



RODOLFO CASTRO E SILVA

**CONSTRUÇÃO E CONTROLE DE UM VEÍCULO QUADRIRROTOR USANDO
LÓGICA NEBULOSA**

Profa. Dra. Suely Cunha Amaro Mantovani

Orientadora

Ilha Solteira

2017

PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA

RODOLFO CASTRO E SILVA

**CONSTRUÇÃO E CONTROLE DE UM VEÍCULO QUADRIRROTOR
USANDO LÓGICA NEBULOSA**

**Dissertação de Mestrado apresentada à
Faculdade de Engenharia - UNESP -
Câmpus de Ilha Solteira, como parte dos
requisitos exigidos para obtenção do
título de Mestre em Engenharia Elétrica.
Área de Conhecimento: Automação.**

**PROFA. DRA. SUELY CUNHA AMARO MANTOVANI
Orientadora**

Ilha Solteira

2017

FICHA CATALOGRÁFICA
Desenvolvido pelo Serviço Técnico de Biblioteca e Documentação

S586c Silva, Rodolfo Castro e.
Construção e controle de um veículo quadrrrotor usando lógica nebulosa /
Rodolfo Castro e Silva. -- Ilha Solteira: [s.n.], 2017
96 f. : il.

Dissertação (mestrado) - Universidade Estadual Paulista. Faculdade de
Engenharia de Ilha Solteira. Área de conhecimento: Automação, 2017

Orientador: Suely Cunha Amaro Mantovani
Inclui bibliografia

1. Controlador nebuloso. 2. Lógica nebulosa. 3. VANT. 4. Quadrrrotor. 5.
Arduino mega 2560.

CERTIFICADO DE APROVAÇÃO

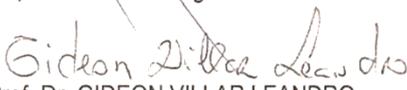
TÍTULO DA DISSERTAÇÃO: Construção e controle de um veículo quadrirrotor usando lógica nebulosa

AUTOR: RODOLFO CASTRO E SILVA
ORIENTADORA: SUELY CUNHA AMARO MANTOVANI
COORIENTADOR: NOBUO OKI

Aprovado como parte das exigências para obtenção do Título de Mestre em ENGENHARIA ELÉTRICA, área: AUTOMAÇÃO pela Comissão Examinadora:


Profa. Dra. SUELY CUNHA AMARO MANTOVANI
Departamento de Engenharia Elétrica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira


Prof. Dr. CARLOS ROBERTO MINUSSI
Departamento de Engenharia Elétrica / Faculdade de Engenharia de Ilha Solteira


Prof. Dr. GIDEON VILLAR LEANDRO
Departamento de Engenharia Elétrica / Universidade Federal do Paraná

Ilha Solteira, 17 de março de 2017

AGRADECIMENTOS

Aos meus pais, Manassés Antonio da Silva e Gleice Cabral de Castro, pelo amor e apoio em todos os momentos de minha vida e que me ensinaram a não desistir.

Aos meus irmãos, Izabela Castro e Silva e Pedro Castro e Silva, e minha avó, Leopoldina da Silva Castro, que me transmitem energias positivas em meus momentos de fraqueza.

A minha orientadora, Professora Dra. Suely Cunha Amaro Mantovani, pela oportunidade, paciência, esforço, confiança e os ensinamentos transmitidos durante a pesquisa.

Aos técnicos de laboratório, principalmente ao técnico Valdemir Chaves pelo tempo dedicado à construção do protótipo do projeto.

Aos meus amigos, Jovanny Bedoya Guapacha, Aref Sakr, Thiago Rodrigues Pentiado e Luiz Henrique Vitti Felão pela amizade e apoio ao trabalho.

Aos meus companheiros de república, que nos momentos de dificuldade estiveram presentes para me apoiar e ouvir, compartilhando os momentos de alegria.

A todos os colegas da Pós-graduação e graduação da UNESP-FEIS, pelos conselhos e pelos momentos, sendo estes bons ou ruins, compartilhados durante esta etapa da minha vida.

Ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq) pelo apoio financeiro por meio da bolsa de estudos.

E a todos aqueles que de alguma forma fizeram parte desta etapa, e que por descuido possa ter esquecido de citar, meus sinceros agradecimentos.

Muito Obrigado!

“Every day you may make progress. Every step may be fruitful. Yet there will stretch out before you an ever-lengthening, ever-ascending, ever-improving path. You know you will never get to the end of the journey. But this, so far from discouraging, only adds to the joy and glory of the climb.” – Winston Churchill

RESUMO

Tem-se como proposta neste trabalho apresentar a montagem de um protótipo de um veículo aéreo não tripulado, visando seu controle de orientação em voo pairado, utilizando um algoritmo inteligente - Lógica nebulosa. Dos vários modelos para a construção destes veículos, optou-se por montar o tipo quadricóptero (quatro motores) que é um dos modelos mais simples, composto por quatro hélices contrarrotoras que estabilizam o seu movimento. O controle embarcado em uma plataforma Arduino deve permitir a estabilização em torno dos eixos X, Y e Z, com o auxílio de sensores, acelerômetro e giroscópio triaxiais. A avaliação da eficiência do controlador nebuloso se obteve por meio de simulações realizadas no MATLAB/Simulink, cujos resultados indicam o seu correto funcionamento.

Palavras-chave: Quadricóptero, Veículo aéreo não tripulado, Arduino, Lógica nebulosa.

ABSTRACT

It is proposed to present the assembly of a prototype of an unmanned aerial vehicle, aiming its orientation control for hovering flight, using an intelligent algorithm – fuzzy logic. There are many models available for the construction of these vehicles, so it was decided to make the quadrirotor type (with four rotors) which is one of the simplest models, consisting of four counter-rotating propellers that stabilize its movement. The control embedded on an Arduino platform should allow its stabilization around the X, Y and Z axes, with sensors assistance, such as an accelerometer and a gyroscope, both triaxial. The evaluation of the nebulous controller efficiency was obtained through simulations performed in MATLAB / Simulink, whose results indicate its correct functioning.

Keywords: Quadrirotor, Quadcopter, Unmanned aerial vehicle, Arduino, Fuzzy logic.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Maquete virtual do modelo Bréguet-Richet Gyrocopter No. 1. -----	22
Figura 2 – Veículo Terrafugia TF-X virtualizado (protótipo). -----	22
Figura 3 – Configuração do quadrrrotor. -----	26
Figura 4 – Movimentos completos para o quadrrrotor. -----	27
Figura 5 – Atitudes do quadrrrotor. -----	28
Figura 6 – Sistemas de coordenadas <i>Terra</i> (inerciais) e <i>Corpo</i> (quadrrrotor). -----	30
Figura 7 – Haste ℓ do quadrrrotor. -----	34
Figura 8 – Estrutura (<i>frame</i>) construída. -----	40
Figura 9 – Arquitetura interna de um motor <i>brushless</i> . -----	41
Figura 10 – Motor EMAX FC-2822 e suas especificações. -----	42
Figura 11 – Hélice tratora e hélice propulsora. -----	42
Figura 12 – (a) Hélice GWS <i>Slowfly</i> de duas pás e (b) Hélice <i>Slowfly</i> Hobbyking com três pás. -----	43
Figura 13 – ESC Q Brain 4 x 20A. -----	44
Figura 14 – Acelerômetro e Giroscópio MPU-6050. -----	46
Figura 15 – Controle remoto via rádio Hobbyking T6A <i>Mode 2</i> . -----	47
Figura 16 – Controle em malha fechada. -----	48
Figura 17 – Arduino Mega 2560 R3. -----	49
Figura 18 – (a) Fullymax 2200 mAh e (b) Turnigy Nano-tech 1000 mAh. -----	51
Figura 19 – Balanceador de hélices. -----	52
Figura 20 – (a) Dinamômetro e o atuador pronto para os testes, (b) Fototacômetro para aferir as RPM e (c) Alicate amperimétrico ICEL AD-7900. -----	53
Figura 21 – Corrente x Empuxo x <i>Setpoint</i> . -----	56
Figura 22 – Leitura dos sensores (MPU-6050). -----	57
Figura 23 – Leitura dos sensores calibrados em (a) ângulo de <i>roll</i> , (b) ângulo de <i>pitch</i> e (c) ângulo de <i>yaw</i> . -----	58
Figura 24 – Formatos de funções de pertinência. -----	63
Figura 25 – Modelo do controlador nebuloso. -----	63
Figura 26 – Exemplo de fuzzificação das variáveis de entrada x e y. -----	64
Figura 27 – Agregação de conjuntos. -----	66
Figura 28 – Controlador nebuloso proposto para a estabilidade da aeronave. -----	69
Figura 29 – Função de pertinência associada a “variação do erro angular”. -----	69
Figura 30 – Funções de pertinência associadas a ‘velocidade angular’. -----	70
Figura 31 – Funções de pertinência da saída. -----	71
Figura 32 – Blocos do Simulink para o sistema quadrrrotor. -----	73
Figura 33 – Bloco 2 - Atitudes desejadas. -----	74
Figura 34 – Bloco 3 - Controlador de Atitudes (FLC). -----	75
Figura 35 – Bloco 4 - Misturador. -----	76
Figura 36 – Bloco 5 - Quadrrrotor. -----	77
Figura 37 – Resposta ao degrau desejado. (a) Ângulo Phi (ϕ), (b) Ângulo Theta (θ) e (c) Ângulo Psi (ψ). -----	79

Figura 38 – Resposta ao degrau do controlador da altura. -----	80
Figura 39 – Diagrama de blocos do sistema quadrrrotor, sistema embarcado e rádio receptor. -----	81
Figura 40 – Protótipo do Quadrrrotor. -----	82
Figura 41 – Fluxograma de controle do quadrrrotor embarcado no Arduino. -----	84
Figura 42 – Leitura dos sensores com os motores ligados, sem inclinação (a) Ângulo de <i>roll</i> e (b) Ângulo de <i>pitch</i> . -----	86
Figura 43 – Resposta a um degrau (com inclinação) para leitura dos sensores com os motores ligados, a) Ângulo de <i>roll</i> e b) Ângulo de <i>pitch</i> . -----	87
Figura 44 – PWM a aproximadamente 25% e medição da variação do <i>duty cycle</i> . a) PWM dos motores 1 e 3. b) PWM dos motores 2 e 4. -----	88
Figura 45 – Sinais PWM variando nos eixo X e Y. a) Variação da inclinação dos motores 1 e 3. b) Variação da inclinação dos motores 2 e 4. c) Situação inversa de (a). d) Situação inversa de (b). -----	89
Figura 46 – Comportamento dos motores durante variações no eixo oposto. a) Motores 2 e 4 durante as variações em 1 e 3. b) Motores 1 e 3 durante oscilações em 2 e 4. -----	90
Figura 47 – Ensaio de voo com o quadrrrotor amparado por cordas de sustentação. -----	90
Figura 48 – Voo preliminar de baixa altitude controlado por controle remoto e utilizando uma única bateria. ---	91

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Resultado dos testes de empuxo por velocidade angular, em rpm. -----	54
Tabela 2 – Resultado dos testes de empuxo por velocidade angular em rad/s. -----	54
Tabela 3 – Resultado do Teste 1 de empuxo por corrente drenada. -----	55
Tabela 4 – Resultado do Teste 2 de empuxo por corrente drenada. -----	55
Tabela 5 – Base de Regras do controlador nebuloso. -----	71
Tabela 6 – Parâmetros do modelo do quadrrrotor. -----	78
Tabela 7 – Estrutura do quadrrrotor (componentes e peso). -----	82

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AMA	Academy of Model Aeronautics
ANATEL	Agência Nacional de Telecomunicações
BLDC	Brushless Direct Current Motors
CBT	Companhia Brasileira de Tratores
CCW	Counter-clockwise (anti-horário)
COG	Center of Gravity
CTA	Centro Técnico Aeroespacial
CW	Clockwise (horário)
DMP	Digital Motion Processor
DOF	Degrees of Freedom
eFLL	Embedded Fuzzy Logic Library
ESC	Electronic Speed Controller
EUA	Estados Unidos da América
FAA	Federal Aviation Administration
FLC	Fuzzy Logic Controller
I/O	Input/Output
PC	Inter-integrated Circuit
IDE	Integrated Development Environment
IMU	Inertial Measurement Unit
LiPo	Lithium-ion Polymer
LQR	Linear-Quadratic Regulator
MAAC	Model Aeronautics Association of Canada
MAV	Micro Aerial Vehicle
MEMS	Micro-electro-mechanical Systems
MPU	Microprocessor Unit
OS4	Omnidirectional Stationary Flying Outstretched Robot 4
PCI	Placa de Circuito Impresso
PID	Proporcional, Integral e Derivativo
PVC	Policloreto de Polivinila
PWM	Pulse Width Modulation
RPM	Rotações por minuto

SCL	Serial Clock Line
SDA	Serial Data Line
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UHF	Ultra High Frequency
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VTOL	Vertical Take-off and Landing

LISTA DE SÍMBOLOS E VARIÁVEIS

Descrição	Símbolo	Unidade
Acelerações angulares	$\dot{P}, \dot{Q} \text{ e } \dot{R}$	rad/s ²
Acelerações lineares	$\dot{X}, \dot{Y} \text{ e } \dot{Z}$	m/s ²
Eixos cartesianos	x, y e z	-
Força peso	$m \cdot g$	N
Momentos atuantes	$M_x, M_y \text{ e } M_z$	N.m
Gravidade	\vec{F}_g	m/s ²
Haste ℓ (braço)	ℓ	m
Massa	m	kg
Matriz de rotação	S	-
Matriz de inércia	I	kg.m ²
Motores	$M_1, M_2, M_3 \text{ e } M_4$	-
Orientações	$\phi, \theta \text{ e } \psi$	rad
Posições	X, Y e Z	m
Referencial Terra/Corpo	$\mathcal{F}_c \text{ e } \mathcal{F}_t$	-
Empuxos	τ	N
Velocidades angulares	P, Q, R	rad/s
Velocidades lineares	U, V, W	m/s

Sumário

1. INTRODUÇÃO	17
1.1. OBJETIVOS	19
1.2. MOTIVAÇÃO E CONTRIBUIÇÃO DA DISSERTAÇÃO	19
1.3. ORGANIZAÇÃO DO TEXTO	20
2. REFERENCIAL TEÓRICO	21
2.1. HISTÓRIA DOS QUADRIRROTORES	21
2.2. ESTADO DA ARTE	23
2.2.1. Comentários	24
2.3. PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DE UM VANT QUADRIRROTOR	25
3. MODELAGEM MATEMÁTICA	29
3.1. SISTEMA DE COORDENADAS	29
3.2. DINÂMICA DO SISTEMA DO QUADRIRROTOR.....	30
3.3. NEWTON-EULER E AS FORÇAS E MOMENTOS DO QUADRIRROTOR	32
3.4. EQUAÇÕES DA CINEMÁTICA E OS ÂNGULOS DE EULER	34
4. COMPONENTES DO QUADRIRROTOR E OS ENSAIOS	38
4.1. ESTRUTURA	39
4.2. CONJUNTO DE ATUADORES – MOTORES E HÉLICES	40
4.2.1. Motores BLDC	40
4.2.2. Hélice propulsora.....	42
4.3. CONTROLADOR ELETRÔNICO DE VELOCIDADE (ESC)	43
4.4. SENSORES – UNIDADE DE MEDIÇÃO INERCIAL (IMU)	44
4.5. RÁDIO TRANSMISSOR / RECEPTOR	46
4.6. PLACA CONTROLADORA DO SISTEMA QUADRIRROTOR.....	47
4.7. SELEÇÃO DA BATERIA	49
4.8. ENSAIOS.....	51
4.8.1. Ensaio com o conjunto de atuadores	52

4.8.2. Ensaio com o IMU	56
5. FUNDAMENTOS DA LÓGICA NEBULOSA.....	59
5.1. HISTÓRICO	59
5.2. CONJUNTOS NEBULOSOS.....	60
5.3. OPERAÇÕES BÁSICAS ENTRE CONJUNTOS NEBULOSOS	61
5.4. FUNÇÕES DE PERTINÊNCIA.....	62
5.5. A FUZZIFICAÇÃO E O PROCESSO DE INFERÊNCIA	64
6. PROPOSTA DE UM CONTROLADOR NEBULOSO PARA O QUADRIRROTOR	68
6.1. DIAGRAMA DE BLOCOS DO CONTROLADOR	68
6.2. FUNÇÕES DE PERTINÊNCIA DO CONTROLADOR.....	69
6.3. DEFINIÇÃO DA BASE DE REGRAS	70
6.4. DEFUZZIFICAÇÃO	72
6.5. SIMULAÇÕES EM AMBIENTE VIRTUAL.....	72
6.5.1. Sistema simulado	73
7. RESULTADOS DOS TESTES COM O SISTEMA EMBARCADO NA PLANTA REAL.....	81
7.1. DIAGRAMA DE BLOCOS GERAL DO SISTEMA.....	81
7.2. PROTÓTIPO DO QUADRIRROTOR DESENVOLVIDO.....	82
7.3. FLUXOGRAMA DE CONTROLE.....	83
7.4. TESTES PRÁTICOS COM O QUADRIRROTOR	85
7.4.1. Testes preliminares com o IMU	85
7.4.2. Testes para geração do sinal de PWM.....	87
8. CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS	92
REFERÊNCIAS	93
APÊNDICE A	93

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

Nos últimos anos cresceu muito a popularidade dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) assim como o investimento em pesquisa. Este crescimento foi impulsionado pelo surgimento de diferentes aplicações, de civis a militares, que fazem uso dessa nova tecnologia. Dentre os veículos que lideram este avanço, estão os de pouso e de decolagem vertical, VTOL (do inglês *Vertical Take-off and Landing*), que são capazes de decolar, pousar e pairar de forma vertical, isto é sem se moverem significativamente no plano horizontal.

