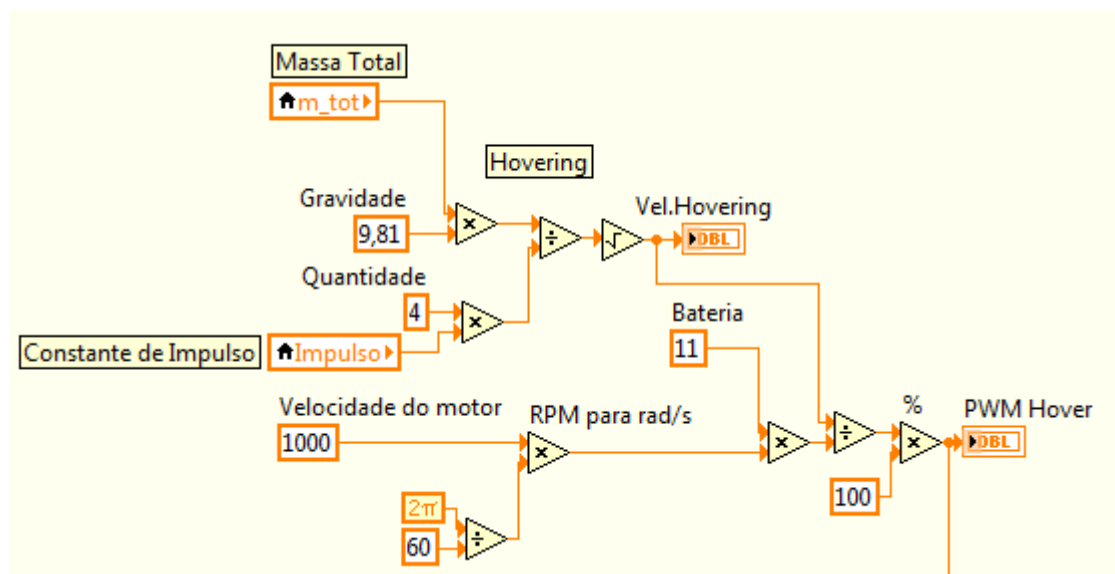


Figura 43 - Interface do PWM de pairar (*Hovering*).

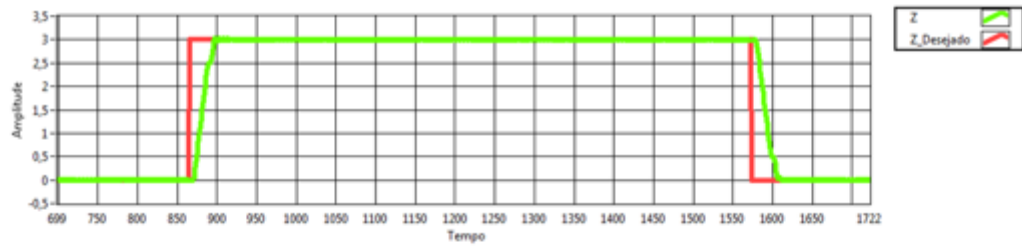
Fonte: Autoria própria.

5.4 ANÁLISE DOS RESULTADOS

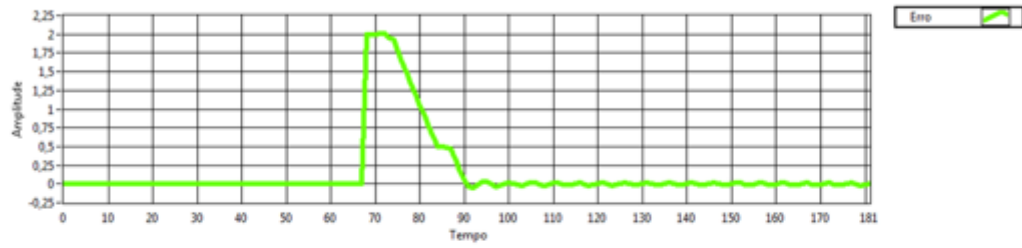
Nesta parte dos resultados serão discutidas as comparações dos valores obtidos em cada modelo tanto no virtual quanto no real.

5.4.1 Resultados da simulação

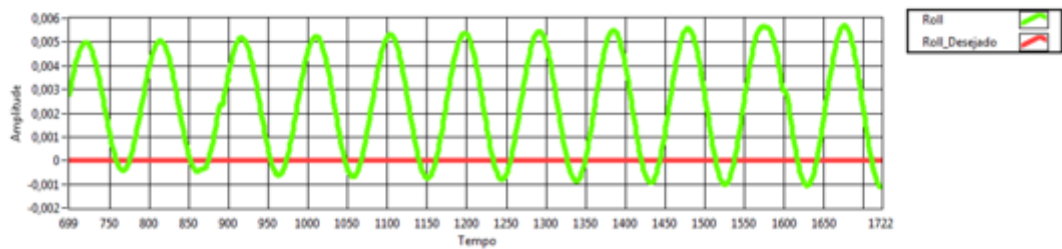
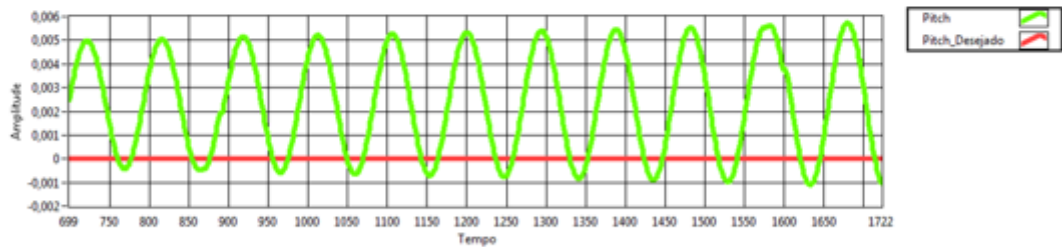
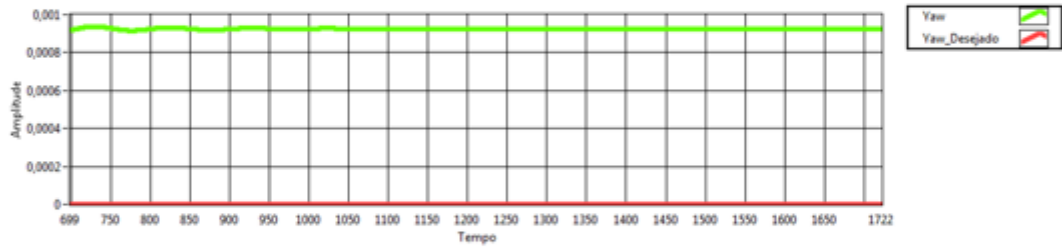
Para se analisar a situação de ganho de altura, aplica-se uma entrada degrau com valor inicial de 0 metros, que também é o valor inicial da altura do quadrotor. Após um segundo, o valor do Z sobe para 2 metros, devendo então o controlador atuar para acompanhar este sinal apresentada na figura 44.



(a) Comparação das altitudes Z, Z_d



(b) Erro de Altitude



(c) Comparação das velocidades angulares Ω, Ω_d (rad/s)

Figura 44 - Resposta do sistema (vermelho: desejado, verde: atual).

Fonte: Autoria própria.

Na figura 45 mostra a atitude do modelo quadrotor no LabVIEW™ para as ações citadas anteriormente e os erros de cada gráfico são aproximadamente duas a três casas decimais do valor zero. Validando o controle projetado para esta análise.

Pode-se observar no modelo em 3D criado no LabVIEW o comportamento do quadrotor.

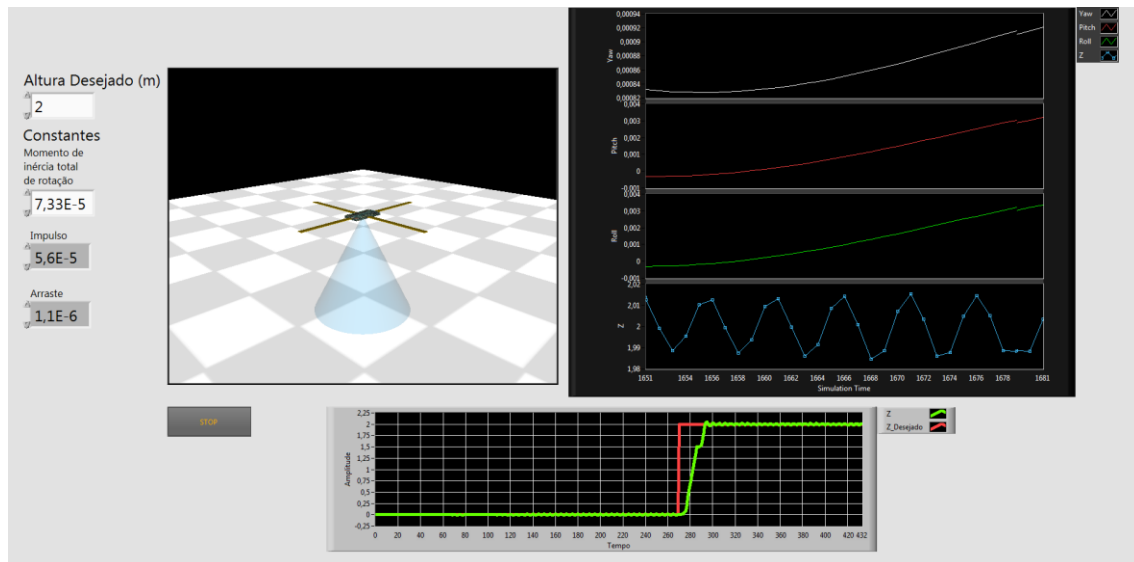


Figura 45 - Comportamento do modelo 3D.