Os VANTs, também conhecidos como UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) ou *drones*, são aeronaves capazes de se locomover sem que um piloto esteja tripulando. O controle de orientação e de trajetória é realizado por um circuito remoto e/ou embarcado, contendo sensores capazes de manter e corrigir sua navegação e equilíbrio e sem a necessidade de interferência humana direta, permitindo assim, seu deslocamento e o desenvolvimento de suas funções.

Um VANT pode assumir diversas configurações no que diz respeito à complexidade e à disposição de seus rotores, os principais são os de asa fixa, os de asas articuladas e os veículos de pouso e decolagem vertical (do inglês, *Vertical Take-off and Landing* (VTOL), como os helicópteros. Neste último, há um subconjunto, que é o objeto deste trabalho, o multirrotor. (ERGINER; ALTUĞ, 2007).

Os multirrotores consistem em veículos com três ou mais motores acoplados a hélices, os quais são dispostos de forma simétrica em relação ao centro de gravidade da aeronave. Neste trabalho, aborda-se o modelo quadrirrotor, com quatro pares de atuadores (motor e hélice), em formato cruciforme, também conhecido como quadricóptero. Esta configuração associa a capacidade, simplicidade mecânica e flexibilidade em manobras (HOFFMANN et al., 2004). O quadrirrotor, vem sendo aplicado em diversas atividades que são perigosas e de difícil acesso aos seres humanos, tais como, em mapeamento de áreas, manutenção em linhas de transmissão, resgate, supervisão de fronteiras, agricultura de precisão, segurança, lazer e etc.

Os veículos multirrotores possuem inúmeras vantagens se comparados a outros VANT, entre essas, a capacidade de se manter em uma posição estática no ar, voar em

qualquer direção e em baixas velocidades, e decolar e aterrissar na vertical. Este comportamento assemelha-se a helicópteros convencionais, mas com maior estabilidade devido a quantidade de rotores. Uma desvantagem é a autonomia de voo, se comparado aos VANT com asas fixas, devido a sua baixa aerodinâmica, necessitando assim uma maior quantidade de energia para manter sua sustentação.

O controle de movimento é feito através da variação de velocidade relativa entre os quatro rotores, estando as hélices dispostas de forma contrarrotoras para que o veículo esteja estabilizado e possa se movimentar. Para se atingir o controle total deste tipo de aeronave podem-se aplicar várias metodologias, todas visando o domínio das variáveis de estado pertencentes ao projeto. Os quadricópteros têm sido usados como plataforma de teste nos últimos anos por universidades e centros de pesquisas (COSTA, 2008; ZANGENEHPOUR, DEGHAN; ASAEI, 2010).

Quadricópteros têm 6 graus de liberdade (do inglês *Degrees of Freedom* – DOF) e somente quatro motores para controlar. Três desses graus se referem a posição: altura, movimentos verticais e horizontais; os outros três são relacionados com a orientação: *roll*, *pitch* e *yaw*. Por isso, trata-se de um sistema instável, sendo seu controle complexo. Uma forma de controle deve ser implementada, robusta o suficiente para lidar com perturbações externas (por exemplo, rajadas de vento), incertezas paramétricas, erros de modelagem e para que a aeronave possa voar de forma semi ou completamente autônoma (KLUG; DRIESSEN, 2015).

No projeto de um quadricóptero, por envolver o conhecimento de diversas áreas, incluindo a programação, eletrônica, mecânica e o controle, principalmente, aumenta a complexidade da construção e a sua modelagem, exigindo uma definição mais precisa dos materiais e componentes empregados, entre esses, motores, hélices, baterias, controladores de velocidade e etc. Destaca-se que o desenvolvimento deste tipo de aeronave em miniatura, não é novo, porém somente tornou-se possível com o avanço tecnológico na área de materiais MEMS (*Micro-Electro-Mechanical Systems*) com o encapsulamento dos sensores (acelerômetros, giroscópios e bússolas), baterias com o melhoramento de sua relação carga-massa e também o avanço na teoria de controle.

O estudo da dinâmica e da cinemática é necessário para o entendimento do comportamento do quadricóptero. Junto a modelagem, o algoritmo de controle definido para a estrutura é muito importante para alcançar a sua estabilidade.

Neste trabalho apresenta-se a construção e o desenvolvimento do controle para um quadricóptero, usando Lógica nebulosa visando o controle em voo pairado.

1.1. OBJETIVOS

Tem-se como proposta a montagem de um protótipo de um veículo aéreo não tripulado (VANT) do tipo quadricóptero usando materiais de baixo custo e o seu controle, visando automatizar a função de um piloto mantendo a estabilidade dos eixos durante voo pairado. O controle embarcado utiliza a lógica nebulosa de modo a tornar o sistema mais robusto e flexível, e que permitirá a estabilização em torno dos eixos X, Y e Z, por meio do auxílio de sensores inerciais (um acelerômetro e giroscópio), comandados por uma placa Arduino Mega 2560 R3.

O VANT quadricóptero deve decolar e pousar em área limitada, voar em baixa velocidade, a uma baixa altitude em voo pairado, visando a sua aplicação na detecção de falhas de plantio, na agricultura.

1.2. MOTIVAÇÃO E CONTRIBUIÇÃO DA DISSERTAÇÃO

Neste trabalho a motivação inclui o desafio da construção e o controle de um quadricóptero usando lógica nebulosa, dimensionado para ser aplicado na agricultura. Teve-se como referência o trabalho de Domingues (2009). Podem-se enumerar como contribuição os seguintes aspectos:

- Dimensionamento de um protótipo de baixo custo;
- Modelagem Dinâmica do sistema;
- Desenvolvimento de um controlador nebuloso para manter o veículo em voo pairado;
- Simulação do controlador usando MATLAB/Simulink;
- Algoritmo de controle embarcado em uma plataforma de desenvolvimento, Arduino Mega.

1.3. ORGANIZAÇÃO DO TEXTO

O texto encontra-se dividido em 8 capítulos. Além desta introdução, no capítulo 2 apresenta-se um referencial teórico sobre o VANT do tipo quadricóptero, com informações sobre a história dessa aeronave, estado da arte e sua teoria de movimento. Apresenta-se no capítulo 3 a modelagem matemática de um veículo quadricóptero (com seis graus de liberdade), referente a dinâmica e a cinemática, utilizada para definir o modelo. No capítulo 4, abordam-se as informações sobre os componentes utilizados na construção do protótipo e os ensaios realizados no conjunto de atuadores (medição de empuxo gerado e velocidade angular atingida) e o consumo de carga dos motores. Faz-se no capítulo 5 uma introdução à lógica nebulosa, fornecendo os subsídios para o entendimento do controlador nebuloso implementado. No capítulo 6, faz-se a simulação do controlador nebuloso proposto para o quadricóptero usando o Simulink/MATlab. Os resultados obtidos em testes com a planta real são descritos no capítulo 7. No capítulo 8 têm-se as considerações finais sobre o trabalho e sugestões para trabalhos futuros.

CAPÍTULO 2

Referencial Teórico

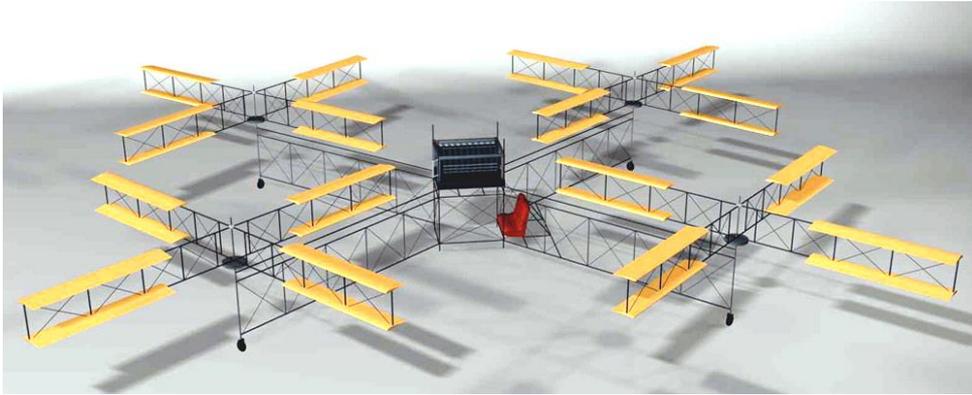
Neste item, apresenta-se o estado da arte dos quadrirrotores onde se reporta alguns trabalhos publicados envolvendo a construção e o controle para a sua estabilidade por meio de algoritmos inteligentes, tais como, a Lógica nebulosa, Redes Neurais e outros. As configurações e o funcionamento completam o referencial teórico sobre os quadrirrotores visando fornecer os fundamentos necessários para a realização do projeto.

2.1. HISTÓRIA DOS QUADRIRROTORES

Louis Bréguet e seu irmão Jacques Bréguet iniciaram durante o século 20, um estudo com experimentos sobre helicópteros, sob a orientação do acadêmico e cientista Charles Richet. Em 1907, um dos experimentos, mostrado na Figura 1, obteve algum êxito, o *Bréguet-Richet Gyrocopter No. 1*, como ficou conhecido, era tripulado por um piloto, tinha o formato de um quadrirrotor e registrou a marca de 4,99 *ft* (1,52m) de altitude com o tempo de um minuto de autonomia de voo (BOULET, 1982).

Daquela época em diante, os estudos com os quadrimotores foram aumentando por conta de investimentos junto à academia. Em 1920 surge o modelo *Oehmichen No. 2*, desenvolvido por Ettiënne Oehmichen (MUNSON, 1969). Oehmichen era formado em engenharia pela *École Central de Paris*. Em 1922, nos EUA (Estados Unidos da América), surgiu o modelo conhecido como *Bothezat*, projetado e construído pelo Dr. George de Bothezat e Ivan Jerome (LAMBERMONT; PIRIE, 1958).

Figura 1 – Maquete virtual do modelo Bréguet-Richet Gyrocopter No. 1.



Fonte: Monash University (2002)

Apesar das tentativas com os quadrirrotores, as pesquisas somente foram retomadas na década de 50 com os avanços da engenharia de controle e aeronáutica, criando protótipos de VTOL para o uso em transporte pessoal. Um exemplo é o protótipo TF-X™ da Terrafugia, mostrado na Figura 2, empresa que tem como meta desenvolver um veículo com capacidade para transportar até quatro passageiros (TERRAFUGIA, 2015). Aumentaram também as pesquisas com VANT para usos diversos.

Figura 2 – Veículo Terrafugia TF-X virtualizado (protótipo).



Fonte: Terrafugia (2015).

No Brasil, o primeiro VANT registrado foi o BQM-1BR, em 1983, e sua proposta era substituir um *drone* norte-americano como alvo aéreo para treinamento militar, diminuindo assim os custos. O BQM-1BR era um modelo asa-fixa de propulsão a jato, desenvolvido pela extinta CBT (Companhia Brasileira de Tratores) junto ao CTA (Centro Técnico Aeroespacial) (PAULA, 2009).

2.2. ESTADO DA ARTE

Atualmente são diversos os trabalhos acadêmicos disponíveis para pesquisa sobre VANT. Muitos deles relacionados não somente a construção, mas os pesquisadores trabalham para introduzir novas abordagens de controle, modelagem mecânica e aerodinâmica. Utilizam técnicas de controle clássico, como por exemplo, os controladores PD (Proporcional e Derivativo), PID (Proporcional, Integral e Derivativo) e controles modernos, como LQR (*Linear Quadratic Regulator*), controladores robustos e controles inteligentes, tais como, Redes Neurais e Lógica nebulosa.

Alguns destes trabalhos apresentam configurações híbridas com estruturas de rotação não simétricas ou com dois motores direcionais (BEJI, ZEMALACHE e MARREF, 2005) (ABICHOU, BEJI e ZEMALACHE, 2005) e outros demonstram a modelagem matemática e configurações eficientes (FAY, 2001) (MCKERROW, 2004) (ACHTELIK *et al.*, 2007). Porém, a maioria das publicações, cerca de 85%, se preocupa com a escolha do algoritmo de controle (BRESCIANI, 2008). Descrevem-se a seguir, alguns dos trabalhos pesquisados.

Os trabalhos de Bouabdallah, Noth e Siegwart (2004), Hoffmann *et al.* (2004) e Waslander e Hoffmann (2005) apresentam em suas contribuições para as pesquisas com VANT, simulações virtuais e reais em protótipos do tipo quadricóptero utilizando técnicas de controle tradicional como a teoria de Lyapunov, comparações entre os controladores PID (Proporcional Integral Derivativo) e LQ (*Linear Quadratic*) e o controlador LQR. Bouabdallah, Murrieri e Siegwart (2004) também testaram o controlador PD² em seu protótipo.

Tayebi e McGilvray (2006) descrevem os testes utilizando esquemas não lineares dos controladores PD (Proporcional Derivativo) e PD², baseando-se na teoria dos quaternions.

Guenard, Hamel e Moreau (2005) e Mokhtari e Benallegue (2004) utilizaram as técnicas de análise de Lyapunov para desenvolver seus controladores. O primeiro baseia-se na teoria dos quaternions adaptando também a técnica de *backstepping*, e o segundo para controlar as posições do modelo não linear desenvolvido, combinado com um controle adaptativo para compensar possíveis distúrbios.

Palacios (2009), Santos e López (2010) utilizaram o ambiente virtual MATLAB Simulink®, para simular o controle de voo por Lógica nebulosa.

Domingues (2009) também usou o ambiente virtual MATLAB Simulink®, para simular o modelo de um quadricóptero usando LQR, cujas simulações obtiveram resultados positivos provando a eficiência da estratégia de se utilizar estes controladores.

Os brasileiros, Melo (2010), Sá (2012), Pfeiffer (2013) e Sales (2014) abordaram as mais diversas técnicas de controladores, para protótipos de VANT, variando desde os clássicos PD, PID, até os mais modernos, como LQR, técnicas de alocação de polos e controladores inteligentes, como os controladores baseados em Lógica nebulosa.

Controladores de voo do tipo neural foram utilizados por Johnson *et al.* (2000), Tarbouchi, Dunfied e Labonte (2004) e mais recente por Bhatkhande (2014). Este último realizou o projeto de um controlador neuro-fuzzy somado a um filtro de Kalman para controlar a estabilidade de voo de um quadricóptero em tempo real. A aprendizagem do controlador foi feita a partir dos resultados de um controlador PD.

Outros trabalhos usam diferentes abordagens sobre as metodologias de controle e que são amplamente empregadas. Dentre elas, o método de controle *H infinito* de Chen e Huzmezan (2003) e os controladores não lineares baseados em processamento de imagem de Jang (2003) e Altuğ, Ostrowski e Taylor (2003).

2.2.1. Comentários

Para propor um algoritmo de controle a um veículo quadricóptero de forma a executar as tarefas desejadas, é necessário definir um modelo para a aeronave. Definido o modelo o problema de controle pode ser dividido em duas questões principais, controlar a posição e a orientação. Explicando melhor, comandar o veículo para frente, ao longo do eixo X, significa inclinar o mesmo de um determinado ângulo θ , ao redor do eixo Y. Na realidade, não basta inclinar o veículo ao redor deste eixo quando já houve alterações no rumo do veículo. Considera-se assim, que o controle da posição de um quadricóptero é um controle em cascata, onde a malha externa, que deve controlar a posição, envia comandos de inclinação para a malha interna.

Quando se trata de controle, sabe-se que incertezas paramétricas podem influenciar drasticamente o desempenho do sistema. Em um quadricóptero, estas incertezas estão relacionadas principalmente aos valores da massa do veículo, matriz de inércia, parâmetros dos motores e constantes aerodinâmicas. Em particular, caso haja a adição de novos componentes ao veículo, a massa do corpo e a matriz de inércia são alteradas.

Em vista disso, dentre as leis de controle que possam ser utilizadas para comandar o veículo, a lógica nebulosa constitui-se uma opção interessante pois, não necessita de uma modelagem matemática rigorosa.

Os artigos que abordam o controle inteligente utilizando a lógica nebulosa apresentados nesta revisão bibliográfica, em sua maioria, foram validados apenas em ambiente virtual, por simulação. Destaca-se o fato da grande quantidade de variáveis necessárias para compor o modelo de um sistema não linear e o custo computacional (processamento) exigido pela lógica nebulosa, para embarcar na planta real.

A proposta desta dissertação é apresentar a construção e uma metodologia de controle usando lógica nebulosa para controlar a orientação somente de um veículo quadricóptero em voo pairado, sob restrições, e com reduzido custo computacional. Na construção do protótipo optou-se por uma configuração mínima para redução dos custos.

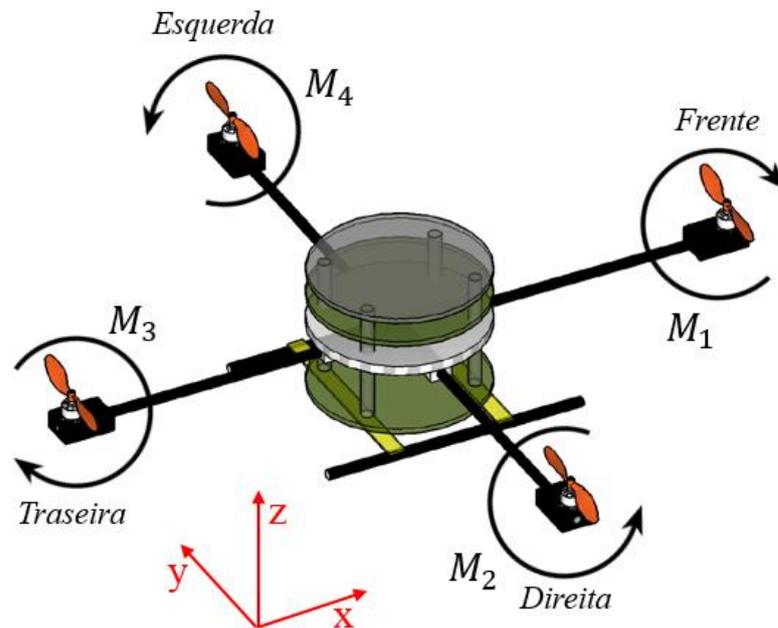
2.3. PRINCÍPIO DE FUNCIONAMENTO DE UM VANT QUADRICÓPTERO

Na configuração quadricóptero quatro motores (atuadores) de mesma dimensão e potência estão fixados nas extremidades de uma estrutura usualmente em formato cruciforme, conforme Figura 3, sendo também encontradas em formato de X. A fim de anular os efeitos de torque de reação (torque que faz a aeronave girar em torno do seu eixo imaginário vertical – eixo Z) que cada motor cria, os pares de atuadores devem girar em sentidos contrários – dois motores (M_2 e M_4 – direita e esquerda, respectivamente) de extremidades opostas em relação ao centro da estrutura giram no sentido horário e os outros dois (M_1 e M_3 – dianteira e traseira, respectivamente) no sentido anti-horário.

Os pares de atuadores giram em sentidos distintos, de forma a minimizar o efeito giroscópico que pode ser tratado como uma perturbação ao sistema de controle. Cada atuador é responsável por uma parcela do empuxo total necessário para decolagem e sustentação da aeronave. Por causa dos motores 2 e 4 rodarem no sentido oposto ao dos motores 1 e 3, os dois primeiros devem ter o ângulo de ataque invertido em relação aos outros dois para que se tenha uma sustentação aerodinâmica positiva (ou seja, ascendente) nestes motores.

Se todos os atuadores estiverem com velocidade angular equivalente, o somatório dos momentos angulares será zero. Desta forma, é possível verificar que, se os torques são desequilibrados, cria-se uma rotação na aeronave em sentido horário ou anti-horário em torno do eixo Z, conforme ilustrado na Figura 3.

Figura 3 – Configuração do quadrirrotor.



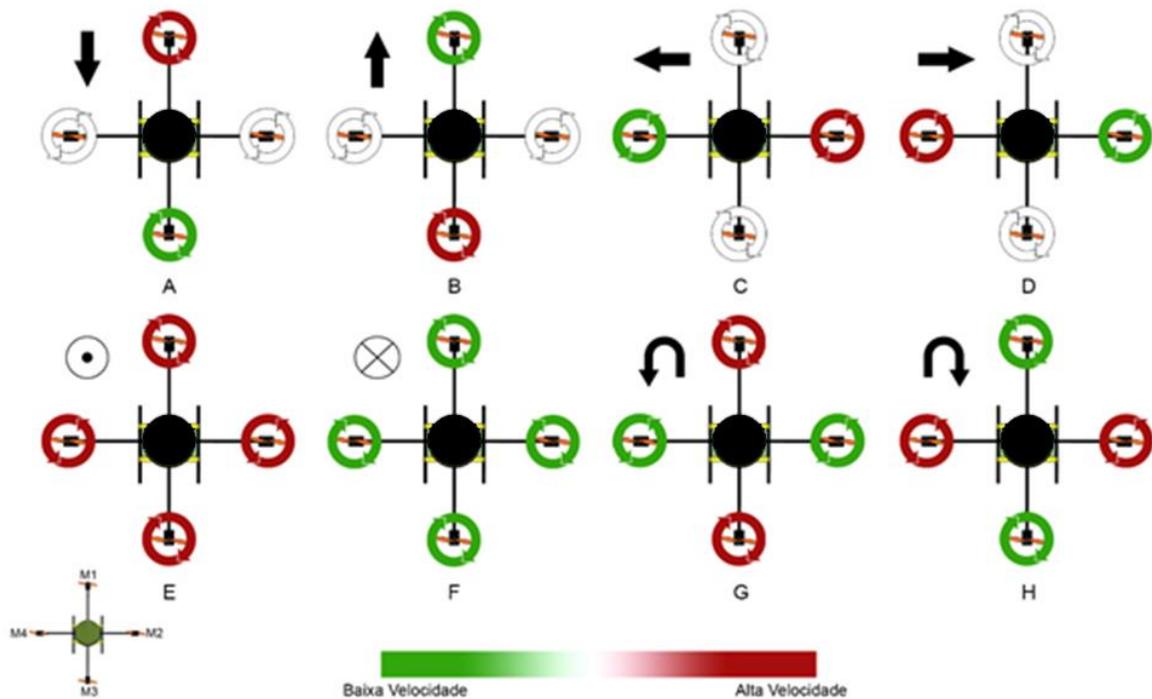
Fonte: Elaboração do próprio autor.

Esta aeronave tenta alcançar a estabilidade de voo por meio das forças de equilíbrio produzidas por seus quatro motores. Baseando-se nos dados dos sensores embarcados, sua navegação pode ser obtida a partir do controle de velocidade dos motores.

Consideram-se seis graus de liberdade porque este tipo de aeronave pode assumir qualquer orientação e posição no espaço tridimensional. Entretanto, possui apenas quatro propulsores (motor e hélice) e dessa forma apenas quatro graus podem ser controlados ao mesmo tempo. Podem-se atingir diversas configurações no espaço, dependendo apenas da modificação da velocidade de rotação, e conseqüentemente do empuxo produzido pelos motores específicos (MAHONY, KUMAR e CORKE, 2012).

Para compreender melhor o movimento de um VANT quadrirrotor considera-se um modelo simplificado em que são desprezados os efeitos particulares dos conjuntos de atuadores (motores e hélices). São quatro rotores dispostos numa armação em formato de cruz e simétricos, ou seja, giram à mesma velocidade e geram individualmente a mesma força de empuxo, mostrados na Figura 5 – com a referência de posição considerando a regra da mão direita.

Figura 4 – Movimentos completos para o quadricóptero.



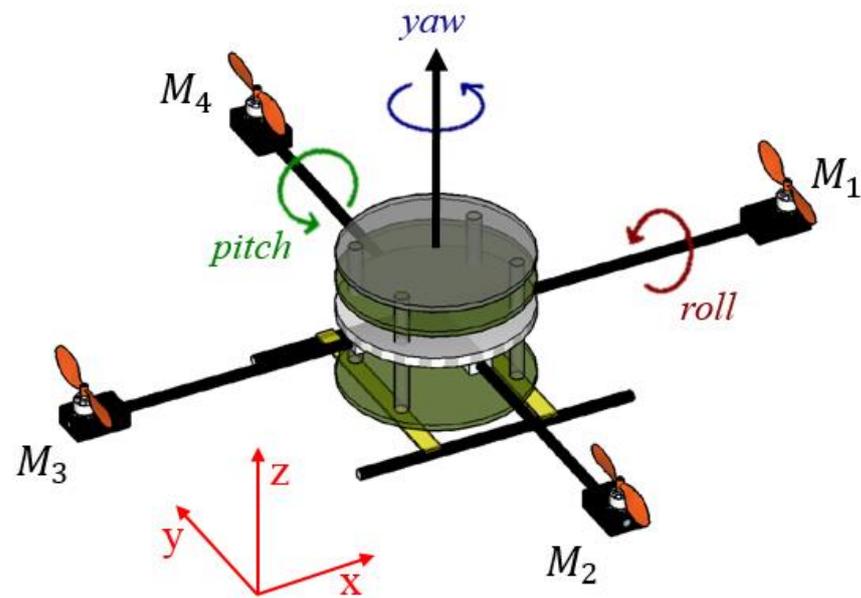
Fonte: Adaptado de Domingues (2009)

- a) Movimento para trás – acelera o motor 1 e desacelera o motor 3;
- b) Movimento para frente – acelera o motor 3 e desacelera o motor 1;
- c) Movimento para a esquerda acelera o motor 2 e desacelera o motor 4;
- d) Movimento para a direita – acelera o motor 4 e desacelera o motor 2;
- e) Ganho de altitude – aceleração de todos os motores;
- f) Perda de altitude – desaceleração de todos os motores;
- g) Giro no sentido anti-horário (CCW) – aceleração dos pares de motores 1 e 3 e desaceleração dos pares de motores 2 e 4;
- h) Giro no sentido horário (CW) – aceleração dos pares de motores 1 e 3 e desaceleração dos pares de motores 2 e 4.

Para os movimentos (a) (b) (c) e (d), não é necessário a desaceleração dos pares de motores opostos.

As orientações de uma aeronave do tipo VANT são relacionadas ao seu centro de gravidade (*Center of Gravity* - COG), e são denominadas atitudes, *roll*, ou rolagem, *pitch*, ou arfagem e *yaw*, ou guinada que são equivalentes às variações dos ângulos de cada eixo, X, Y e Z, do modelo, apresentadas na Figura 5 (GESSOW, 1967).

Figura 5 – Atitudes do quadrrirrotor.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

As atitudes são parâmetros importantes para a formulação das técnicas de controle, pois são analisadas de forma a obter-se uma projeção da propulsão de cada conjunto de atuadores para uma direção, viabilizando o deslocamento da aeronave nos eixos cartesianos.

CAPÍTULO 3

Modelagem Matemática

O primeiro passo antes do estágio de controle é a modelagem da dinâmica do sistema. Isto irá facilitar o desenvolvimento do controle do quadricóptero. As equações e as técnicas usadas no modelo do quadricóptero e seus sensores fornecem a base matemática para uma simulação.

Na revisão bibliográfica realizada, observaram-se diversos modos para tratar a modelagem matemática para o quadricóptero. Neste trabalho, utiliza-se o modelo usado em Domingues (2009). Para as representações matemáticas deste sistema, considera-se o quadricóptero como um corpo com seis graus de liberdade e empregam-se as equações de Newton-Euler para construir o modelo dinâmico e posteriormente tratar as equações da cinemática.

3.1. SISTEMA DE COORDENADAS

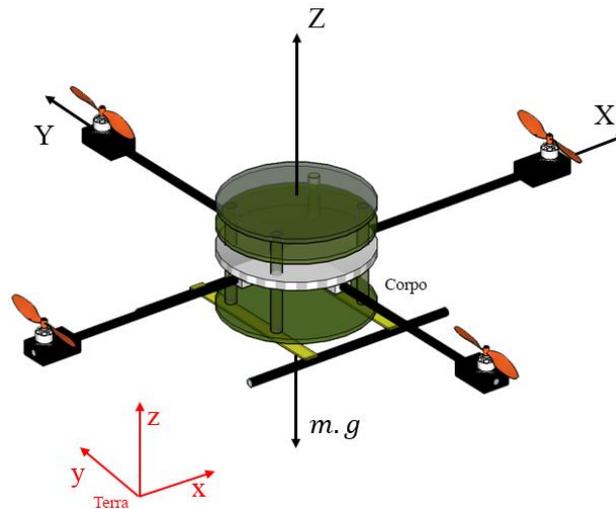
Inicialmente, antes de qualquer equacionamento matemático é necessário definir um sistema de coordenadas, uma vez que o cálculo da inclinação, velocidade e aceleração angulares precisam de um sistema de referência. Um sistema de coordenadas pode ter origem em qualquer ponto do espaço, sendo que este ponto pode ser móvel ou fixo. Estes sistemas são definidos de forma a concordar com os dados fornecidos pelos sensores inerciais.

São utilizados dois sistemas de coordenadas sendo um com origem no centro de massa do quadricóptero, chamado de *Corpo* e o outro é o sistema fixo, dado pela *Terra*.

O sistema *Corpo*, definido por $\vec{\mathcal{F}}_c = \vec{x}_c, \vec{y}_c, \vec{z}_c$, tem como origem o centro de gravidade do quadricóptero e os seus eixos são alinhados com a estrutura do modelo, sendo que o eixo X está alinhado com o braço do motor frontal (M_1), o eixo Y está alinhado com o braço do motor da esquerda (M_4) e o eixo Z dado pela regra da mão direita.

No sistema *Terra*, definido por $\vec{\mathcal{F}}_t = \vec{x}_t, \vec{y}_t, \vec{z}_t$, considera-se que o eixo X aponte para o norte, o eixo Y para o oeste e seu eixo Z aponte na direção oposta ao centro da Terra, de forma que a força gravitacional esteja sob ele. Na Figura 6, ilustram-se os sistemas *Terra e Corpo*.

Figura 6 – Sistemas de coordenadas *Terra* (inerciais) e *Corpo* (quadrrrotor).



Fonte: Elaboração do próprio autor.

As medidas lineares e angulares (posição, velocidade e aceleração) são feitas com base na translação e rotação que devem ser feitas no sistema *Corpo* de forma a coincidir com o sistema *Terra*.

3.2. DINÂMICA DO SISTEMA DO QUADRIRROTOR

A modelagem matemática do sistema do quadricóptero é baseado na formulação de Newton-Euler para um corpo rígido com 6 graus de liberdade genérico, sendo as principais variáveis do sistema:

- Ângulo de *roll* (ϕ) do sistema Terra;
- Ângulo de *pitch* (θ) do sistema Terra;
- Ângulo de *yaw* (ψ) do sistema Terra;

Os ângulos ϕ , θ e ψ são os ângulos de Euler .

- Posição linear (X) do sistema Terra;
- Posição linear (Y) do sistema Terra;
- Posição linear (Z) do sistema Terra;

- Velocidade angular de *roll* ($\dot{\phi}$) do sistema *Corpo*;
- Velocidade angular de *pitch* ($\dot{\theta}$) do sistema *Corpo*;
- Velocidade angular de *yaw* ($\dot{\psi}$) do sistema *Corpo*;
- Velocidade linear em X (\dot{X}) do sistema *Corpo*;
- Velocidade linear em Y (\dot{Y}) do sistema *Corpo*;
- Velocidade linear em Z (\dot{Z}) do sistema *Corpo*.

Definida as variáveis do sistema, podem ser obtidas as equações que descrevem a orientação da aeronave (coordenadas do sistema móvel *Corpo*) relativas ao sistema inercial *Terra* e vice-versa, usando uma matriz de rotação, S . Essa matriz é dada pelo produto entre outras três matrizes R_ϕ , R_θ , R_ψ , cada qual representando a rotação do *Corpo* em relação a cada eixo do sistema *Terra*, conforme as equações (1), (2), (3), (4) e (5) (DOMINGUES, 2009),

$$S = R_\phi \cdot R_\theta \cdot R_\psi \quad (1)$$

$$R_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \text{sen}\phi \\ 0 & -\text{sen}\phi & \cos\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$R_\theta = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\text{sen}\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$R_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & \text{sen}\psi & 0 \\ -\text{sen}\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$S = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\text{sen}\psi & -\text{sen}\theta \\ \text{sen}_\psi\text{sen}_\theta\cos_\psi - \cos_\phi\text{sen}_\psi & \cos_\phi\cos_\psi + \text{sen}_\phi\text{sen}_\theta\text{sen}_\psi & \text{sen}_\phi\cos_\theta \\ \cos_\phi\text{sen}_\theta\cos_\psi + \text{sen}_\phi\text{sen}_\psi & \text{sen}_\theta\cos_\phi\text{sen}_\psi - \text{sen}_\phi\cos_\psi & \cos_\theta\cos_\phi \end{bmatrix} \quad (5)$$

Portanto, S é a matriz de rotação que expressa a orientação das coordenadas do sistema *Corpo* relativas a referência ao sistema *Terra*. Para descrever os movimentos da aeronave deve-se empregar a segunda lei de Newton, que relaciona as forças e momentos agindo no quadricóptero.

3.3. NEWTON-EULER E AS FORÇAS E MOMENTOS DO QUADRIRROTOR

Pela segunda lei de Newton as forças, \vec{F}_{res} , e momento, \vec{M}_{res} , resultantes que atuam no corpo do quadricóptero são expressas pelas equações (6) e (7) (DOMINGUES, 2009),

$$\vec{F}_{res} = \frac{d}{dt}[m\vec{v}]_{Corpo} + \vec{\omega} \times [m\vec{v}]_{Corpo} \quad (6)$$

$$\vec{M}_{res} = \frac{d}{dt}[I\vec{\omega}]_{Corpo} + \vec{\omega} \times [I\vec{\omega}]_{Corpo} \quad (7)$$

onde, m é a massa, \vec{v} é o vetor de velocidade linear, $\vec{\omega}$ é o vetor de velocidade angular e I é a matriz de inércia do quadricóptero.