Fonte: Autoria própria.

5.4.2 Resultados em tempo real

Neste sistema para o desenvolvimento prático foi separado conforme o progresso do projeto, separando em algumas etapas:

- Análise de filtro para a aquisição dos sinais para o controle;
- Calibração do ESC e análise dos motores em relação o PWM;
- Teste do controle desenvolvido na simulação no sistema real.

5.4.2.1 Análise de filtro para a aquisição dos sinais para o controle

Para identificar o filtro necessário é analisar as portas para aquisição no dispositivo myRIO, essa ligação se encontra na figura 46.

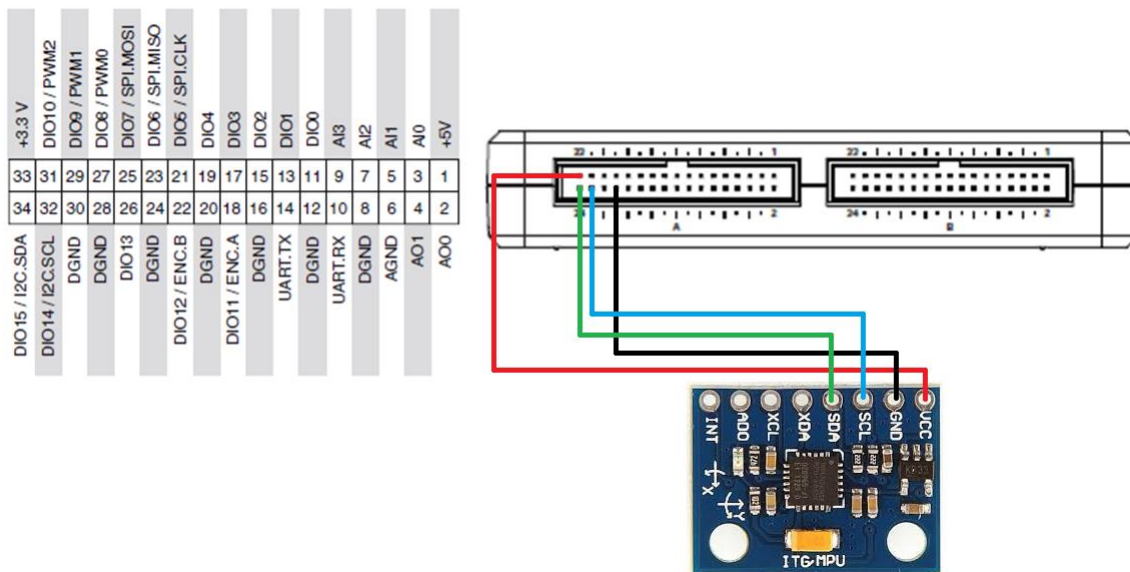


Figura 46 - Conexões do MPU6050 no myRIO.

Fonte: Autoria própria.

A identificação do sinal foi feita com o protocolo I2C, assim para a ser plotado em um gráfico no LabVIEW e encaminhar para o controle é necessário utilizar uma sequência de parâmetros para a obtenção dos dados. A solução para esta parametrização está identificado abaixo na figura 47.

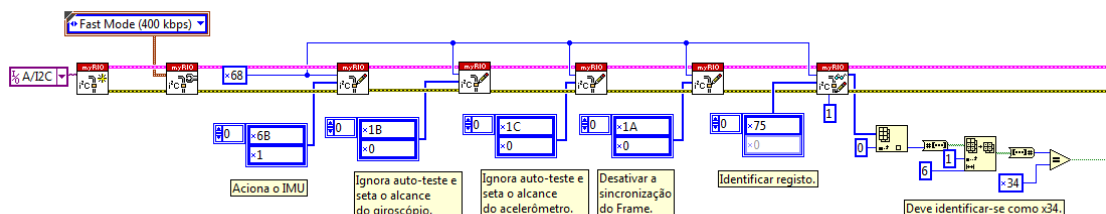


Figura 47 - Parametrização do Giroscópio e Acelerômetro.

Fonte: Autoria própria.

A unidade para fazer a calibração do sensor foi desenvolvido em uma estrutura de máquina de estados (National Instruments, 2016), assim a análise e conversões de valores para o controle, mostrado na figura 48.

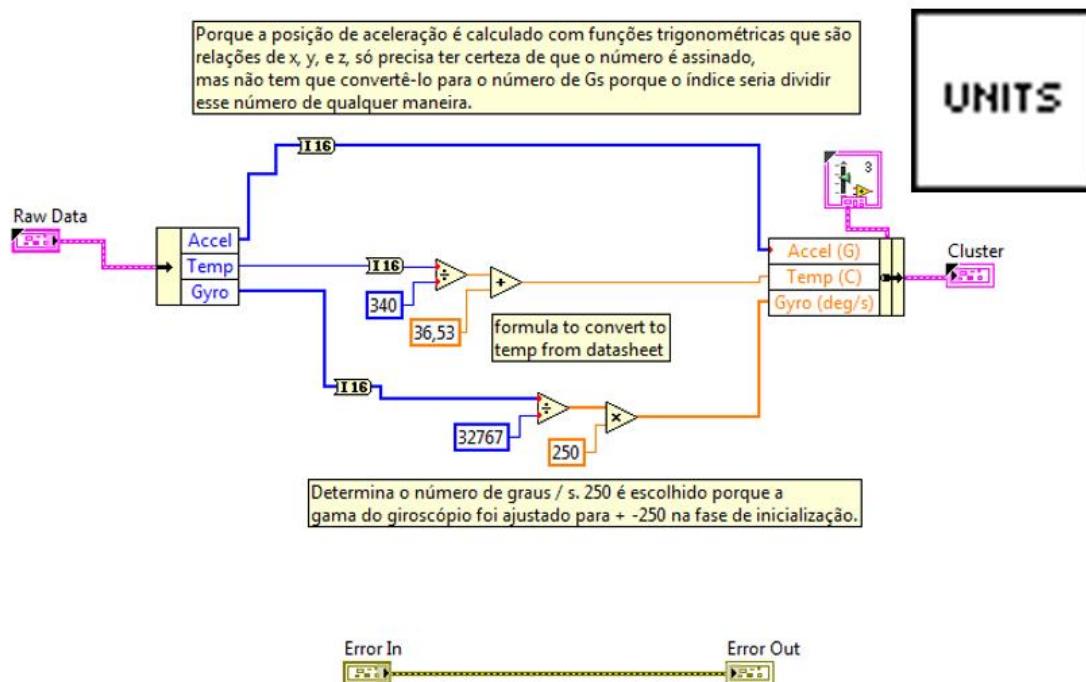


Figura 50 - Configuração de unidades.

Fonte: Autoria própria.

Os valores de posição são encontrados conforme um tempo médio, ou seja, a derivada do sistema conforme a sua iteração. Assim foi criado o subVI abaixo, representado pela figura 51, para fornecer o tempo dentro do *software*.

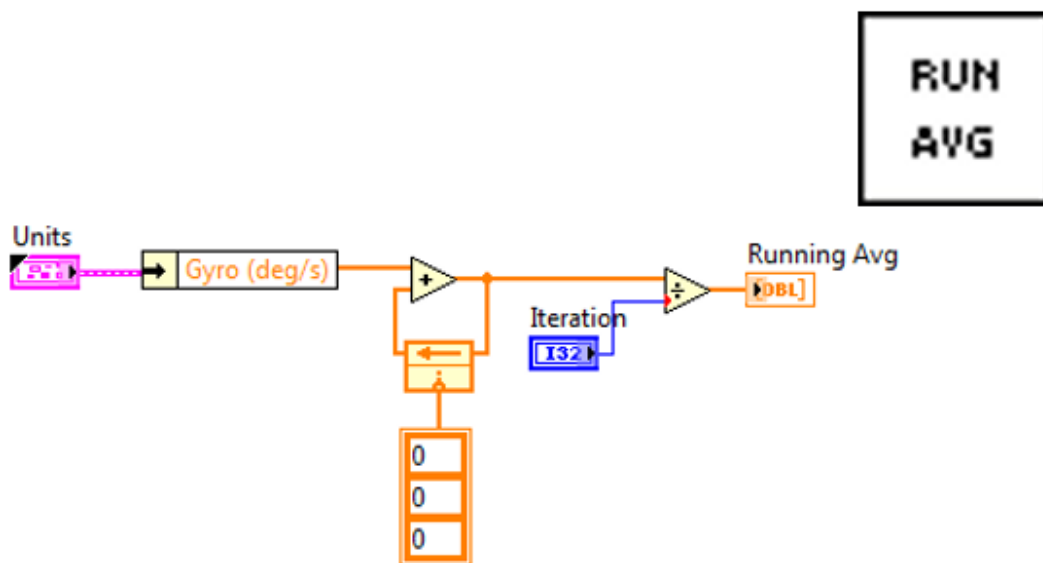


Figura 51 - Calcula a derivada.

Fonte: Autoria própria.

Feita a calibração do sensor, o próximo para passo é a leitura. No LabVIEW está encontrada na máquina de estados como READ SENSORS representado na figura 52.

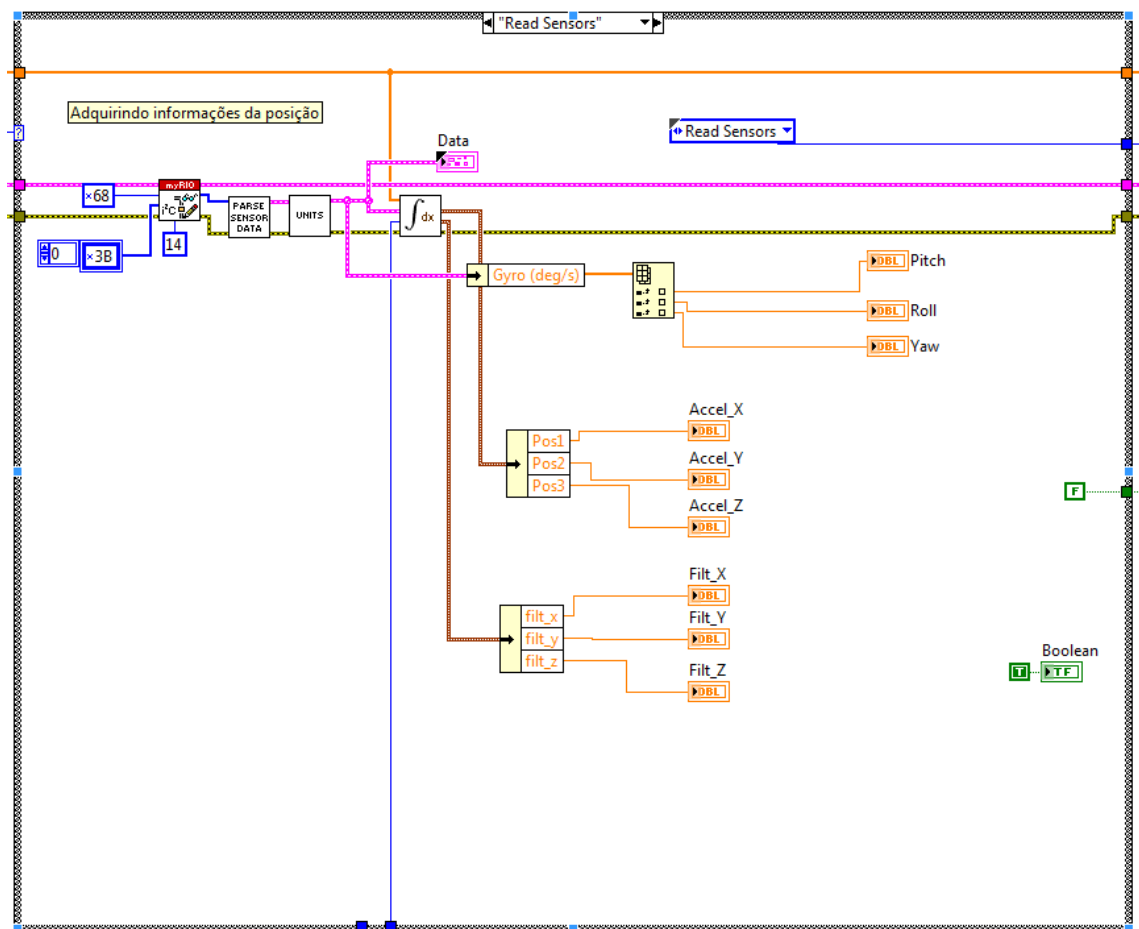


Figura 52 - Máquina de estados - Leitura do sensor.

Fonte: Autoria própria.

Neste instrumento fornecerá os dados finais do posicionamento em relação aos eixos x,y e z.

No instrumento virtual tem as conversões de dados e o filtro complementar, apresentados na figura 53, será suficiente, existem outros filtros com mais complexidade como o filtro de Kalman.

Observando as medições do acelerômetro e do giroscópio, Sensores IMU, nota-se que o giroscópio tem leitura muito boa, mas apresenta oscilação. O acelerômetro, por outro lado, é apresenta muito ruído, mas o desvio é zero. A solução para isso é fundir essas duas leituras de sensores para formar uma leitura mais precisa. (GEEKMOMPROJECTS, 2016).

O filtro Complementar é uma outra abordagem para essa fusão. Este é muito fácil e intuitivo de implementar que filtro de Kalman e funciona quase tão bem quanto o outro. A ideia do filtro complementar se baseia em definir proporções, ou “pesos”, a cada fonte de dados e somá-los depois. (GEEKMOMPROJECTS, 2016).

As equações para ter os valores filtrados são:

- $Filt_x = 0.998 * gy_x + (1 - 0.998) * acc_x;$
- $Filt_y = 0.998 * gy_y + (1 - 0.998) * acc_y;$
- $Filt_z = 0.998 * gy_z + (1 - 0.998) * acc_z.$

Esta equações no ambiente LabVIEW™ pode ser encontrada na figura 53.

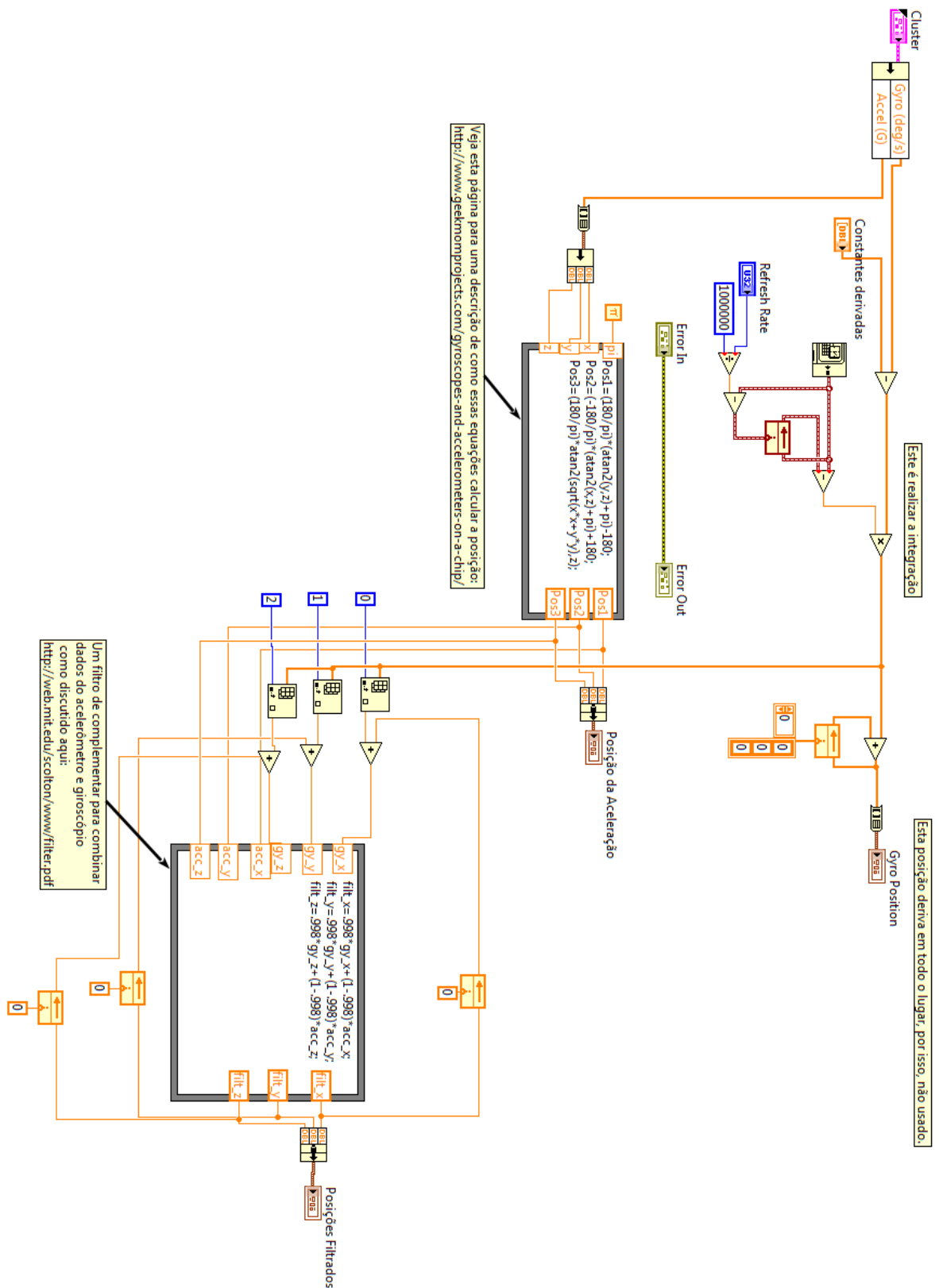


Figura 53 - Conversões de dados e Filtro Complementar.

Fonte: Autoria própria.

5.4.2.2 Calibração do ESC e análise dos motores em relação o PWM

Para calibrar o ESC (*Electronic Speed Control*) foi necessário desenvolver no LabVIEW™, o código está no Apêndice B.

Existem alguns passos para fazer a calibração do dispositivo, esse tutorial no manual do dispositivo que se encontra em que serão citados a seguir:

1. Coloque o acelerador no controlador de largura de pulso máximo (2ms);
2. Ligue o ESC na bateria LiPo;
3. Você vai ouvir uma nota musical um então dois sinais sonoros. Depois que os dois sinais sonoros, solte o acelerador para totalmente para baixo (0,7ms). Você vai ouvir uma série de sinais sonoros (três sinais para três células LiPo, quatro sinais sonoros para quatro células, etc.) e, em seguida, um único sinal sonoro mais longo indicando o de pontos foram definidos e que o ESC está calibrado e pronto para ser utilizado. Você pode desconectar o LiPo.

Feito a calibração do dispositivo, agora será feito o teste dos motores em relação ao PWM. O resultado é encontrado na figura 54.