Para manter o modelo simplificado, supõem-se que o quadricóptero voe a uma baixa altitude, desconsiderando-se as forças de Coriolis, Euler e forças aerodinâmicas (i.e., vento) (DOMINGUES, 2009). As forças resultantes que atuam no quadricóptero, \vec{F}_{res} , devem ser iguais a soma da força da gravidade, \vec{F}_g e o empuxo total, \vec{F}_p (força de empuxo), gerado pelos conjuntos de atuadores, equação (8),

$$\vec{F}_{res} = \vec{F}_g + \vec{F}_p \quad (8)$$

A partir das equações (6) e (8), pode-se obter o vetor das acelerações lineares atuantes no corpo da aeronave (DOMINGUES, 2009), equação (9),

$$\begin{bmatrix} \ddot{X} \\ \ddot{Y} \\ \ddot{Z} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \begin{bmatrix} F_{Px} \\ F_{Py} \\ F_{Pz} \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \cos\theta \sin\phi \\ \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \dot{\theta}\dot{Z} & - & \dot{\psi}\dot{Y} \\ \dot{\psi}\dot{X} & - & \dot{\phi}\dot{Z} \\ \dot{\phi}\dot{Y} & - & \dot{\theta}\dot{X} \end{bmatrix} \quad (9)$$

sendo $[F_{Px} \ F_{Py} \ F_{Pz}]^T$ os elementos vetoriais de \vec{F}_p , $[\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$ e $[\dot{X} \ \dot{Y} \ \dot{Z}]^T$ os elementos dos vetores de velocidade angular e linear do **Corpo**, respectivamente.

Supondo voo pairado, onde as forças atuantes no quadricóptero atuam somente no eixo z, nesta situação o conjunto de atuadores reage a força da gravidade para manter o quadricóptero em determinada altitude, F_{Pz} , dada pela equação (10),

$$F_{Pz} = mg - \sum_{i=1}^4 \tau_i \quad (10)$$

onde τ_i são os empuxos gerados pelos conjuntos de atuadores.

Para rotacionar usando a segunda lei de Newton, a matriz de inércia I é dada pela equação (11),

$$I = \begin{bmatrix} I_{11} & -I_{12} & -I_{13} \\ -I_{21} & I_{22} & -I_{23} \\ -I_{31} & -I_{32} & I_{33} \end{bmatrix} \quad (11)$$

Supondo que a aeronave é um corpo rígido de massa constante e eixos alinhados com o principal eixo de inércia (**Terra**), o tensor I vem a ser a matriz diagonal contendo somente os principais momentos de inércia, equação (12),

$$I = \begin{bmatrix} I_{11} & 0 & 0 \\ 0 & I_{22} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} \end{bmatrix} \quad (12)$$

Com as equações (7) e (13) obtém-se o Momento de inércia resultante, equação (13),

$$\vec{M}_{res} = \begin{bmatrix} I_{11} & 0 & 0 \\ 0 & I_{22} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{11} & 0 & 0 \\ 0 & I_{22} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (13)$$

Por meio de manipulação algébrica, obtém-se da equação (13), a equação (14) (DOMINGUES, 2009),

$$\vec{M}_{res} = \begin{bmatrix} I_{11}\ddot{\phi} \\ I_{22}\ddot{\theta} \\ I_{33}\ddot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_{33} - I_{22})\dot{\theta}\dot{\psi} \\ (I_{11} - I_{33})\dot{\psi}\dot{\phi} \\ (I_{22} - I_{11})\dot{\phi}\dot{\theta} \end{bmatrix} \quad (14)$$

e ainda, da equação anterior pode-se ter a aceleração angular, dada pela equação (15),

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{M_x}{I_{11}} \\ \frac{M_y}{I_{22}} \\ \frac{M_z}{I_{33}} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{(I_{33} - I_{22})\dot{\theta}\dot{\psi}}{I_{11}} \\ \frac{(I_{11} - I_{33})\dot{\psi}\dot{\phi}}{I_{22}} \\ \frac{(I_{22} - I_{11})\dot{\phi}\dot{\theta}}{I_{33}} \end{bmatrix} \quad (15)$$

onde os momentos atuando na aeronave, em torno dos eixos X, Y e Z, são dados pelas equações (16), (17) e (18),

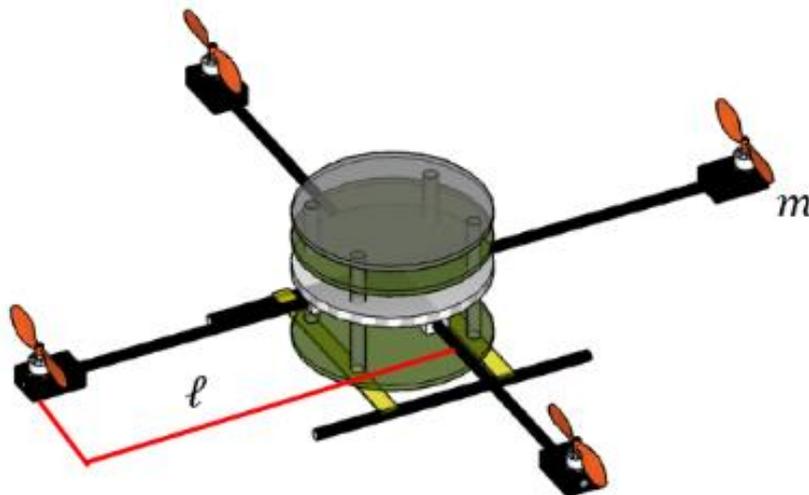
$$M_x = \ell \cdot (\tau_4 - \tau_2) \quad (16)$$

$$M_y = \ell \cdot (\tau_3 - \tau_1) \quad (17)$$

$$M_z = K_m \times (\tau_1 + \tau_3 - \tau_2 - \tau_4) \quad (18)$$

sendo ℓ a distância, em metro, entre um motor e o centro de massa (COG) do quadricóptero, vista na Figura 7, e K_m uma constante que relaciona momento e velocidade de um motor.

Figura 7 – Haste ℓ do quadricóptero.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

3.4. EQUAÇÕES DA CINEMÁTICA E OS ÂNGULOS DE EULER

Inicia-se a análise da cinemática pela obtenção da velocidade linear derivada da posição. Considera-se um vetor de posição \mathbf{r} , que indica a posição da origem do sistema de coordenadas *Corpo* em relação ao sistema *Terra*, dado pela equação (19),

$$\mathbf{r} = X\mathbf{i} + Y\mathbf{j} + Z\mathbf{k} \quad (19)$$

Derivando cada componente deste vetor pode-se obter a velocidade instantânea do *Corpo* em relação a *Terra*, conforme equação (20),

$$\dot{\mathbf{r}} = \dot{X}\mathbf{i} + \dot{Y}\mathbf{j} + \dot{Z}\mathbf{k} \quad (20)$$

Para encontrar os componentes da velocidade linear, \mathbf{v} do quadrrrotor no sistema de coordenadas *Terra*, usa-se a relação dada pela equação (21),

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = S \cdot \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (21)$$

Sabendo-se que S , a matriz rotacional, é ortogonal (a matriz inversa é igual a transposta), pode-se reescrever a equação (21) conforme a seguir, equação (22),

$$\begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} = S^T \cdot \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (22)$$

Com esta equação pode-se traduzir movimentos lineares do sistema *Terra* para do *Corpo* e vice-versa.

Semelhante a velocidade linear, pode-se ter a velocidade angular que relaciona as atitudes ou ângulos de Euler. Para estabelecer uma relação entre as velocidades angulares do

sistema *Terra* e as velocidades angulares do *Corpo*, a seguinte igualdade deve ser satisfeita, equação (23),

$$\boldsymbol{\omega} = \dot{\phi}\mathbf{i} + \dot{\theta}\mathbf{j} + \dot{\psi}\mathbf{k} = \dot{\phi} + \dot{\theta} + \dot{\psi} \quad (23)$$

As variações dos ângulos de Euler não são as mesmas que as velocidades angulares, dependem dos ângulos instantâneos entre as coordenadas *Terra* e *Corpo*, por isso, exigem a uma sequência de três rotações (NIKU, 2010), de forma que, a velocidade angular $\dot{\phi}$ precisa de uma rotação, $\dot{\theta}$ precisa de duas e $\dot{\psi}$ precisa de três, conforme a expressão (24),

$$\boldsymbol{\omega} = R(\phi) \cdot R(\theta) \cdot R(\psi) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R(\phi) \cdot R(\theta) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi) \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (24)$$

Portanto, integrando a equação (15) e aplicando os valores na equação (25),

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\text{sen}\theta \\ 0 & \text{cos}\phi & \text{sen}\phi\text{cos}\theta \\ 0 & -\text{sen}\phi & \text{cos}\theta\text{cos}\phi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (25)$$

onde obtém-se a equação diferencial (26),

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\text{sen}\theta \\ 0 & \text{cos}\phi & \text{sen}\phi\text{cos}\theta \\ 0 & -\text{sen}\phi & \text{cos}\theta\text{cos}\phi \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (26)$$

Denominando a matriz de transformação T , rescreve-se a equação (26), da forma vista na equação (27),

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = T \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (27)$$

sendo T a matriz que relaciona o vetor de velocidade angular $\boldsymbol{\omega}$ do *Corpo* e a taxa de variação dos ângulos de Euler, mostrada na equação (28),

$$T = \begin{bmatrix} 1 & \tan\theta \sin\phi & \tan\theta \cos\phi \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\cos\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix} \quad (28)$$

Com estas equações, obtém-se os subsídios necessários para desenvolver uma simulação envolvendo todo o sistema dinâmico e o controle de voo da aeronave utilizando lógica nebulosa.

CAPÍTULO 4

Componentes do quadricóptero e os ensaios

Neste capítulo descrevem-se os procedimentos adotados para a seleção dos componentes eletrônicos fundamentais (e mínimos) para a montagem de um protótipo de um quadricóptero incluindo o conjunto de atuadores, sensores, baterias e controladores, visando a sua construção e a realização de seu controle manual e/ou automático. Neste tópico são apresentados também os ensaios com os sensores, atuadores e o balanceamento das hélices.

Para desenvolver o protótipo teve-se como meta utilizar componentes de custo reduzido, dessa forma, os componentes adquiridos possuem precisão razoável e média capacidade computacional.

Vários componentes compõem a estrutura da aeronave sendo necessário definir as tecnologias utilizadas visando uma maior eficiência e autonomia de voo do quadricóptero. Por isso, um dos requisitos principais no dimensionamento do protótipo está relacionado ao peso do veículo e o tempo de autonomia de voo, o que vai implicar diretamente na escolha dos motores e bateria.

Os componentes que constituem o quadricóptero são:

- Estrutura mecânica;
- Motores e hélices;
- Controladores de velocidade;
- Unidade de processamento e controle;
- Unidades de comunicação;
- Sensores inerciais;
- Fontes de energia.

Descreve-se, a seguir, cada um deles.

4.1. ESTRUTURA

Inicialmente, ao dimensionar o protótipo do quadricóptero, a sua estrutura (armação – em inglês, *frame*) e os componentes básicos, algumas especificações de projeto devem ser definidas, tais como:

- Diâmetro da armação limitado a 50cm;
- Massa total de aproximadamente 1kg, sem incluir carga útil;
- Autonomia de voo de 5 minutos;
- Placa controladora embarcada e com alimentação separada dos motores;
- Capacidade de receber sinais de rádio frequência para controle a distância e permanecer em baixa altitude para evitar perdas de sinal;
- Armação rígida e simétrica;

A armação é a estrutura mecânica da aeronave onde são embarcados todos os componentes e deve dar estabilidade ao quadricóptero. Para a modelagem de uma armação de alta performance é necessário avaliar diversos parâmetros, como aspectos físicos (resistências dos materiais, por exemplo) aerodinâmica, e técnicas de construção, entre outros. Como o objetivo do trabalho é a realização do controle, a construção da armação foi baseada em conhecimento empírico e utilizando-se de materiais recicláveis e disponíveis em laboratório, tais como, varas de pescar de fibra de vidro para as hastes (4), PCI (placas de circuito impresso) e acrílico para compor o corpo e a base individual de cada motor; disco de PVC como base e ponto de fixação das hastes, espuma para acoplar o controlador dos motores e uma base para o pouso, tudo isso visando manter o peso e a autonomia de bateria proposto para o projeto. Na Figura 8 é mostrada a estrutura construída do quadricóptero.

Figura 8 – Estrutura (*frame*) construída.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Possuindo o formato em cruciforme, a estrutura mecânica é de simples construção se comparada com outras aeronaves, e no centro da estrutura cruzada, onde o centro de massa deve estar localizado, visando manter a sua estabilidade são colocados os componentes como sensores, placa de processamento, comunicação, controle e alimentação e nas extremidades colocam-se os conjuntos (4) motor/hélice.

4.2. CONJUNTO DE ATUADORES – MOTORES E HÉLICES

Com a estrutura dimensionada deve-se escolher o conjunto de atuadores, motor e a hélice, capazes de gerar o empuxo suficiente para a sua decolagem. Os recomendados são os motores DC sem escova conhecidos como BLDC (do inglês *Brushless Direct Current*) que apresentam uma melhor resposta de velocidade por empuxo, tem menor ruído quando em funcionamento, rápida resposta aos sinais de controle, baixa manutenção e por terem maiores escalas de velocidade dispensam a caixa de redução. Vale ressaltar que o peso do veículo deve ser inferior à força máxima produzida pelos motores e propulsores.

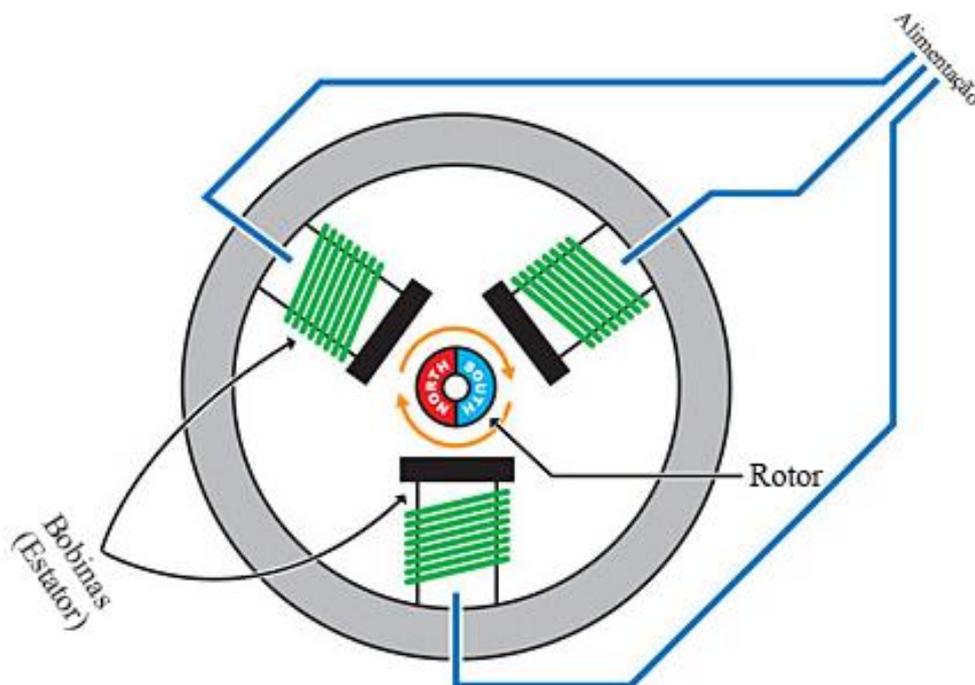
4.2.1. Motores BLDC

Os motores do tipo *brushless* normalmente usados em protótipos de quadricópteros recebem três sinais de pulso trapezoidais de tensão para fornecer a rotação de seu eixo, por isso, quanto maior a amplitude dos pulsos, maior a potência transmitida ao rotor, logo, aumenta-se o número de rotações por minuto (rpm) (BRESCIANI, 2008).

Motores BLDC têm vantagens significantes em relação aos motores convencionais com escovas (*brushed*). Embora tenham um custo maior e a necessidade de um controlador, os motores sem escovas possuem alta eficiência, pouco desgaste, design compacto, poupam bateria, entre outras vantagens (YEDAMALE, 2003).

O fato de não possuir as escovas para comutação mecânica entre os enrolamentos e a fonte de tensão, reduz o ruído elétrico gerado pelo motor. Esta característica favorece o seu uso nos VANT quadrrrotores, uma vez que os circuitos eletrônicos de controle estão posicionados próximo aos motores. A arquitetura desses motores, vista na Figura 9 varia, uma vez que suas bobinas são atreladas ao circuito eletrônico e não podem mais se movimentar, em vista disso, elas atuam como o estator e os ímãs, o rotor.

Figura 9 – Arquitetura interna de um motor *brushless*.



Fonte: Adaptado de ThinkRC (2017).

Os motores dão movimentação ao quadrrrotor e dentre os disponíveis no mercado de componentes foi selecionado para este protótipo, o brushless EMAX FC28-22, de 1200kV, cujo o restante das especificações são apresentadas na Figura 10. Este modelo é usado em aeromodelismo, por isso é capaz de desenvolver o empuxo necessário para atuar no controle e estabilização deste protótipo. A especificação de 1200kV, significa que a velocidade

alcançada por cada motor é proporcional a relação de 1200 rotações por minuto do motor com quantidade de tensão, Volts, disponível no motor.

Figura 10 – Motor EMAX FC-2822 e suas especificações.

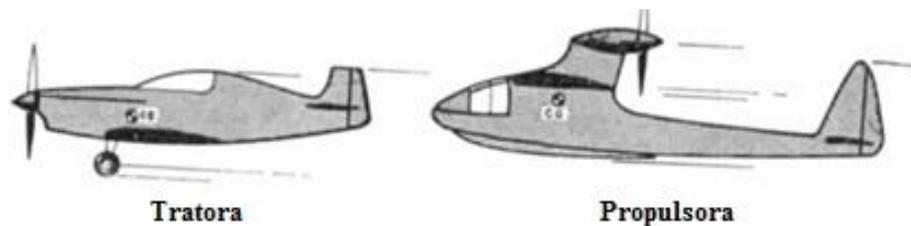
	kV (rpm/v)	1200
	Peso (g)	39
	Corrente (max) (A)	15
	Tensão (V)	11.1

Fonte: Hobbyking(2016).