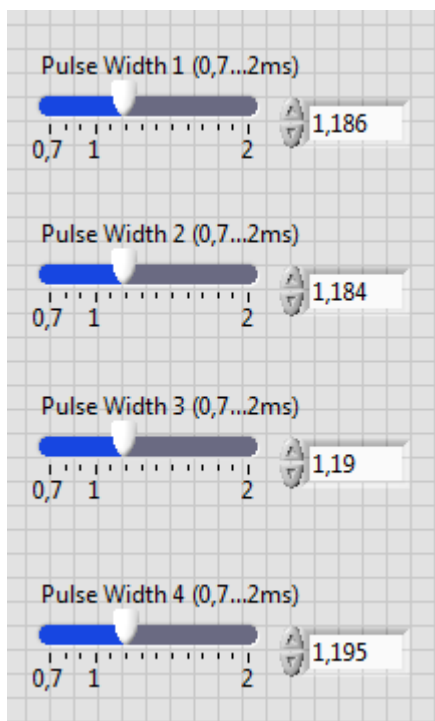


Figura 54 - Valores iniciais para o acionamento dos motores.

Fonte: Autoria própria.

Os valores acima são para acionar os seus respectivos motores para se ter ideia de relação entre eles, pois cada motor tem sua limitação física.

5.4.2.3 Teste do controle nebuloso desenvolvido na simulação no sistema real.

O motivo principal para a construção da plataforma é devido à um teste mal sucedido o que ocasionou danos dos motores e das hélices.

O teste foi desenvolvido em uma plataforma, como dito anteriormente, para evitar acidentes. Conforme pode ser observado na figura 55.



Figura 55 - Plataforma de teste.

Fonte: Autoria própria.

No LabVIEW™ foi desenvolvido uma interface de controle e seu respectivo sistema de controle nebuloso, conforme foi visto no capítulo 5.2. A figura 56 mostra o código da aquisição do sinal filtrado com os controles dos ângulos desenvolvidos.

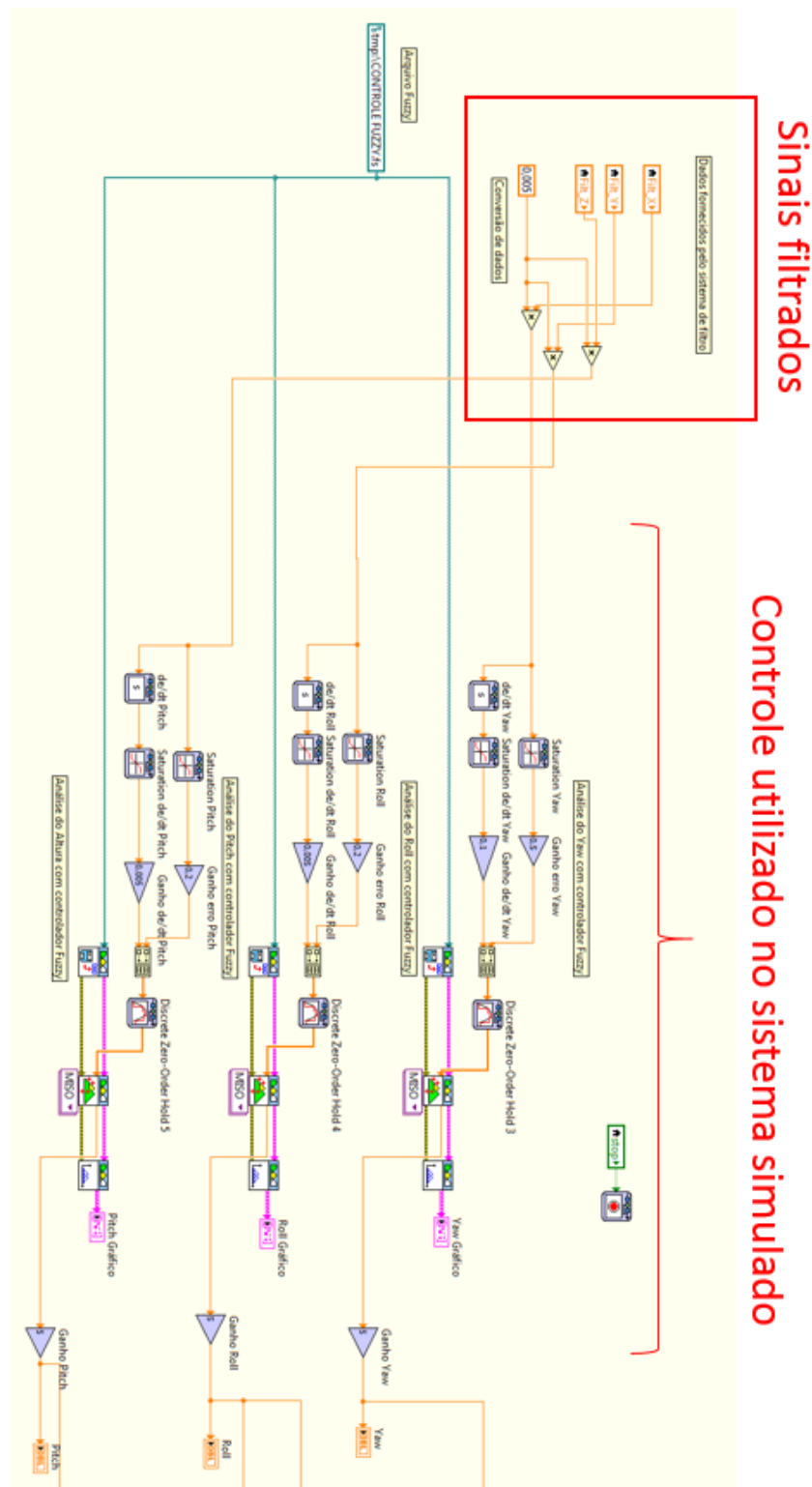


Figura 56 - Sinal filtrado e o controle dos ângulos.

Fonte: Autoria própria.

Com os valores dos controles de cada ângulo é necessário desenvolver a relação com o acelerador e converter o valor de cada motor em PWM, como pode ser visto na figura 57.

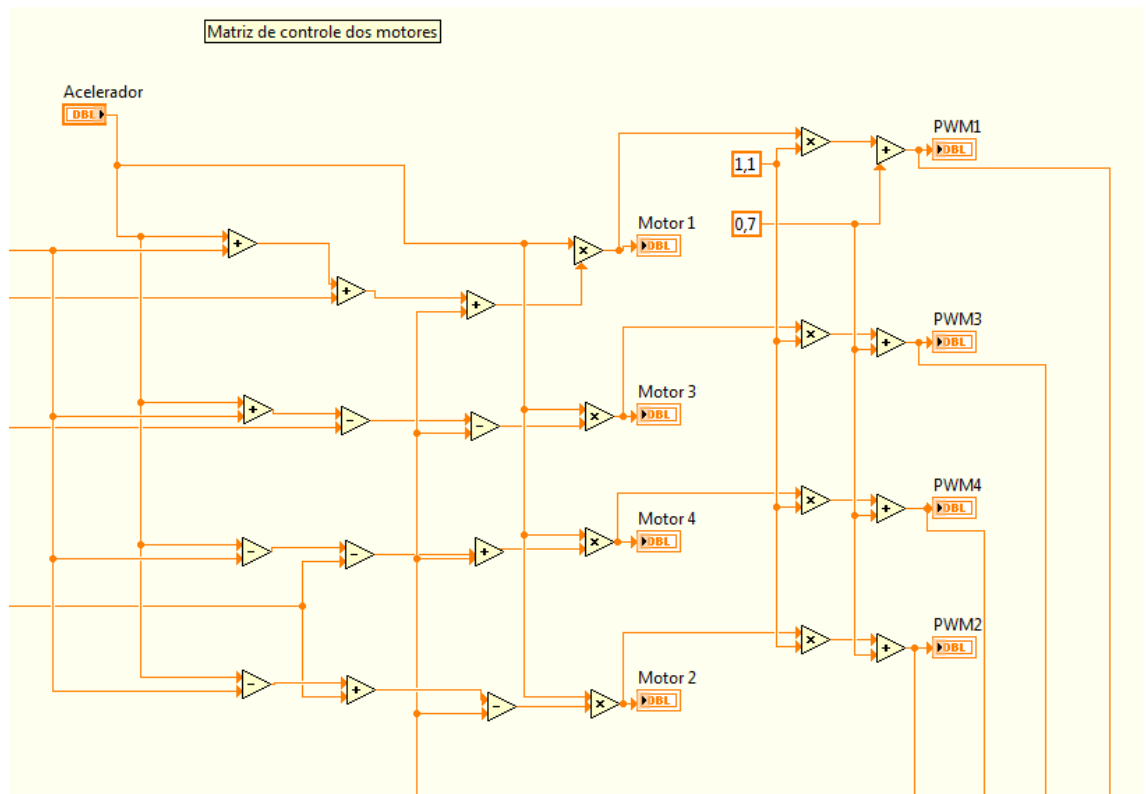


Figura 57 - Matriz de controle e conversor para PWM.

Fonte: Autoria própria.

Assim com os valores de PWM, pode se enviar para o dispositivo myRIO. No entanto é necessário a frequência e o valor para o entendimento do equipamento, por este motivo na figura 58 encontra o valor 50Hz e o valor PWM dividido por 1000 multiplicado pela frequência.