4.2.2. Hélice propulsora

A hélice é um dos componentes responsável pelo ganho de empuxo de uma aeronave, seja avião, helicóptero ou multirrotor. Podem ser do tipo tratora ou propulsora –conforme mostrado na Figura 11 – esquerda ou direita e atuam associadas ao motor, formando o conjunto atuador.

Figura 11 – Hélice tratora e hélice propulsora.



Fonte: Rodrigues (2004)

No caso do quadricóptero geralmente os dois pares de hélices são dimensionados juntos com os motores. O tamanho das hélices deve estar de acordo com o modelo do motor *brushless* utilizado. Recomenda-se que sejam escolhidas em pares e de cores diferentes, para distinguir a frente da traseira do quadricóptero, quando no ar.

Possuem também características que influenciam na dinâmica de voo, empuxo e consumo de energia necessária para operar o sistema. Essas características são a largura, a

inclinação, o comprimento e a espessura. Porém, são classificadas apenas pelo diâmetro e o passo (ou inclinação) (HOMA, 2012).

Nos quadricópteros, um par deve girar para a esquerda e outro para a direita. Denominadas como hélices contrarrotoras são usadas para elevar a potência sem aumentar o diâmetro da hélice, anular o efeito de torque nos motores, reprimindo também o efeito de precessão¹ giroscópica (SASAKI *et al.*, 1998) (POPULAR SCIENCE, 1931).

Os dois tipos de hélices mais comuns são o modelo *Slowfly* com duas pás Figura 12 (a) e o modelo com três pás, Figura 12 (b). Pelas suas características, optou-se pelo uso de hélices de duas pás, feitas de *nylon*, do fabricante GWS, modelo *Slowfly*– de 10” de diâmetro por 4,5” de passo, e massa desprezível.

Figura 12 – (a) Hélice GWS *Slowfly* de duas pás e (b) Hélice *Slowfly* Hobbyking com três pás.



Fonte: Hobbyking (2016)

4.3. CONTROLADOR ELETRÔNICO DE VELOCIDADE (ESC)

Para transferir energia e fazer o controle da velocidade dos motores *brushless* é necessário um controlador (ESC), neste caso do quadricóptero, um para cada motor.

O ESC é um dispositivo eletrônico que controla a velocidade e a potência cinética do motor, variando a corrente para o caso de motores *brushed* ou a tensão, alterando a transição

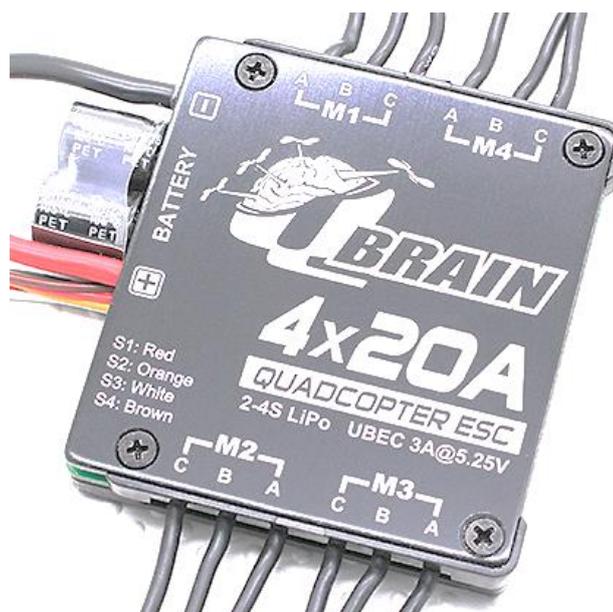
¹A precessão é a força aplicada ao rotor a fim de incliná-lo. Essa força causa uma reação que ocorre a 90° em relação ao plano rotacional. Por exemplo, um ciclista em uma bicicleta para efetuar uma curva não precisa que haja movimentação do guidão, basta que ele incline o seu corpo para a direção desejada (FAA, 2008).

entre as diversas fases de um motor *brushless*. A saída do ESC é um conjunto de três sinais de potência defasados entre si em 120° que alimentam as três fases do motor.

O ESC recebe dados de um PWM (*Pulse Width Modulation*) e alimenta os polos na sequência correta para o devido funcionamento. A frequência de atualização limitada pelo ESC está em torno de 50Hz, ou em um período de 20ms o sistema de controle deve ser executado completamente para que o motor atue de forma cíclica (SALES; FRUTUOSO; DOS SANTOS, 2014).

No protótipo montado para o quadricóptero, o ESC adotado foi o modelo Q Brain4 x 20A 2-4S 3A SBEC, apresentado na Figura 13, tendo quatro saídas, capaz de controlar os quatro motores ao mesmo tempo, aumentando a praticidade, reduzindo custos e peso para o quadricóptero.

Figura 13 – ESC Q Brain 4 x 20A.



Fonte: HobbyKing (2016)

4.4. SENSORES – UNIDADE DE MEDIÇÃO INERCIAL (IMU)

É a unidade responsável por efetuar a medição da velocidade angular e orientação de um objeto utilizando um giroscópio e um acelerômetro, permitindo assim o controle das atitudes (*roll*, *pitch* e *yaw*) dos veículos aéreos. Dessa forma, é desejável que sejam componentes confiáveis e precisos.

Com o avanço das tecnologias de fabricação e inovação tecnológica, alguns tipos de sensores denominados MEMS – *Micro-Electro-Mechanical Systems* ou Sistemas Microeletromecânicos estão disponíveis atualmente no mercado, para serem usados em sistemas embarcados. Acelerômetros e giroscópios são encontrados hoje em dia como sistemas MEMS nome dado para a tecnologia que integra os elementos mecânicos, sensores e eletrônicos em um pequeno chip, transformando os valores adquiridos em sinais analógicos ou digitais, cujo funcionamento pode ser determinado por um programa gravado. São micromáquinas compactas e leves, programadas para cumprir determinada atividade ou medição, sendo utilizadas em diversas áreas

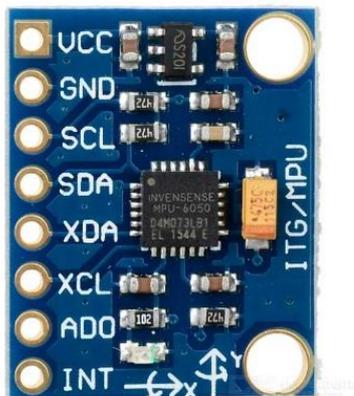
Um acelerômetro é, portanto, um dispositivo sensor eletromecânico que mede as forças de aceleração, forças estas que podem ser estáticas, como a força da gravidade ou dinâmicas, causadas pela movimentação ou vibração do acelerômetro. Pela medida de aceleração estática devido à gravidade, é possível encontrar qual é o ângulo que o dispositivo se encontra com relação ao eixo da Terra. Analisando a variação na aceleração pode-se identificar que o dispositivo está se movendo.

Os acelerômetros são usados para adquirir dados também de colisão, rotação e inclinação. Um sensor do tipo MEMS, por suas dimensões e peso reduzidos, favorecem seu uso em projetos de pequenas aeronaves microcontroladas (BEEBY *et al.*, 2004) (VIEIRA, 2011). Deve ser posicionado o mais próximo possível do centro de gravidade da aeronave, evitando medições que não se enquadram no estado espacial atual.

Os giroscópios são encontrados na maioria dos sistemas de navegação autônomos, e são utilizados para determinar a orientação. Por exemplo, se é desejado equilibrar um robô, um giroscópio pode ser usado para medir a rotação da posição de equilíbrio e enviar correções a um motor.

O sensor adquirido para o projeto é o IMU (*Inertial Measurement Unit*) MPU-6050, Figura 14 – que possui um giroscópio e um acelerômetro integrados e ambos tri axiais. Possui ainda um processador digital de movimentos – DMP (*Digital Motion Processor*), capaz de calcular internamente, por meio das leituras dos sensores, a fusão dos seis eixos obtendo como resultado os ângulos de atitude, sem a necessidade de pós-processamento desses dados. A alimentação do módulo varia entre 3,3 e 5 V, mas recomenda-se, para melhores resultados e precisão, utilizar 5 V. Outro recurso adicional é o sensor de temperatura embutido no CI, que permite medições entre -40 e +85 °C e um conversor A/D de 16 bits.

Figura 14 – Acelerômetro e Giroscópio MPU-6050.



Fonte: InvenSense (2016)

A comunicação entre o sistema de processamento externo e o sensor MPU é feita por meio do barramento I2C (*Inter-integrated Circuit*), que apresenta duas linhas de comunicação – SCL (*Serial Clock Line*) – sinal que define a frequência de transmissão/recepção de dados e sincroniza os dispositivos e o SDA (*Serial Data Line*), que permite a troca de dados entre dispositivos.

4.5. RÁDIO TRANSMISSOR / RECEPTOR

O rádio controle transmissor/receptor faz a comunicação de forma remota com o aeromodelo. Acontece por meio de um conjunto formado por um rádio transmissor e um rádio receptor ou par transceptor. É baseado em sinais eletromagnéticos utilizando uma frequência específica determinada previamente.

A transmissão acontece em bandas de frequências do espectro de rádio comunicação definidas e controladas pela entidade reguladora de cada país, no Brasil, a ANATEL (Agência Nacional de Telecomunicações). Cada banda possui ainda, em uma escala menor. Outras divisões denominadas canais e que são responsáveis pela comunicação individual dos aeromodelos com as posições específicas de cada manche do controle remoto. De acordo com a AMA (*Academy of Model Aeronautics*) dos EUA e a MAAC (*Model Aeronautics Association of Canada*) do Canadá, a frequência liberada para o uso de rádio controle está na faixa das UHF (*Ultra High Frequency*) – de 300 MHz a 3GHz – sendo a mais comum, de 2.4 GHz a 2.485 GHz, faixas respeitadas em vários países, inclusive no Brasil (ANATEL, 2006).

Para o projeto, o modelo escolhido foi o Hobbyking T6A Mode2, com seis canais de transmissão de 2.4GHz, programável e fácil de controlar, mostrado na Figura 15. Dos 6 canais disponíveis, apenas 4 são utilizados, cada um responsável por uma atitude (*roll*, *pitch* e *yaw*) e aceleração do quadricóptero.

Figura 15 – Controle remoto via rádio Hobbyking T6A Mode 2.



Fonte: Hobbyking (2016)

Esse rádio controle possui dois manches, um do lado esquerdo (acelerador) atua no controle da aceleração aumentando as velocidades de todos os motores (em movimento vertical). O movimento horizontal – leme, gera a atitude *yaw* (rotação em torno do eixo Z). O manche da direita, no movimento vertical (elevador), controla as atitudes de *pitch* (rotação em torno do eixo Y), e na horizontal (aileron), de *roll* (rotação em torno do eixo X).

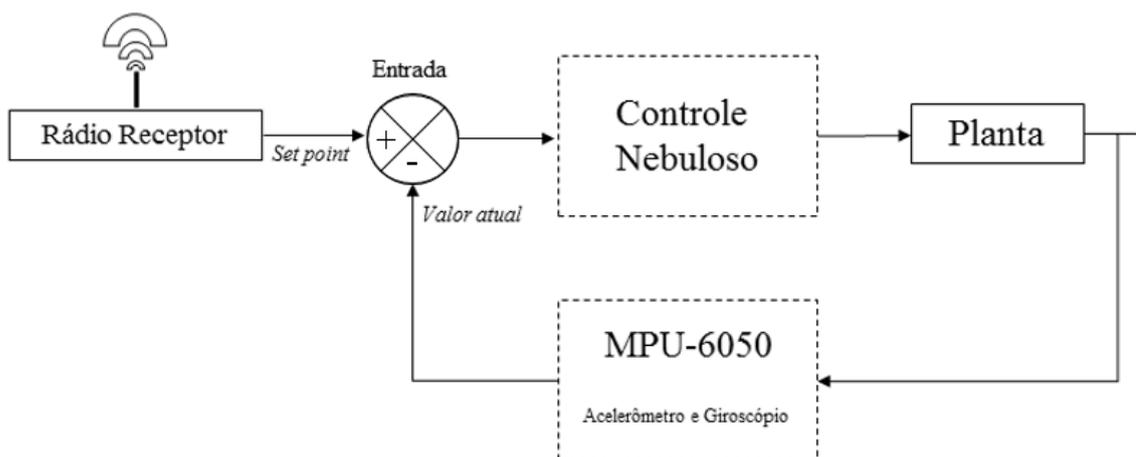
4.6. PLACA CONTROLADORA DO SISTEMA QUADRIRROTOR

A placa de controle, MCU (*Microcontroller Unit Central*) do sistema quadricóptero embarcada deve receber os sinais de rádio frequência na saída do rádio receptor, avaliar os dados obtidos pelos sensores e calcular a saída digital em tensão, que o ESC deve ter para acionar, por meio de um sinal PWM, os motores.

Para que esta MCU tenha autonomia é necessário fechar a malha de controle, conforme ilustrado pelo diagrama de blocos geral, na Figura 16. Esta placa controladora foi determinada a partir da aplicação e dos periféricos a serem utilizados no quadricóptero, com

isso pode-se definir as características necessárias para a seleção do MCU que incluem tamanho, peso, quantidade de memória e capacidade de processamento.

Figura 16 – Controle em malha fechada.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

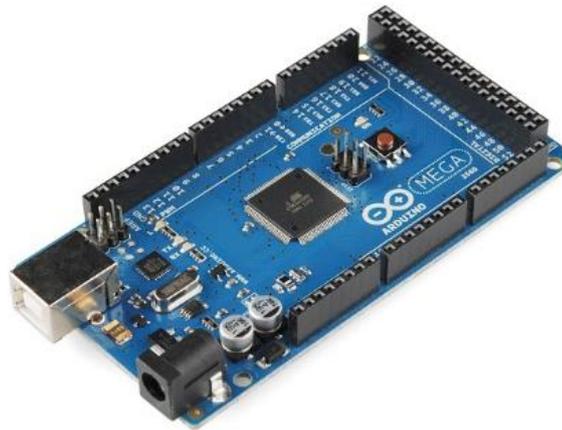
No diagrama de blocos do projeto tem-se:

- Rádio receptor: estima o *setpoint* por meio dos dados recebidos pelo controle remoto (controlador humano) e repassa para o controle nebuloso;
- Controle Nebuloso: a partir das entradas do *setpoint* e *valor atual*, calcula uma resposta para ser aplicada à planta;
- MPU-6050: estima o *valor atual* por meio das leituras das variações angulares no corpo do quadricóptero e repassa as informações ao controle nebuloso;
- Planta: recebe a resposta do controle nebuloso, e por meio do ESC, converte o valor recebido em um PWM para correção dos motores.

Optou-se pela placa Arduino Mega 2560 R3 de custo acessível, Figura 17, tecnologia *open source*, considerado um ambiente de desenvolvimento que suporta tanto sua linguagem nativa, o *Processing/Wiring*, quanto o C/C++. É uma plataforma baseada no processador ATmega 2560 de 8 bits, possuindo 8 kB de memória SRAM e 4 kB de memória EEPROM. Conta ainda com 54 pinos digitais, dos quais 15 podem fornecer uma saída PWM, outros 16 pinos de entrada analógica, 5 pinos de saída 5 V e 7 pinos de saída *ground*. Possui memória Flash de 256 kB e uma frequência de processamento de 16MHz. A exigência de memória e

capacidade de processamento está relacionada ao algoritmo de controle inteligente, de 28 kB, que deve comandar o protótipo.

Figura 17 – Arduino Mega 2560 R3.



Fonte: Arduino (2016)

Os sinais do rádio controle dão os ângulos de referência *roll*, *pitch* e *yaw* que são utilizados como *setpoint* para a placa Arduino. O valor lido em cada canal pelo Arduino corresponde ao ângulo em que o quadricóptero deve permanecer em relação a linha do horizonte (para os eixos X e Y). Para o eixo Z, corresponde a velocidade angular que deve ser mantida. Independente do controle utilizado, as ações devem ser tomadas de acordo com a diferença do erro proporcional dado pelo valor lido pelos sensores (valor real) e o *setpoint* do controle remoto, equação (29),

$$erro = Valor_{real} - setpoint \quad (29)$$

Para que essas ações funcionem, ou seja, se transformem em movimento, aplica-se uma das combinações dadas pelo princípio de movimento do quadricóptero, exemplificadas no tópico [2.3](#).

4.7. SELEÇÃO DA BATERIA

Devido ao fato de que são os principais consumidores de carga no quadricóptero, o tipo de bateria a ser utilizada no projeto é estimado pela necessidade de corrente dos quatro motores.

A bateria adotada deve considerar o tempo desejado de autonomia de voo, a variação de carga dos motores empregados, e todo o circuito eletrônico embarcado no quadricóptero. As mais utilizadas nos projetos de quadricóptero é a de *Lithium-ion Polymer* (LiPo), que possui uma boa relação peso/capacidade de carga, alta capacidade de condução de corrente e tensão compatível com os motores *brushless* utilizados no trabalho. Para selecionar as baterias, considerou-se a massa do quadricóptero e o consumo dos motores, sendo a massa total do quadricóptero igual a 1.077 kg, desta forma, o peso, P_{quad} que deve ser vencido pelos atuadores é dado pela equação (30),

$$P_{quad} = m \cdot g \quad (30)$$

sendo, $g = 9,81 \text{ m/s}^2$, $P_{quad} = 1.077 \cdot 9,81 = 10,575 \text{ N}$.

Cada motor no quadricóptero é responsável por gerar um empuxo mínimo, τ_i , necessário para vencer um quarto do peso, como na equação (31),

$$\tau_i = \frac{P_{quad}}{4} \quad (31)$$

desta forma, $\tau_i = \frac{10,575}{4} = 2,643 \text{ N}$.

Associando esses dados com os valores avaliados nos testes de empuxo obtidos no ensaio dos motores, a corrente necessária para que os quatro motores sobreponham a força gravitacional é dada por $I_{total} = 23,643 \text{ A}$.

Considerando a duração estimada do voo do protótipo em aproximadamente 5 minutos, a carga mínima da bateria é dada pela equação (32),

$$Carga_{bateria_min} = \frac{I_{total} \cdot Tempo}{limite_{uso}} \quad (32)$$

sendo $limite_{uso}$ o valor em porcentagem da carga total que pode ser utilizada, evitando danificar a bateria (até 85% da carga da bateria). Dessa forma, a bateria deve ter no mínimo 2430 mAh para permitir o tempo de voo estimado em 5 min.

Para alimentar todos os componentes eletrônicos do quadricóptero é recomendado a separação das fontes de carga devido a possíveis irregularidades elétricas e ruídos na placa controladora, tendo em vista a corrente drenada pelos motores e os possíveis picos de tensão e

de corrente, por isso foram usadas duas baterias do tipo LiPo. A primeira, da fabricante Fullymax, de 2200 mAh de 11,1 V, 3 células de carga (3S) - 3,7 V por célula, com fator de descarga de até 30C, utilizada para alimentar os 4 motores e o ESC, e a segunda, da fabricante Turnigy, modelo nano-tech, de 1000 mAh de 11,1 V 3S, e fator de descarga de até 50C para alimentar a placa controladora e os sensores. Ambas são mostradas na Figura 18.

O fator de descarga da bateria equivale a um multiplicador de corrente e faz com que a bateria seja capaz de fornecer mais corrente em menos tempo. Em consequência disso, a carga é consumida mais rapidamente e aumenta-se o desgaste da bateria. Recomenda-se que seja utilizado até 50% do valor de fator de descarga disponível, evitando danificar suas células (FULLYMAX, 2016). Por exemplo, a bateria Fullymax de 2.200 mAh pode fornecer até 66.000 mA de corrente, dada pela equação (33),

$$I_{fornecida} = mAh.C \quad (33)$$

Portanto, observa-se que a bateria selecionada fornece somente $Carga_{bateria} = 2200 mAh$, ou seja, não cumpre os requisitos mínimos para o tempo de 5 min de voo, mas se for recalculado considerando esta carga, o novo tempo estimado de voo é de 4,52 min.

Figura 18 – (a) Fullymax 2200 mAh e (b) Turnigy Nano-tech 1000 mAh.



Fonte: Hobbyking (2016)

4.8. Ensaio

Definidos os componentes do quadricóptero, neste item descrevem-se os vários ensaios executados, de forma a dimensionar o modelo do quadricóptero. Inicia-se pelo balanceamento das hélices, o levantamento da curva de empuxo e consumo de carga do motor-hélice para os quatro conjuntos e por último descrevem-se o ensaio com o sensor IMU e a sua calibração.

4.8.1. Ensaio com o conjunto de atuadores

O primeiro passo antes de iniciar os ensaios do motor-hélice é fazer o balanceamento das hélices para melhorar sua performance. Para isso, foi elaborado um balanceador com eixo magnético apresentado na Figura 19. No balanceamento é necessário que as hélices se equilibrem no ar, na horizontal e na vertical, para isso é recomendado colocar pedaços de adesivo para fazer o contrapeso ou desgastar a massa com lixa de plástico, mais detalhes podem ser encontrados em Crespo (2012).

Depois das hélices balanceadas faz-se os ensaios, que são indispensáveis para obter as informações de empuxo e consumo de carga, necessárias para o cálculo do modelo, uma vez que o modelo depende do empuxo gerado pelos atuadores e o consumo de carga total.

Figura 19 – Balanceador de hélices.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Para os testes de empuxo foram utilizados um dinamômetro de tração e compressão digital modelo PCE-FG 20SD, cujo eixo foi adaptado para acoplar-se ao motor *brushless*, conforme mostrado na Figura 20 (a), um fototacômetro utilizado para aferir as rpms na Figura 20 (b) e um alicate amperimétrico ICEL AD-7900, Figura 20 (c), para medir a média do consumo de corrente.

Figura 20 – (a) Dinamômetro e o atuador pronto para os testes, (b) Fototacômetro para aferir as RPM e (c) Alicates amperimétrico ICEL AD-7900.



(a)



(b)



(c)

Fonte: Elaboração do próprio autor.

Com este ensaio foi possível mensurar quantos newtons de empuxo cada motor-hélice é capaz de gerar. Com o tacômetro estroboscópico digital da fabricante Lutron capaz de aferir de 5 até 100.000 rpm, mediu-se a velocidade angular em rpm do conjunto de atuadores. Durante os testes verificou-se também a média de consumo de carga para cada conjunto, usando o alicate amperimétrico. Nesses testes foram estipulados alguns níveis de empuxo e para cada nível foram analisadas as velocidades angulares e o consumo de carga de cada motor-hélice (4) testado. Os resultados estão listados na Tabela 1 e 2 a seguir.

Tabela 1 – Resultado dos testes de empuxo por velocidade angular, em rpm.

EMPUXO (newtons)	Motor 1 rpm	Motor 2 rpm	Motor 3 rpm	Motor 4 rpm	MÉDIA rpm
1	2784	2805	2532	2852	2743
2,45	4289	4050	4434	4137	4228
2,94	4678	4692	4538	4804	4678
3,92	5114	5383	5599	5377	5443
4,90	5938	5786	5964	5906	5898
5,88	6330	6403	6302	6377	6353
6,47	6630	6752	6625	6748	6689

Fonte: Elaboração do próprio autor.

Sabendo que $1 \text{ RPM} = 2 \cdot \pi / 60 \text{ (rad/s)} \sim 0,105 \text{ rad/s}$, monta-se a Tabela 2 para velocidade angular, em rad/s.

Tabela 2 – Resultado dos testes de empuxo por velocidade angular em rad/s.

EMPUXO (newtons)	Motor 1 rad/s	Motor 2 rad/s	Motor 3 rad/s	Motor 4 rad/s	MÉDIA rad/s
1	291	293	265	298	287
2,45	449	424	464	433	442
2,94	489	491	475	503	489
3,92	566	563	586	563	570
4,90	621	605	624	618	617
5,88	662	670	659	667	665
6,47	694	707	693	706	700

Fonte: Elaboração do próprio autor.

De acordo com os dados fornecidos pelo fabricante do motor escolhido, o conjunto de atuadores pode gerar o valor máximo de 6,5 N de empuxo. Com os testes pode-se verificar que o valor máximo atingido foi próximo do valor indicado pelo fabricante. Sendo assim, para vencer o peso do quadricóptero, $P_{quad} = 10,575 \text{ N}$, dividido entre os 4 conjuntos de motor-hélice, são 2,64 N, ou seja, seria necessário que cada par atuador tivesse velocidade angular maior que 439 rad/s para decolar.

Outro teste importante, cujos dados estão na Tabelas 3 e 4, mostram informações sobre o consumo de carga elétrica para cada nível de empuxo. Para estes foram utilizados uma

fonte chaveada de 12 V e 30 A (Teste 1) e no segundo teste (Teste 2), utiliza-se uma bateria Fullymax 2.200 mAh e 11,1 V, carregada e células balanceadas.

Tabela 3 – Resultado do Teste 1 de empuxo por corrente drenada.

EMPUXO (newtons)	Motor 1 A	Motor 2 A	Motor 3 A	Motor 4 A	MÉDIA A
1	2,90	3,10	3,00	3,30	3,08
2,45	5,00	5,34	5,40	6,31	5,50
2,94	6,00	6,00	6,94	7,39	6,46
3,92	7,80	8,30	7,91	8,26	8,12
4,90	10,10	11,45	10,98	11,03	10,92
5,88	12,80	13,10	12,67	13,02	12,91
6,47	15,10	14,11	14,17	14,96	14,52

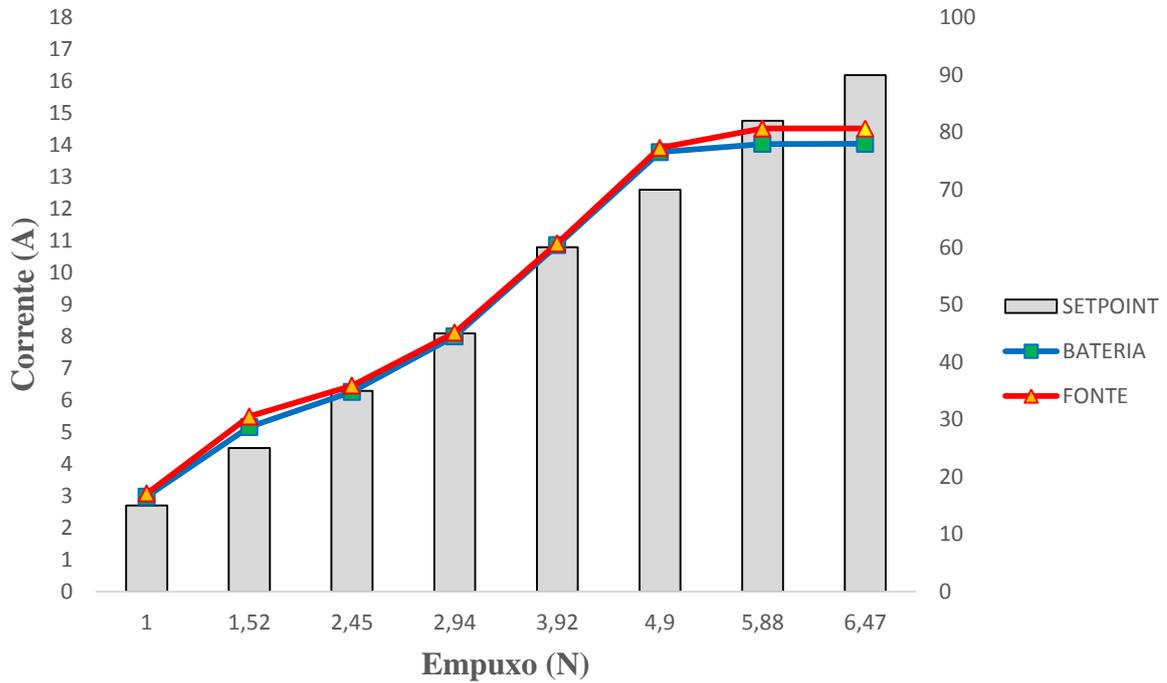
Fonte: Elaboração do próprio autor.

Tabela 4 – Resultado do Teste 2 de empuxo por corrente drenada.

EMPUXO (newtons)	Motor 1 A	Motor 2 A	Motor 3 A	Motor 4 A	MÉDIA A
1	3,00	2,70	2,98	3,24	2,98
2,45	5,30	4,87	5,08	5,40	5,16
2,94	6,20	5,92	5,99	6,94	6,26
3,92	8,20	7,80	8,11	7,91	8,01
4,90	10,60	11,00	10,87	10,98	10,86
5,88	13,50	12,65	11,92	12,67	12,69
6,47	14,20	13,90	13,88	14,17	14,04

Fonte: Elaboração do próprio autor.

Como pode ser visto nas tabelas 3 e 4, a corrente drenada por cada motor para gerar o empuxo estipulado, tem um comportamento aproximadamente linear. Outro fato que deve ser ressaltado é que indiferente da fonte de energia, o consumo de energia foi semelhante. Com estes dados foi plotado (no Excel) o gráfico da Figura 21.

Figura 21– Corrente x Empuxo x *Setpoint*.

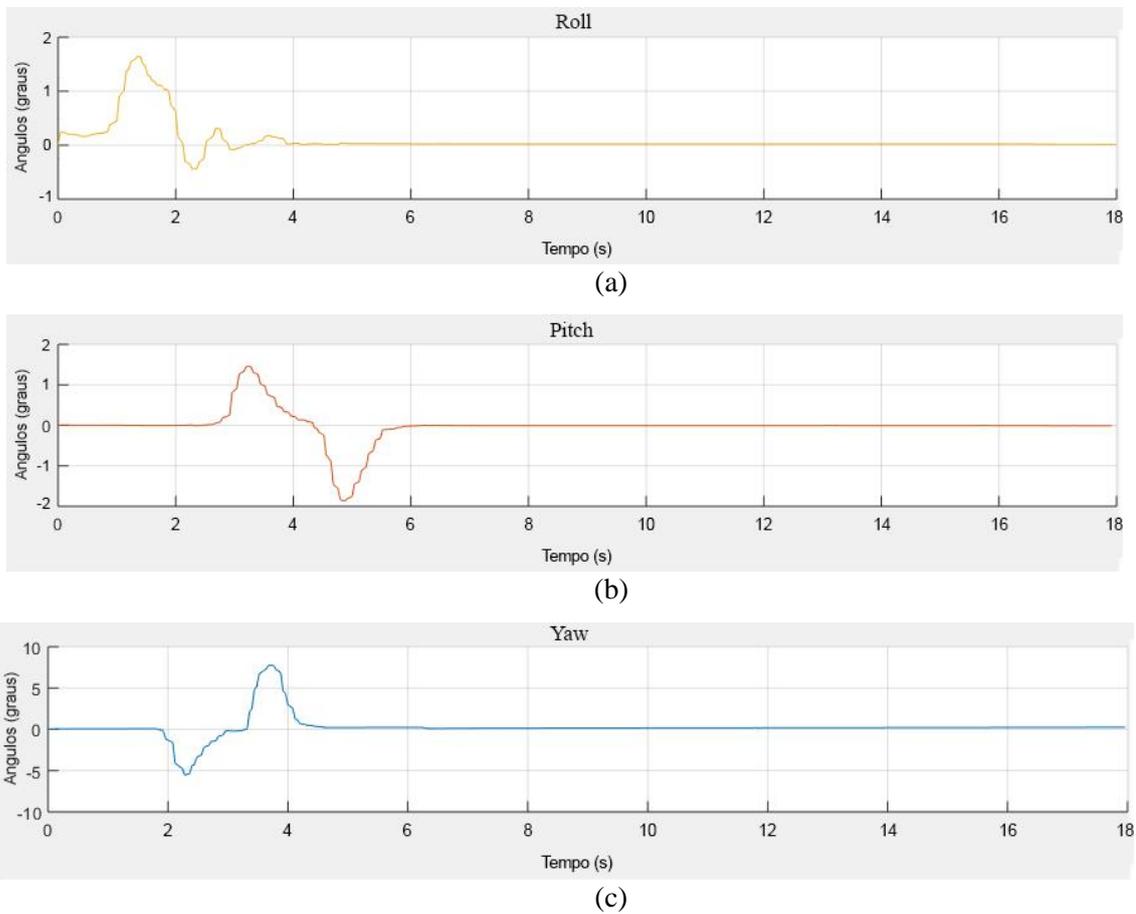
Fonte: Elaboração do próprio autor.

Pelo gráfico, observa-se que o motor FC-2822, em conjunto com a hélice utilizada, gera 6,47 N de empuxo e consome aproximadamente 15 A, estando de acordo com dados fornecidos pelo fabricante (corrente consumida x empuxo gerado pelos atuadores) (EMAX, 2016). Pode ser observado também que o consumo de corrente e ganho de empuxo é saturado próximo dos 80% do *setpoint* do controle remoto, isso é devido a uma proteção interna do ESC, que limita a aceleração dos motores (máximo de 82% de aceleração) (HOBBYKING, 2016). Com estes dados, tem-se um mapeamento das velocidades, bem como a corrente drenada e a velocidade angular por motor, utilizadas no controlador nebuloso.

4.8.2. Ensaio com o IMU

No ensaio com os sensores do IMU MPU-6050 avalia-se a sua resolução e a calibração. Para isso, usa-se o Arduino Mega 2560, cujo programa de aquisição das leituras fornece os dados do giroscópio e do acelerômetro em cada eixo, disponibilizado em Rowberg (2016). Estas informações podem ser tratadas no DMP, de forma que na saída do Arduino têm-se as atitudes (ângulos) de *yaw*, *pitch* e *roll*.

Figura 23 – Leitura dos sensores calibrados em (a) ângulo de *roll*, (b) ângulo de *pitch* e (c) ângulo de *yaw*.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Neste capítulo foram apresentados os componentes mínimos para a construção de um protótipo de um quadricóptero e os ensaios com as calibrações necessárias para tornar possível os testes de voo com o protótipo.

CAPÍTULO 5

Fundamentos da lógica nebulosa

Neste capítulo são fornecidos os conceitos básicos sobre lógica nebulosa que foram utilizados para desenvolver o controlador do quadrrrotor. Inicia-se pelo histórico, depois introduz-se os principais conceitos, operações lógicas e o modelo Mamdani, aplicado ao controlador desenvolvido.

5.1. HISTÓRICO

A lógica nebulosa surgiu na década de 60, mais precisamente em 1965, quando o professor Lofti A. Zadeh, da Universidade da Califórnia, em Berkley, publicou o artigo *Fuzzy Sets*, que ficou conhecido como a origem da Lógica nebulosa onde apresentava a ideia da fuzzificação (YEN, 1998).