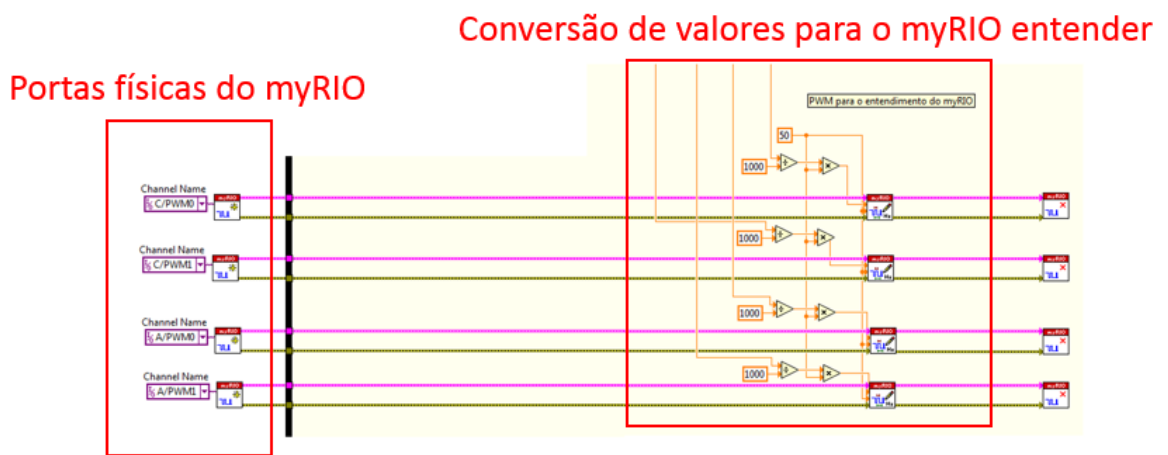


Figura 58 - PWM para o entendimento do myRIO.

Fonte: Autoria própria.

Assim na interface pode se observar a reação dos motores em relação ao resultado do controle e os ângulos controlados.

A estrutura para os experimentos do controlador esta ilustrado na figura 59.

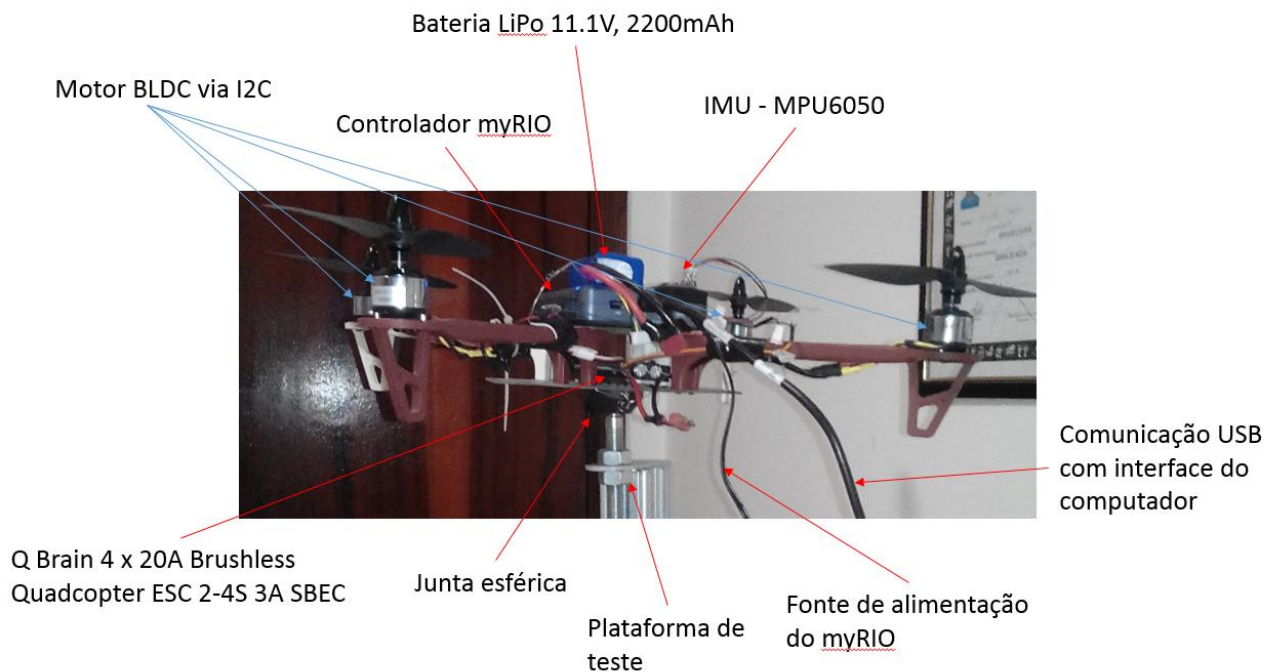


Figura 59 - Configuração do dispositivo.

Com a estrutura e a interface do modelo desenvolvido, os valores dos respectivos ângulos de rolagem, arfagem e guinada podem ser analisadas na figura 60, no entanto existe a comparação dos valores de aquisição e pós filtragem.

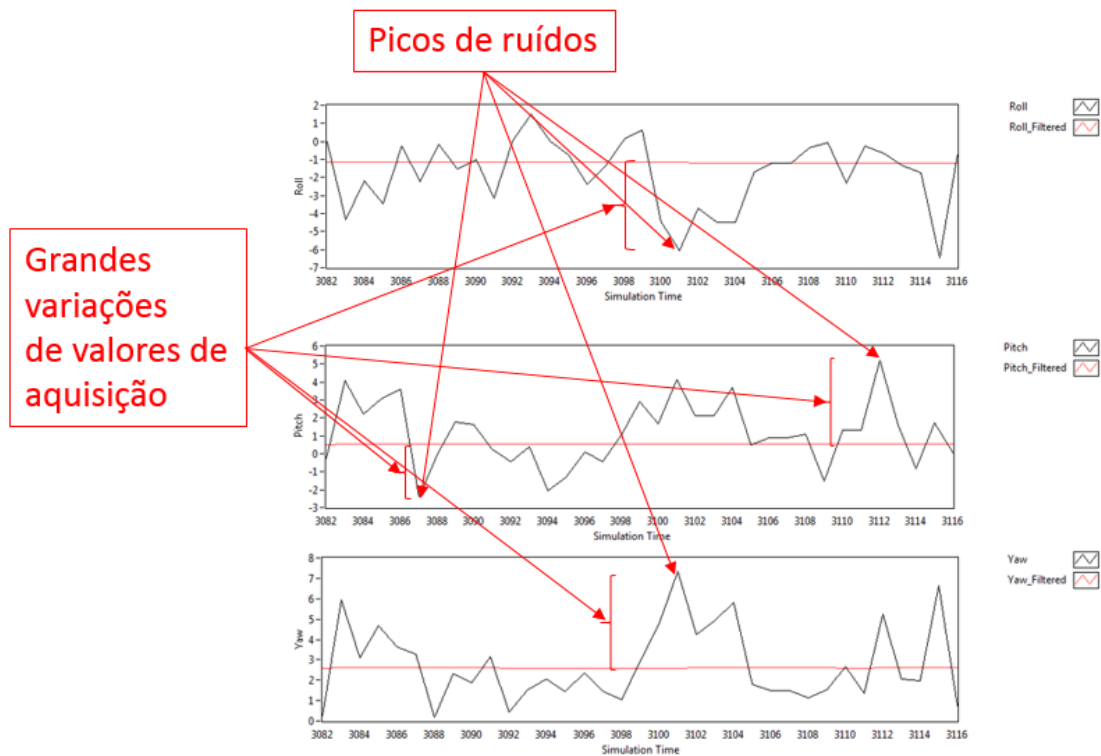


Figura 60 - Comparação das velocidades angulares do sensor Ω, Ω_{filt} (rad/s).

O sensor sem o filtro complementar visto em 5.4.2.1, apresenta um ruído com grandes variações conforme o tempo. Isto prejudica o controle, pois o dispositivo mostra valores que não contempla o sistema. Não foi utilizado o FPGA para aquisição devido a seu vasto tempo de compilação. Este filtro foi relevante para os resultados obtidos nas próximas seções, assim pôde adquirir valores reais e resposta rápida dos motores de acordo com a figura 61.