A teoria da lógica nebulosa enfrentou no início, forte resistência por parte da comunidade científica. Entretanto, muitos pesquisadores, principalmente do Japão, vislumbraram as possibilidades da técnica e na sua primeira década (1965-1975) a teoria ganhou forças devido a extensão dos fundamentos, com novos conceitos e novas abordagens, bem como as relações nebulosas, as variáveis linguísticas e o processo de decisão nebuloso.

No ano de 1972, Michio Sugeno apresentou o conceito de medidas nebulosas. Em 1974 a lógica nebulosa passou a ser reconhecida e iniciou sua consolidação nas pesquisas de controle, principalmente no aspecto de sua aplicação a processos, sistemas e componentes industriais com a apresentação do primeiro controlador nebuloso criado por Ebrahim Mamdani, no Reino Unido (TANAKA, 1996). Algumas aplicações surgiram na época, como o estudo sobre condições de tráfego urbano, feito por Didie Dubois em 1977, ou os controles nebulosos para fornos industriais, desenvolvido na Dinamarca, em 1982 a partir dos conhecimentos e experiências dos operários, e o desenvolvimento do primeiro circuito integrado nebuloso, por Masaki Togai e Hiroyuke Watanabe, em Bell nos EUA, no ano de 1985 (CARNEIRO NETTO, 2005).

Depois de se consolidar, a partir da década de 80, a lógica nebulosa foi usada em projetos de grande porte, tais como, no complexo ferroviário de Sendai, no Japão, onde o

controle é feito por lógica nebulosa, implementado desde 1987, além dos diversos eletrodomésticos que operam utilizando esses controladores.

Outras aplicações para os controladores nebulosos são listadas abaixo:

- Controle de processos: controle de velocidade, nível, temperatura, diagnóstico de falhas, etc.;
- Sistemas de manufatura: controle de produção e armazenagem;
- Aeronáutica: controladores de motores, de voo, sistemas de aviação completos e altitude;
- Robótica: controle de posição, trajetória e velocidade;
- Sistemas automotivos: Suspensão, motor, transmissão, freios e computadores de bordo;

5.2. CONJUNTOS NEBULOSOS

A teoria dos conjuntos clássicos permite que um objeto pertença ou não pertença a um conjunto, sendo este um '0' ou '1'. Dessa forma, dado um conjunto A contido em um universo \mathcal{B} , um elemento x qualquer pode assumir somente dois valores em relação ao conjunto A , ou seja, pertence integralmente ao conjunto ou não pertence, em termos de equação, uma função $F_A(x)$, é expressa pela equação (34),

$$F_A(x) = \{1 \text{ se } x \in A, 0 \text{ se } x \notin A\} \quad (34)$$

O conjunto nebuloso $A(x)$ é definido na equação (35), como ,

$$A(x) = \{x \in \mathcal{B} \mid F_A(x) = 1\} \quad (35)$$

A lógica nebulosa difere completamente da lógica binária pelo fato de não ser possível responder a proposição como 'verdadeira' ou 'falsa', as proposições no conjunto nebuloso podem assumir valores no intervalo de '0' a '1', equação (36),

$$A = \{x \in \mathcal{B} \mid \mu_A(x) = \gamma, 0 \leq \gamma \leq 1\} \quad (36)$$

onde γ é o valor de pertinência de x em relação ao conjunto A .

Pode-se também trabalhar com afirmações de caráter linguístico, como ‘muito frio’ ou ‘muito quente’, uma vez que são utilizadas as chamadas variáveis linguísticas. Essas variáveis são de extrema relevância, pois trazem consigo o grau de incerteza presente no sistema e a partir desta informação, é possível traduzir o sistema para um modelo matemático. Essa transição dos conjuntos deixa de ser abrupta, como na lógica binária e é substituída por uma transição suave (EL-HAWARY, 1998).

A teoria proposta pela lógica nebulosa formula modelos capazes de capturar a funcionalidade de alguns sistemas a partir do conhecimento de especialistas a seu respeito. Duas classes de modelos podem ser identificadas e distinguidas em função dos tipos de conectivos utilizados em seu processo de criação. A primeira classe são os chamados modelos matemáticos, a qual suas operações são algébricas, como adição, subtração, diferenciação, etc. Os parâmetros desse modelo geralmente são baseados em valores numéricos. A segunda classe dos modelos lógicos, utilizam conectivos lógicos tais como E, OU, SE-ENTÃO, ou seja, envolvem parâmetros pertencentes à linguagem natural (YAGER; FILEV, 1994).

Em resumo, um sistema nebuloso seria um mapeamento não-linear realizado pela base de regras nebulosas na forma SE-ENTÃO de um espaço de entrada para um espaço de saída, onde cada regra descreve o comportamento local de onde foi mapeada. O antecedente da regra define uma região nebulosa no espaço de entrada, enquanto um conseqüente especifica a saída na região nebulosa (CASTILLO et al., 2007).

Um dos modelos mais importantes e conhecidos da lógica nebulosa é o estilo ‘Mamdani’. Criado em 1975, na Universidade de Londres, no Reino Unido, pelo professor Ebrahim Mamdani, o modelo de sistemas nebuloso baseia-se em regras de conjuntos nebulosos no intuito de representar experiências reais. O processo de raciocínio estabelecido foi dividido em quatro passos: a fuzzificação, a inferência (dividida em duas etapas, avaliação de regras e agregação de conjuntos) e a defuzzificação.

5.3. OPERAÇÕES BÁSICAS ENTRE CONJUNTOS NEBULOSOS

Assim como na teoria de controle clássica, os conjuntos nebulosos obedecem algumas propriedades e podem ser operados de diversas maneiras. Algumas operações básicas definidas por Zadeh (1995) são dadas a seguir.

Considerando dois conjuntos nebulosos A e C , em um universo B , definidos pelas equações (37) e (38),

$$A = \{\mu_A(x) \in \mathcal{B}, \mu_A(x) \in [0,1]\} \quad (37)$$

$$C = \{\mu_C(x) \in \mathcal{B}, \mu_C(x) \in [0,1]\} \quad (38)$$

Têm-se as operações de Igualdade, Complemento, Interseção e União,

Igualdade, equação (39),

$$A = C \leftrightarrow (\mu_A(x) = \mu_C(x)), \forall x \in \mathcal{B} \quad (39)$$

Complemento, equação (40),

$$\neg A = \{\mu_{\neg A}(x) \in \mathcal{B} \text{ e } \mu_{\neg A}(x) = 1 - \mu_A(x)\} \quad (40)$$

União, equação (41),

$$(A \cup C)(x) = \max[A(x), C(x)], \forall x \in \mathcal{B} \quad (41)$$

Interseção, equação (42),

$$(A \cap C)(x) = \min[A(x), C(x)], \forall x \in \mathcal{B} \quad (42)$$

As operações lógicas de união e interseção entre os conjuntos nebulosos são equivalentes aos operadores OR e AND.

5.4. FUNÇÕES DE PERTINÊNCIA

As funções de pertinência são funções numéricas tabuladas que atribuem valores nebulosos a variáveis discretas. Essas funções podem variar em forma e quantidade, sendo escolhidas geralmente de acordo com a natureza do sistema. Os formatos mais comuns são triangular e trapezoidal, porém existem outros formatos, tais como, funções sinusoidais, sigmoidais, gaussianas entre outras, mostradas na Figura 24 (SHAW; SIMÕES, 1999).

Figura 24 – Formatos de funções de pertinência.



Fonte: Carneiro Netto (2005).

A cada uma dessas funções é atribuído um valor linguístico que apresente de forma qualitativa o conjunto nebuloso ao qual a função se refere. Por exemplo, em um sistema de controle de temperatura seria possível encontrar variáveis como ‘muito quente’, ‘quente’, ‘morno’, ‘frio’ e ‘muito frio’.

As funções de pertinência não precisam ser simétricas nem igualmente espaçadas, dependendo unicamente da modelagem feita para o funcionamento correto de seu sistema. Atuam na fuzzificação e na defuzzificação, quando traduzem valores do domínio dos números reais para o domínio nebuloso e vice-versa.

A base de regras (que também são predefinidas) avalia via combinação dos diversos graus de pertinência permitindo ativar as conexões primordiais e atribuir um fator de ponderação para cada regra, denominado processo de inferência. A inferência nebulosa cria um relacionamento entre os dados de entrada e os de saída. A estrutura completa do controlador nebuloso é mostrado na Figura 25.

Figura 25 – Modelo do controlador nebuloso.



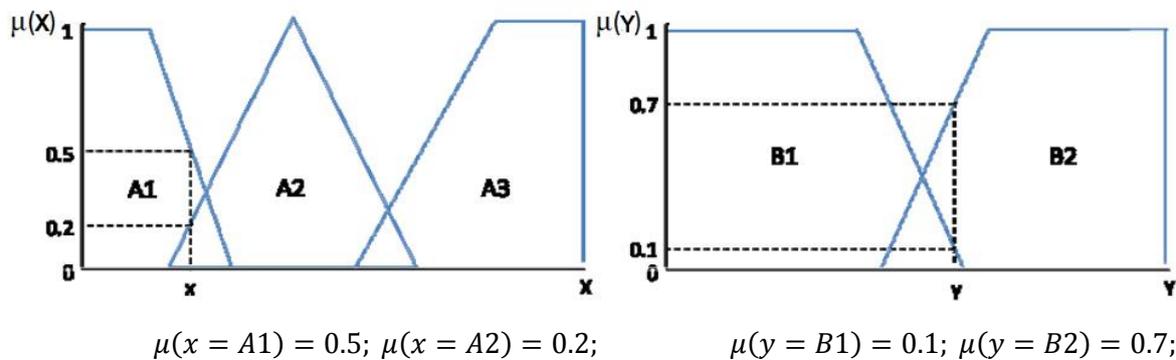
Fonte: Adaptado de Bojadziev (1997).

5.5. A FUZZIFICAÇÃO E O PROCESSO DE INFERÊNCIA

A fuzzificação mapeia a relação entre as variáveis de entrada do sistema com as funções de pertinência ali relacionadas.

Durante a fuzzificação as variáveis de entrada são traduzidas de valores numéricos para valores linguísticos, criando um vetor de pertinências para cada variável que entra no sistema. Sendo assim, cada entrada obtém um grau de pertinência $\mu(x)$, relacionado a cada conjunto nebuloso, um exemplo pode ser visualizado na Figura 26.

Figura 26 – Exemplo de fuzzificação das variáveis de entrada x e y.



$$\mu(x = A1) = 0.5; \mu(x = A2) = 0.2;$$

$$\mu(y = B1) = 0.1; \mu(y = B2) = 0.7;$$

Fonte: Adaptado de Marro *et al.* (2010).

Como visto na Figura, as entradas x e y foram associadas as suas respectivas variáveis linguísticas para x (A₁, A₂, A₃) e para y (B₁, B₂) de acordo com seus valores, e recebem o seu respectivo grau de pertinência, conforme o exemplo dado. Em seguida, estes vetores são entregues à etapa de inferência.

A inferência do sistema nebuloso estabelece uma relação entre as entradas e as saídas do sistema modelado por meio da base de regras. Essas regras são do tipo **SE** - (E/OU) - **ENTÃO** e buscam associar os parâmetros de entrada com os de saída através de um bloco lógico.

O número total de regras de um sistema nebuloso depende do número de entradas e do número de funções de pertinência do controlador. Pode-se calcular o número total de regras de um sistema de controle nebuloso, por meio da relação do número de suas entradas e do número de conjuntos nebulosos de cada uma dessas entradas. Segue a relação, equação (43),

$$R = n^1, n^2, \dots, n^p \quad (43)$$

sendo R o conjunto total de regras e p o número de entradas do controlador (SARMIENTO *et al.*, 2003).

Se todas as entradas possuírem o mesmo número de conjuntos nebulosos tem-se a expressão (44),

$$R = n^P \quad (44)$$

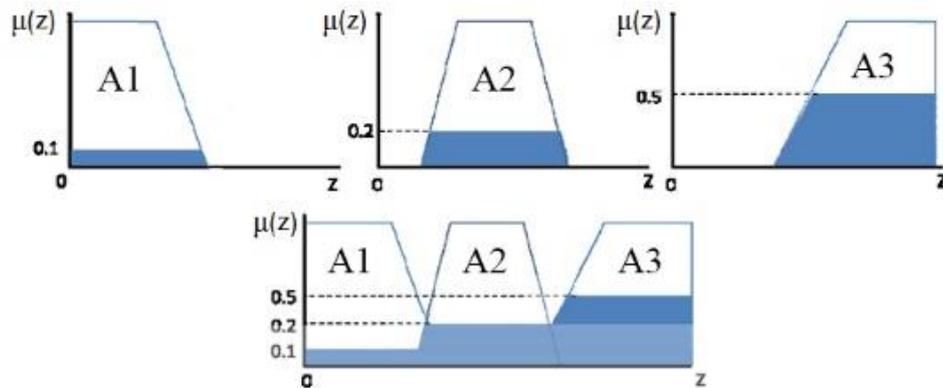
Observa-se um crescimento exponencial no total de regras de um controlador nebuloso, de acordo com o aumento da quantidade de entradas. Entretanto, o número total de regras ativadas que precisam ser avaliadas num controlador nebuloso pode ser inferior ao número total de regras.

O processo de inferência avalia através da combinação dos diversos graus de pertinência as variáveis de entrada, permitindo que estas possam ativar uma ou mais regras (considerando o fator de ponderação de cada regra).

Depois das entradas serem fuzzificadas faz-se a aplicação dessas entradas nos antecedentes obtendo assim o valor do conseqüente para cada regra. Quando o antecedente é composto, os operadores lógicos AND e OR são utilizados para obter um único resultado, sendo o maior grau de pertinência quando se utiliza o operador de união OR e o menor grau de pertinência quando é utilizada a interseção, AND. A partir deste ponto cria-se um novo vetor contendo os valores dos vínculos estabelecidos, este vetor agrega as regras nebulosas que foram ativadas. Todas essas regras serão unidas em um único conjunto nebuloso.

Por exemplo, dada uma variável de entrada z , considerando os conjuntos A_1 , A_2 e A_3 ativados por meio das regras e os respectivos graus de pertinência, a agregação desses três conjuntos resulta em um quarto conjunto único, conhecido como área de inferência, conforme é ilustrado na Figura 27, onde observa-se que a área gerada vai ser tratada no bloco de defuzzificação.

Figura 27 – Agregação de conjuntos.



Fonte: Adaptado de Marro *et al.* (2010).

Na literatura são encontrados diversos tipos de controladores inteligentes do tipo nebuloso, sendo sua classificação dada conforme o método de tomada de decisão durante a defuzzificação. Dentre os vários controladores, existem basicamente dois grandes grupos de controladores, que divergem principalmente, na tomada de decisão final por meio da inferência. O primeiro grupo, um novo conjunto nebuloso é gerado a partir de uma composição de regras e no segundo grupo, a tomada de decisão tem como base a média dos valores numéricos de uma função de relação entre as entradas do controlador. Os controladores conhecidos como do tipo ‘Mamdani’ são do primeiro grupo, e os controladores do tipo Takagi-Sugeno estão no segundo grupo (ANDRADE; JAQUES, 2006).

A última etapa do processo é a defuzzificação que traduz as decisões elaboradas pelo algoritmo de controle. O objetivo é obter um valor numérico único que melhor represente os valores nebulosos inferidos da variável linguística de saída. Dentre os métodos de defuzzificação, os mais utilizados são o centroide, centro do máximo e média do máximo (SHAW E SIMÕES, 1999). A equação para o centroide é apresentada a seguir, equação (45),

$$u^* = \frac{\sum_{i=1}^N u_i A_i}{\sum_{i=1}^N A_i} \quad (45)$$

onde A_i é a área de uma função de pertinência modificada pelo resultado da inferência nebulosa, u_i é a posição do centroide da função de pertinência individual e N é o número de funções de pertinência da variável linguística.

O centro do máximo é dado pela equação (46),

$$u^* = \frac{\sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^N u_i y_k(u_i)}{\sum_{k=1}^n \sum_{i=1}^N y_k(u_i)} \quad (46)$$

onde u_i é o ponto onde ocorre o máximo da função de pertinência i , $y_k(u_i)$ é o grau de pertinência da função i da regra k , N é o número de funções de pertinência da variável linguística e n é o número de regras ativadas pela função de pertinência i .

A média do máximo é descrita pela equação (47),

$$u^* = \sum_{m=1}^M \frac{u_m}{M} \quad (47)$$

onde u_m é o m -ésimo elemento do universo de discurso, associado ao máximo da função e M é o número total desses elementos.

De acordo com as referências bibliográficas observa-se que diferentes tipos de controladores impactam de modo significativo tanto na resposta do controlador, como também em seu desempenho. Desta forma, é de suma importância na construção de um controlador nebuloso a atenção diante da definição do tipo de controlador a ser utilizado, se do tipo Mamdani ou Takagi-Sugeno. Para o desenvolvimento do controlador nebuloso deste projeto foi definido o uso do método Mamdani sob a condição de não necessitar de um modelo matemático rigoroso. (MAMDANI, 1974).

CAPÍTULO 6

Proposta de um controlador nebuloso para o quadrrrotor

Descreve-se a seguir o projeto do controlador de voo usando lógica nebulosa e os resultados obtidos. A lógica foi implementada e testada no *toolbox* especialista do MATLAB® e também foi simulada, atuando no controle de um sistema quadrrrotor, na ferramenta virtual Simulink.