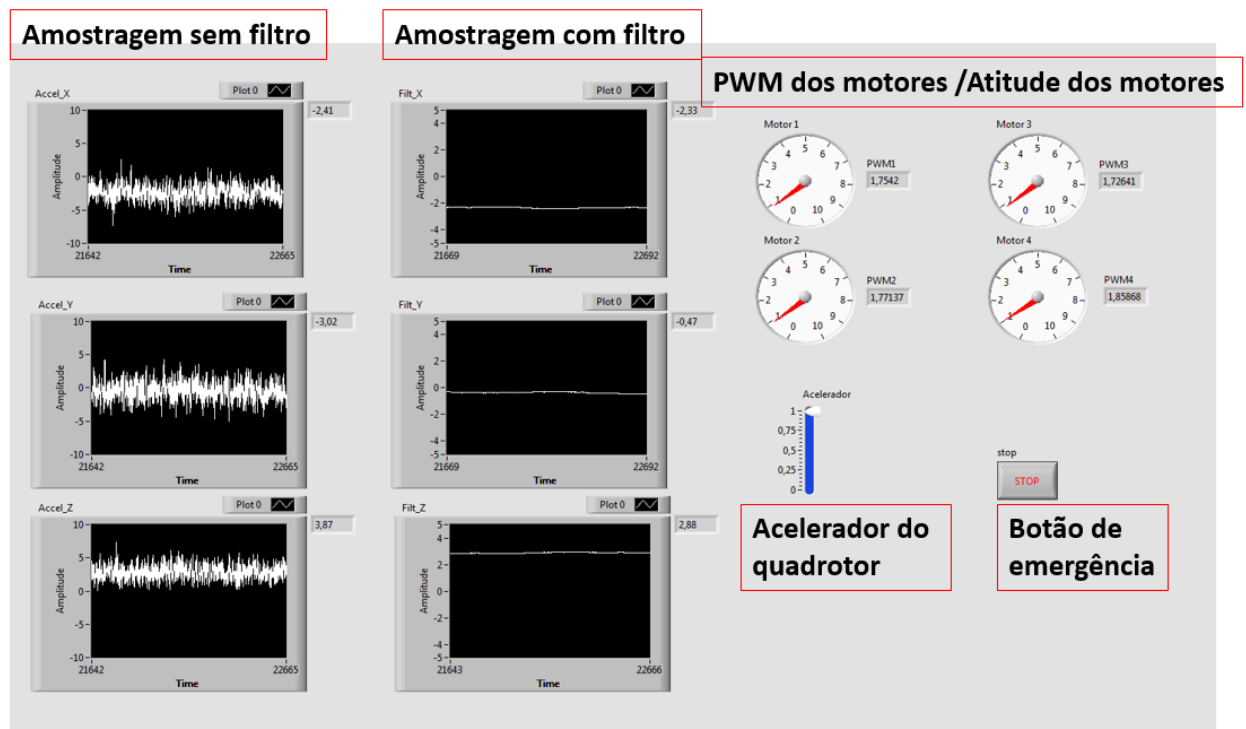


Figura 61 - Interface do modelo real.

Comparando os resultados da simulação com o sistema real, observou-se que os valores das velocidades angulares adquiridos estão próximos de zero em arfagem e rolagem, no entanto a velocidade angular de guinada não se encontra em zero devido a plataforma.

Avaliando os testes feito para as velocidades dos motores conforme o PWM que cada um deles recebem da matriz de controle e do controle nebuloso. Lembrando que o valor máximo calibrado é de 2ms no ESC (*Eletronic Speed Control*), mas por questão de segurança o valor máximo que o experimento vai chegar é de 1,8ms e sem hélices.

Para o acelerador (*throttle*) igual a 1. Pôde ser analisado que o PWM chegou próximo do valor limite máximo 1,8ms, conforme podemos observar na tabela 7. Nesta tabela tem os valores de acionamento inicial de cada motor também.

Tabela 7 - Limitações dos motores

Motores	PWM Mín. (ms)	PWM Máx. (ms)	PWM Mín. (%)	PWM Máx. (%)	Veloc. Mín (rpm)	Veloc. Máx (rpm)
M1	1,186	1,76	59,3	88	751,4	10647,84
M2	1,184	1,77	59,2	88,5	750,12	10708,29
M3	1,19	1,78	59,5	89	753,93	10768,83
M4	1,195	1,77	59,75	88	757,1	10647,84

Para a decolagem do quadrotor foi utilizado o valor calculado de 16,515% no PWM *Hovering*, visto na equação 37. A tabela 8 apresenta os valores calculado e os valores medidos para a estabilidade.

Tabela 8 - PWM *Hovering* para aplicação no modelo real

Motores	Calculado			Medido		
	PWM (ms)	PWM Hovering (%)	Veloc. (rpm)	PWM (ms)	PWM (%)	Veloc. Aprox. (rpm)
M1	0,33	16,515	19998,28	1,30285	65,14	2000
M2	0,34	17,015	2058,73	1,29261	64,63	2000
M3	0,35	17,515	2119,27	1,26797	63,39	2000
M4	0,33	16,515	19998,4	1,31158	65,58	2000

Os valores medidos para estabilizar o quadrotor encontram-se nos gráficos representados pela figura 62.

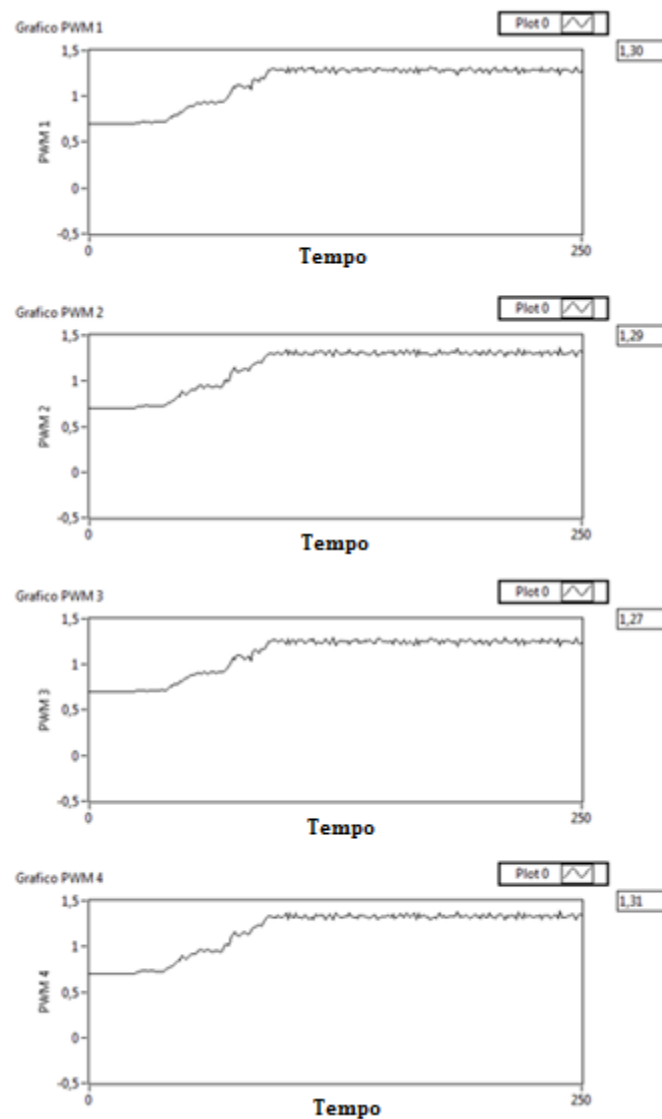


Figura 62 - Gráficos de PWM.

Além dos testes dos motores, foram feitos as análises de cada velocidade angular, conhecidos como rolagem (eixo x), arfagem (eixo y) e guinada (eixo z). Para a aquisição de cada parâmetro gerou-se um distúrbio no quadrotor em cada eixo, assim observado na figura 63.

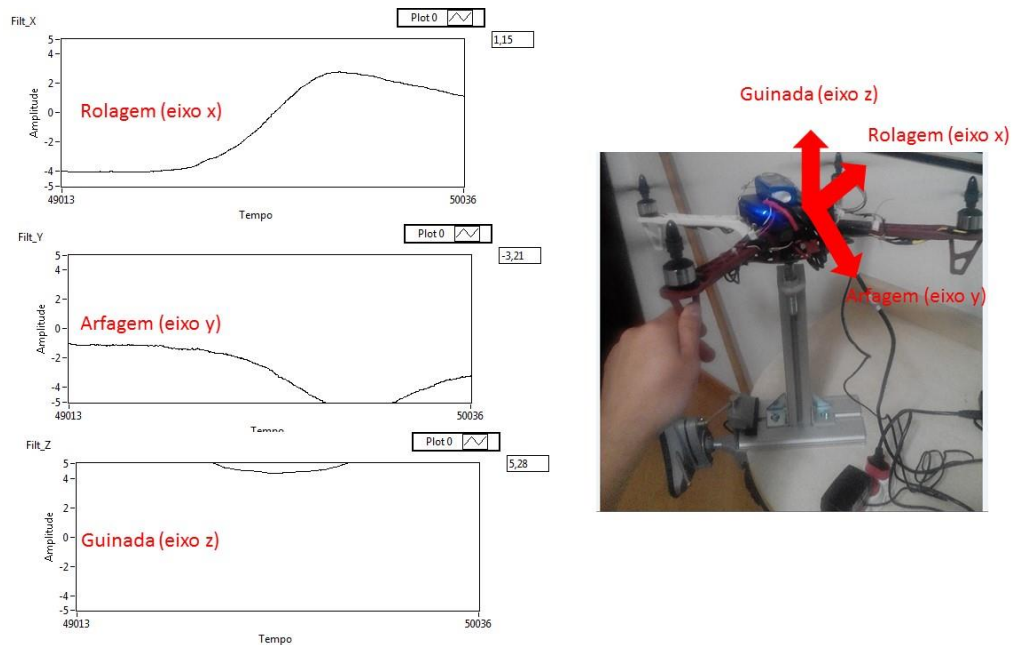


Figura 63 - Teste dos ângulos do quadrotor.

Observou-se que o controle interagiu com esses valores de velocidades angulares do sensor inercial os motores no eixo vermelho reduziu a velocidade e no eixo branco aumentou a velocidade forçando a estabilidade, mostrado na figura 64.



Figura 64 - Interface com distúrbio.

O sistema com o controle nebuloso, mesmo com grande variação, mantém constante os valores de PWM dos motores para estabilizar. A aquisição está ilustrado na figura 65.

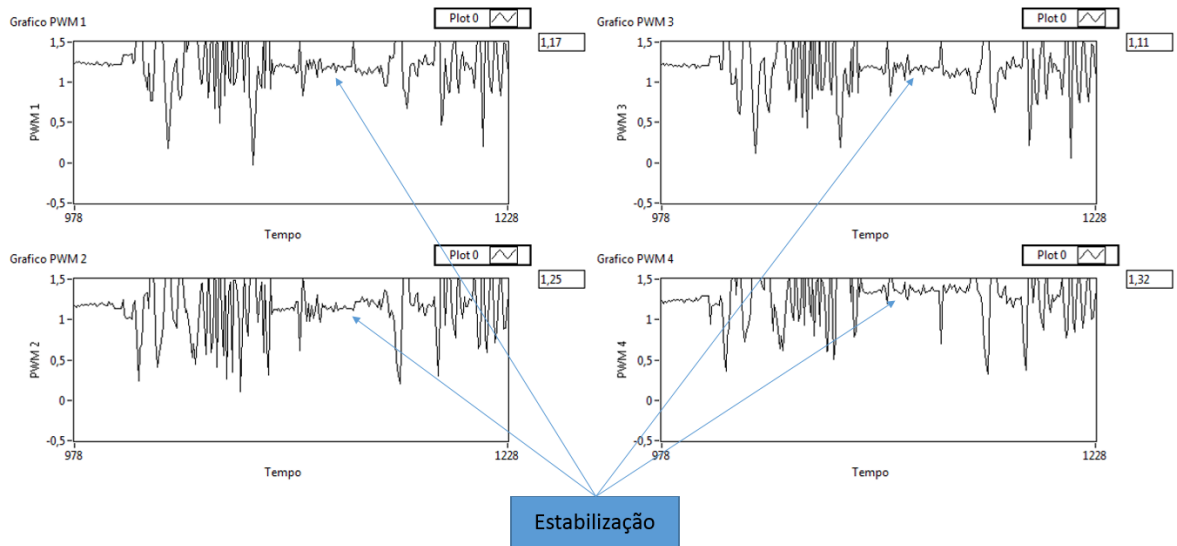


Figura 65 - Sinais de PWM com distúrbio

5.4.3 Comparação entre os testes na simulação e o real

Esta seção apresenta uma comparação entre os resultados obtidos nos testes de simulação e real. A figura 66 mostra a interface criada na plataforma LabVIEW™.

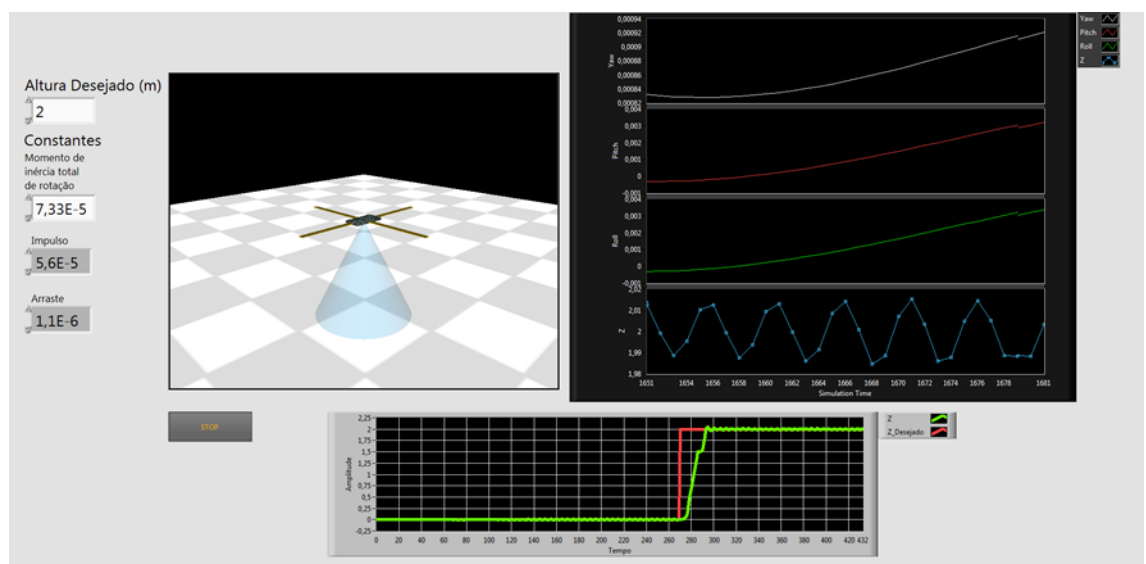


Figura 66 - Interface da simulação

Na figura 67 representa a estrutura de testes do sistema real. A plataforma é de alumínio com a junta esférica para suportar o quadrotor. Esta solução é para evitar

quaisquer tipo de acidente ou danos em componentes conforme citado em 5.4.2.3. Além disso, teve a falha de comunicação entre os dispositivos então a solução foi utilizar um sistema de ponto a ponto com a interface de controle. O *wifi* poderia ser utilizado, mas a compilação do código no myRIO é lento.

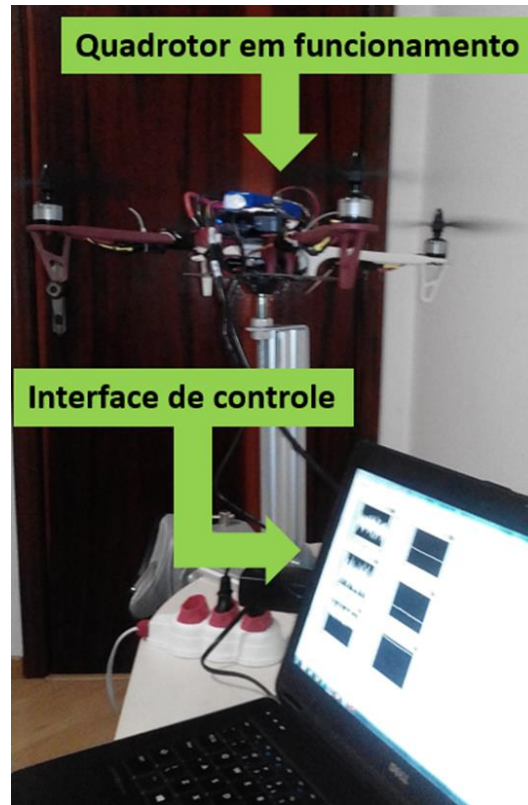


Figura 67 - Quadrotor e interface com controle

A comparação entre os sinais adquiridos no sistema real e simulado pode ser encontrada na figura 68. Estes são os ângulos de rolagem, de arfagem e de guinada na qual são os sinais de entrada da malha fechada para que tenha o controle da estabilização do quadrotor. No teste de simulação a dificuldade foi encontrar o modelo mais adequado para avaliar controlador nebuloso e para isso foi utilizado como base o modelo de (DOMINGUES, 2009).

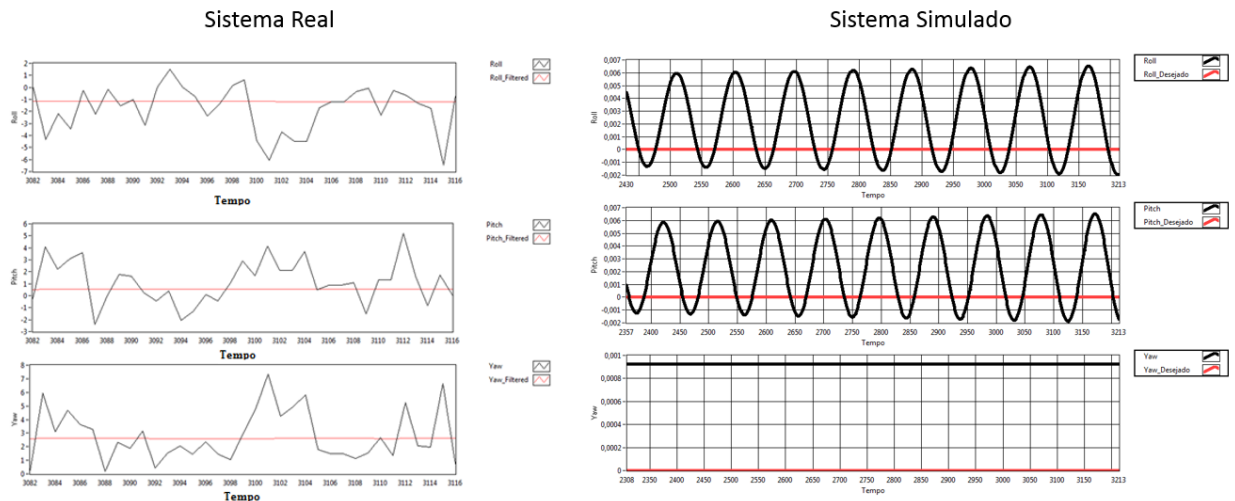


Figura 68 - Comparativo entre o teste simulado e real

A análise pode ser vista através da relação entre os valores desejados e os obtidos do modelo matemático representado pelo sistema simulado. Portanto essa variação é mínima, sendo de -0,0015 a 0,006 no ângulo de rolagem e de arfagem e de 0,0008 no ângulo de guinada.

A diferença entre o sistema real e o simulado foi a aquisição e filtragem dos sinais, pois os resultados dos testes de simulação estão inclusos na matemática do modelo. Então os distúrbios externos causados pelos ruídos, como pode ser visto no sistema real, não estão agregados. Porém para ter resultado devem ser tratados e fazer aquisição dos sinais filtrados para o experimento. Estes foram filtrados por filtros complementares, assim a variação foi reduzida afim de chegar nos valores esperados do sensor inercial. Portanto com estes efeitos foram obtidas respostas com importância para atingir um resultado eficiente e relevante para que o controle nebuloso responda de uma forma apropriada e primordial.

6 CONCLUSÕES

Analisando-se os resultados obtidos fica claro que a aplicação do método de controle PD nebuloso obteve sucesso e conseguiu estabilizar o modelo virtual implementado controlando a altura e os ângulos. Percebeu-se que os ângulos de rolagem e arfagem respondem mais rapidamente ao controle, devido às constantes de inércia serem de menor magnitude, sendo a rotação do eixo X nomeada de rolagem e a do eixo Y nomeada como arfagem. O ângulo de guinada representa a rotação no eixo Z que possui momento de inércia maior que dos outros eixos, ficando claro então o porquê de sua resposta ser mais lenta.

Na aplicação real, o modelo teve o resultado esperado, conforme visto nos capítulos anteriores o quadrotor teve adaptações em relação aos ganhos dos motores para ter uma resposta próximo do modelo virtual que não tem distúrbio ou influência externa, no entanto teve a implementação de um filtro complementar para o sensor. Ao término do experimento de cada parte como comunicação, filtros, controle, conversões matemáticas e os motores não serem ideais, pôde observar que a programação foi, conseqüentemente, adaptados ao longo do projeto, porém teve problemas de comunicação com o dispositivo myRIO, no entanto a solução para estes problemas foram a comunicação ponto a ponto. Desta maneira a solução com controle PD nebuloso teve um resultado satisfatório.

7 SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

Para trabalhos futuros é interessante analisar o sistema com o filtro de Kalman para comparar com o filtro complementar e o controle nebuloso utilizando outros métodos de inferência, como o Takagi-Sugeno, pois no ambiente LabVIEW™ não foi implementado e não foi criado pela empresa *National Instruments*.

Na mesma linha que o método de inferência o Método da Média dos Máximos de defuzzificação para ter uma comparação entre os resultados obtidos neste trabalho e selecionar a melhor solução.

Outro possível caminho é a utilização de gps e, ao se utilizar os programas necessários fazer com que o quadcopter percorra um caminho pré-definido sem a necessidade de intervenção humana, conseguindo detectar objetos e evitar possíveis colisões tendo total conhecimento da sua posição no espaço e como deve efetuar a ação dada por um usuário.

8 REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

BOUADALLAH, S., & SIEGWART, R. (2007). Full Control of a Quadrotor. *Conference on Intelligent Robots and Systems* (pp. 153-158). San Diego: IEEE/RSJ International.

BRESCIANI, T. (2008). *Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter*. Fonte: <http://www.control.lth.se/documents/2008/5823.pdf>

CAMACHO, L., & YUHAS, C. (2004). *Civil UAV Capability Assessment*. NASA Aeronautics Research Mission Directorate.

CANETTA, CARLO et al. (2007). *Quad-rotor unmanned aerial vehicle*. Columbia University, Final Report, Engineering Design, MECE, v. 3410.

CASTILHO, O., & MELIN, P. (2008). *Type-2 fuzzy logic*. Spring Berlin Heidelberg.

CHEN, G., & PHAM, T. T. (2000). *Introduction to fuzzy sets, fuzzy logic and fuzzy control systems*. CRC press.

DOMINGUES, M. B. (Outubro de 2009). *Quadrotor prototype*. Fonte: Instituto Superior Técnico: http://dspace.ist.utl.pt/bitstream/2295/574042/1/Tese_de_Mestrado.pdf

GEEKMOMPROJECTS. < <http://www.geekmomprojects.com/mpu-6050-redux-dmp-data-fusion-vs-complementary-filter/> > Acesso em: 10 de junho de 2016

GRZONKA, S., GRISETTI, G., & BURGARD, W. (2012). A Fully Autonomous Indoor Quadrotor. *IEEE Transactions on Robotics* (pp. 28(1), 90-100). IEEE Transactions on Robotics.

Hobbyking. Disponível em: <<http://www.hobbyking.com/hobbyking/store/index.asp>>. Acesso em: 2 de março de 2016.

KLIR, GEORGE J.; YUAN, BO. (1995). *Fuzzy sets and fuzzy logic*. New Jersey: Prentice Hall.

KNAPP, B.R. (2004) *Fuzzy Sets and Pattern Recognition*. Universidade de Princeton Disponível em <<http://www.cs.princeton.edu/courses/archive/fall07/cos436/HIDDEN/Knapp/fuzzy.htm>> Acessado em 09 de abril de 2016.

MENDEL, JERRY M. (1995). Fuzzy logic systems for engineering: a tutorial. *Proceedings of the IEEE*, v. 83, n. 3, p. 345-377.

NETO, A. A. (2008). *Geração de Trajetórias para Veículos Aéreos Autônomos Não-Tripulados*. Belo Horizonte: Universidade Federal de Minas Gerais.

NIMYRIO. Disponível em: < <http://www.ni.com/myrio/pt/> > Acesso em: 11 de abril de 2016.

MÁQUINAS DE ESTADOS. Disponível em :< <http://www.ni.com/academic/students/learn-rio/state-machine/pt/> > Acesso em: 13 de junho de 2016.

RIZOL, P. M. (2008). *Introdução a lógica Difusa*. Guaratinguetá: UNESP.

RODRIGUEZ, C.F.O. (2010). Estudo de aplicação utilizando controladores fuzzy. 2010. Trabalho de graduação (Graduação em Engenharia Elétrica) – Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá.

ROSS, TIMOTHY J. (2009) *Fuzzy logic with engineering applications*. John Wiley & Sons.

SANTANA, H. D., & BRAGA, A. M. (Julho de 2008). *UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA*. Fonte: SITE DA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA: <http://lara.unb.br/~gaborges/arquivos/pf.pedro.santana.marcelo.braga.2008.1.pdf>

SIMÕES, MARCELO G. (2010). *Introduction to fuzzy control*. Colorado School of Mines, Engineering Division, Golden, Colorado.

SIVANANDAM, S. N., SUMATHI, S., & DEEPA, S. N. (2007). *Introduction to Fuzzy using Matlab*. Berlin: Springer.

VALAVANIS, P. K. (2007). *Advances in Unmanned Aerial Vehicles: State of the Art and the Road to Autonomy*. Springer.

WAHARTE, S., & TRIGONI, N. (2010). Supporting Search and Rescue Operations with UAVs. *International Conference* (pp. 142-147). Oxford: IEEE.

APÊNDICE A – ESTRUTURA DO CÓDIGO MATLAB DO MODELO MATEMÁTICO.

%Definição parâmetros do sistema

%Corpo

$M = 0.256$; %kg

$W = 0.145$; %m

$H = 0.021$;

$L = 0.21$;

%Haste

$m = 0.2$;

$l = 0.5$;

$m_{tot} = M + 4*m$; %peso total

$g = 9.81$; %gravidade

$l_{prop} = 0.225$; %comprimento entre COM do quadrotor e a hélice

%Matriz de inércia

$I_{xx_p} = M*(W^2/12 + H^2/12)$;

$I_{yy_p} = M*(L^2/12 + H^2/12)$;

$I_{zz_p} = M*(L^2/12 + W^2/12)$;

$I_{xx_m} = 0$;

$$I_{yy_m} = m \cdot l^2;$$

$$I_{zz_m} = m \cdot l^2;$$

$$I_x = I_{xx_p} + I_{yy_m} + I_{zz_m}; \quad \%I_x = I_{xx_p} + 2 \cdot m \cdot L^2$$

$$I_y = I_{yy_p} + I_{yy_m} + I_{zz_m}; \quad \%I_y = I_{yy_p} + 2 \cdot m \cdot L^2$$

$$I_z = I_{zz_p} + 4 \cdot I_{zz_m}; \quad \%I_z = I_{zz_p} + 4 \cdot m \cdot L^2$$

$$\omega_{1sq} = \omega_1^2;$$

$$\omega_{2sq} = \omega_2^2;$$

$$\omega_{3sq} = \omega_3^2;$$

$$\omega_{4sq} = \omega_4^2;$$

%Equação de movimento

%omegas são as velocidades das hélices

$$U_1 = b \cdot (\omega_{1sq} + \omega_{2sq} + \omega_{3sq} + \omega_{4sq});$$

$$U_2 = l_{prop} \cdot b \cdot (-\omega_{2sq} + \omega_{4sq});$$

$$U_3 = l_{prop} \cdot b \cdot (-\omega_{1sq} + \omega_{3sq});$$

$$U_4 = d \cdot (-\omega_{1sq} + \omega_{2sq} - \omega_{3sq} + \omega_{4sq})$$

$$\omega = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4;$$

%Trig computations

$$spsi = \sin(\psi);$$

$$cpsi = \cos(\psi);$$


```
stheta = sin(theta);
```

```
sphi=sin(phi);
```

```
cphi = cos(phi);
```

```
%State Variables
```

```
x_2dot = (spsi*sphi+cpsi*stheta*cphi)*U1/m_tot;
```

```
y_2dot = (-cpsi*sphi+spci*stheta*cphi)*U1/m_tot;
```

```
z_2dot = -g+(cos(theta)*cphi)*U1/m_tot;
```

```
phi_2dot      =      (theta_dot*psi_dot*(Iy-Iz)/Ix)+(theta_dot*J*omega/Iy)+  
(l_prop*U2/(Iy));
```

```
theta_2dot     =(phi_dot*psi_dot*(Iz-Ix)/Iy)-(phi_dot*J*omega/Iy)+(l_prop*  
U3/(Ix));
```

```
psi_2dot = (theta_dot*phi_dot*(Ix-Iy)/Iz)+U4/(Iz);
```

APÊNDICE B – CÓDIGO DE CALIBRAÇÃO DO CONTROLE ELETRÔNICO DE VELOCIDADE (ESC).