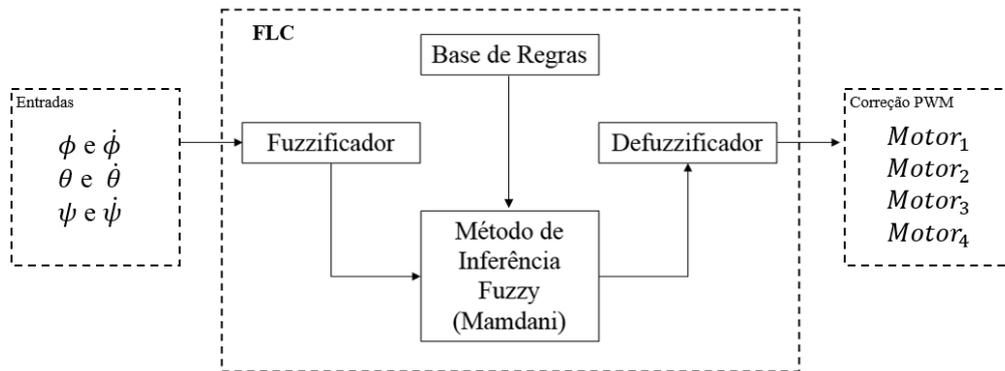
6.1. DIAGRAMA DE BLOCOS DO CONTROLADOR

O sistema de controle de um quadrrrotor possui características multivariáveis, não lineares e sensíveis à interferência, exigindo a elaboração de um modelo matemático complexo. Por isso, um controlador utilizando lógica nebulosa é uma opção interessante e utilizada com êxito em outras pesquisas, tais como visto em Palacios (2009), Raza e Gueaieb (2009), Santos e López (2010), Sales (2014) e Bhatkhande (2014), entre outros. O controlador nebuloso tem entre outras vantagens, o fato de se basear em regras determinadas através do conhecimento do comportamento do sistema em referência, um controlador típico é projetado para inferir conclusões baseado no conhecimento adquirido.

Portanto, a partir dos conceitos estudados sobre a lógica nebulosa implementa-se a arquitetura de um controlador nebuloso para o quadrrrotor mostrado na Figura 28. Nesta Figura, têm-se os quatro blocos que traduzem o algoritmo: o fuzzificador, a base de regras e o método de inferência, e a defuzzificação que se utiliza da área gerada pela inferência para calcular o melhor valor real para a resposta do controle do par atuador (motor/hélice).

O controlador foi criado sob algumas restrições impostas ao quadrrrotor, tais como, permitir que a aeronave se mantenha em voo pairado, controlando apenas a orientação, a uma baixa altitude e com limitação na inclinação dos eixos.

Figura 28 – Controlador nebuloso proposto para a estabilidade da aeronave.



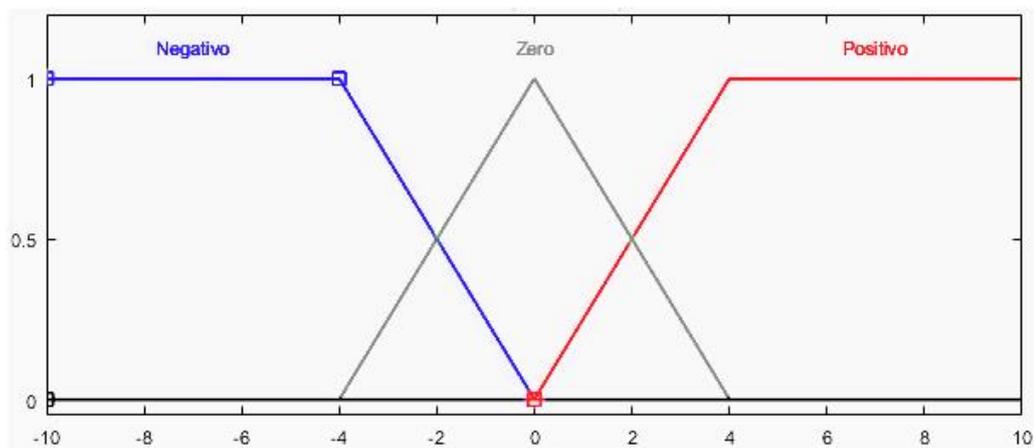
Fonte: Elaboração do próprio autor.

6.2. FUNÇÕES DE PERTINÊNCIA DO CONTROLADOR

Na fuzzificação foram definidas como funções de pertinência de entrada, as variações angulares do modelo, os sinais de atitude, *roll*, *pitch* e *yaw* responsáveis pela estabilidade do sistema, obtidos a partir do sensor IMU acoplado ao quadricóptero.

Inicialmente foram definidas as funções de pertinência que descrevem o comportamento da entrada do sistema quadricóptero, ‘variação do erro angular’, Δ_e e ‘velocidade angular’, \mathbf{w} , provenientes da leitura do IMU, referente aos eixos X (*roll*), Y (*pitch*) e Z (*yaw*), conforme apresentado nas Figuras 29 e 30. Cada uma foi projetada com 3 variáveis linguísticas de mesmo nome – Negativo, Zero e Positivo, e formato geométrico, mas com dimensões e faixas de valores diferentes que estão de acordo com o domínio real e as restrições predefinidas do modelo.

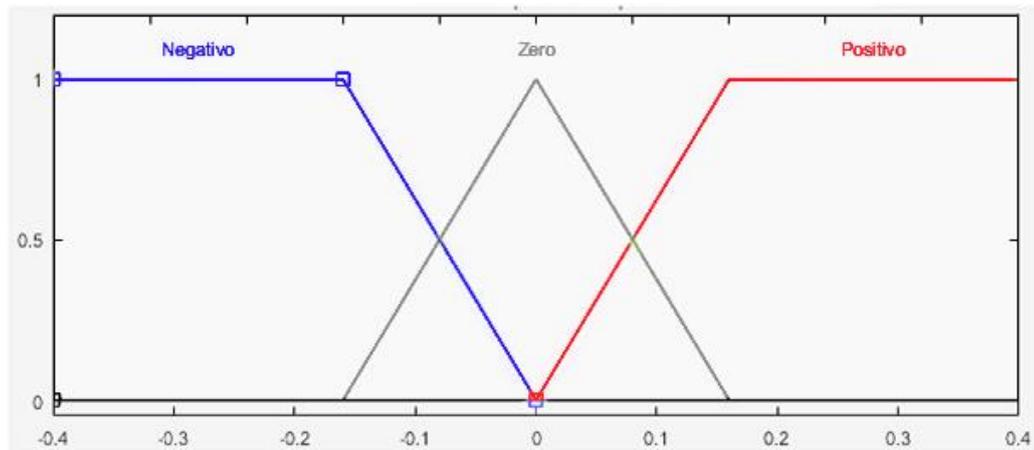
Figura 29 – Função de pertinência associada a “variação do erro angular”.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

A função de pertinência associada a ‘variação do erro angular’ foi limitada a faixa de $[-10, 10]$ graus por segundo, para as variáveis linguísticas Negativo e Positivo no formato trapezoidal, e Zero na forma triangular, definidas no intervalo $[-4, 4]$, onde no ângulo 0° , o grau de pertinência é máximo. Todos os valores de domínio foram encontrados por meio de tentativas, até que fossem encontrados valores que permitissem que o controlador pudesse atingir o equilíbrio.

Figura 30 – Funções de pertinência associadas a ‘velocidade angular’.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Para a função de pertinência ‘velocidade angular’ o intervalo está na faixa de $[-0.4, 0.4]$ rad/s, com as mesmas três variáveis linguísticas da variável ‘variação do erro angular’ e no mesmo formato. Esta entrada é utilizada para estabelecer certa moderação na taxa de correção das saídas do controlador nebuloso, de modo a melhorar o desempenho e diminuir a oscilação.

O sistema de fuzzificação analisa as funções de pertinência das entradas e saídas, usando a base de regras, buscando identificar o comportamento do controlador.

6.3. DEFINIÇÃO DA BASE DE REGRAS

A criação da base de regras do controlador nebuloso deve seguir a equação (44) conforme explicado anteriormente (capítulo 5). Quanto menor o número de regras menor é o tempo de processamento do algoritmo, exigindo menor quantidade de memórias necessárias ao processador no qual será programado o sistema de controle de voo. Portanto, para a quantidade de entradas no controlador nebuloso ($p = 2$ entradas) e cada entrada com três

funções de pertinência, $n = 3$ (ou conjuntos difusos), n^P , dão 9 regras que utilizam a operação básica de interseção, baseado no modelo **SE** (ANTECEDENTE) **ENTÃO** (CONSEQUENTE) aplicadas pela combinação das variáveis de entrada conforme Tabela 5.

Tabela 5 – Base de Regras do controlador nebuloso.

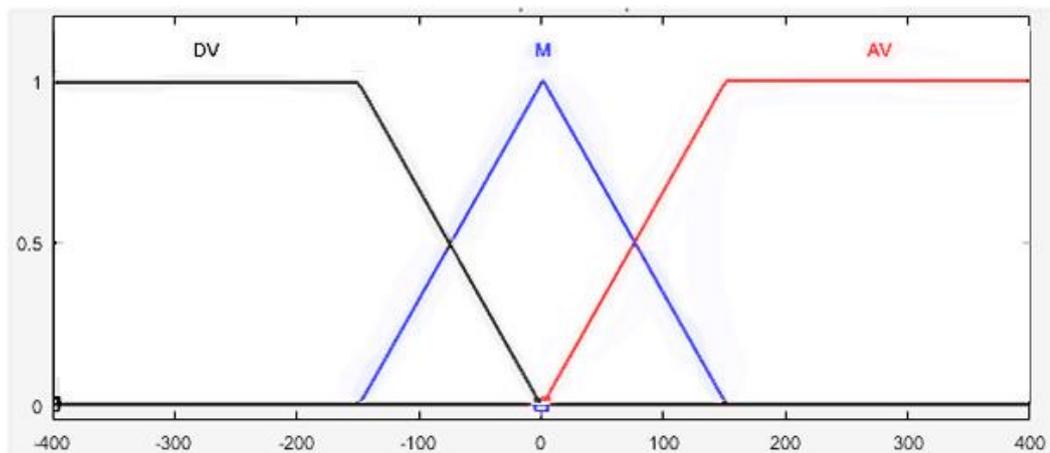
		Δ_e		
		N	Z	P
w	N	DV	DV	M
	Z	DV	M	AV
	P	M	AV	AV

Fonte: Elaboração do próprio autor.

Nesta tabela têm-se as entradas do controlador, Negativo (N), Zero (Z) e Positivo (P), na horizontal e na vertical, significando que a linha relaciona a função de pertinência ‘variação do erro angular’, e a coluna relaciona a ‘velocidade angular’. Combinando uma linha com uma coluna tem-se a ação de controle que deve ser executada, ou seja, DV (significa diminuir a velocidade), M (manter) e AV (aumentar a velocidade). Esta tabela com as regras deve ativar as funções de pertinência de saída, que serão defuzzificadas.

A função de pertinência de saída é mostrada na Figura 31, onde observa-se que foram usadas três variáveis linguísticas na faixa de $[-400, 400]$ μs .

Figura 31 – Funções de pertinência da saída.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

6.4. DEFUZZIFICAÇÃO

O defuzzificador do controlador proposto é do tipo Mamdani e usa o Centroide (ou centro de área) – equação (45), para converter a informação do domínio nebuloso para o domínio real, no caso os sinais de PWM para acionamento dos motores. Este método de defuzzificação embora seja uma aproximação, é bastante utilizado e consiste em uma técnica onde o valor de saída é o centro da gravidade da função de distribuição da possibilidade da ação de controle.

A informação convertida pela defuzzificação é o valor em μs que deve ser acrescido ou decrescido do tempo em que as portas digitais da placa microcontrolada devem manter uma tensão para alimentar as entradas individuais do ESC, referentes a cada um dos motores, ou seja, aumenta ou diminui a tensão aplicada aos motores a fim de corrigir a velocidade de cada um e manter o quadricóptero equilibrado.

Todos os controladores para as atitudes são idênticos (mesmas variáveis de entrada, saída, domínio das funções de pertinência e etc.). O controlador da altura foi projetado separadamente, pois uma das entradas, a ‘variação da altura’, possui os valores do domínio das funções de pertinência em metros, na faixa de $[-8, 8]$. A segunda entrada continua sendo a ‘velocidade angular’, em rad/s, na faixa de $[-0.2, 0.2]$. Este último, foi utilizado exclusivamente para a simulação.

6.5. SIMULAÇÕES EM AMBIENTE VIRTUAL

Para a implantação do controlador no protótipo do quadricóptero são indispensáveis a realização de alguns testes reais e/ou virtuais (por simulação).

Por isso, foi usado o *software* MATLAB que oferece vários recursos não somente de programação, mas possui os *toolbox* (algoritmos prontos) de algoritmos inteligentes entre os quais o de lógica nebulosa que facilitam o estudo e o aprendizado de importantes conceitos na engenharia elétrica. Para validar o controlador nebuloso e verificar o seu desempenho juntamente com o sistema do quadricóptero e o modelo dinâmico construído foi utilizado o Simulink/MATLAB® (MATHWORKS, 2009), que realiza uma simulação com resultados em gráficos, antes da implementação na planta real.

A ferramenta virtual Simulink® oferece um ambiente para modelagem, simulação e análise de sistemas dinâmicos, por meio de gráficos em blocos e programação. Possui

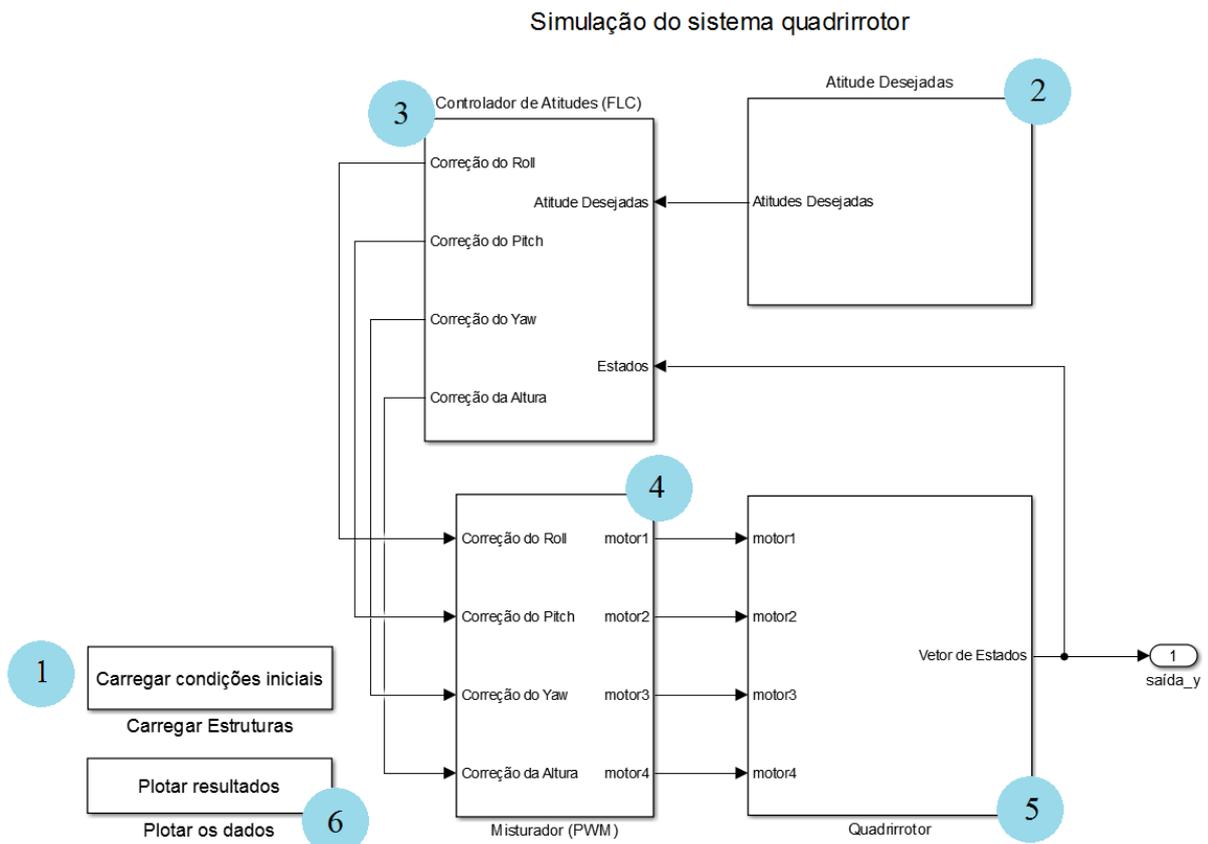
integração com todo o ambiente MATLAB, podendo utilizar os scripts e funções feitos em MATLAB como recurso dos projetos. É uma ferramenta amplamente utilizada para estudo de técnicas de teoria de controle, por sua flexibilidade, eficiência e rápida iteração (MATHWORKS, 2017).

As simulações desenvolvidas nesta ferramenta geralmente utilizam blocos previamente programados, disponibilizados pela própria desenvolvedora. Todavia, é possível criar novos blocos com funções programadas de acordo com a necessidade do usuário.

6.5.1. Sistema simulado

Os blocos projetados no Simulink, vistos na Figura 32, foram adaptados de Pounds (2007), e reprogramados para realizar a simulação e a validação do controlador do sistema quadrrrotor. A simulação foi dividida em 6 blocos onde cada bloco possui uma funcionalidade, sendo o bloco dos controladores, denominado FLC (*Fuzzy Logic Control*), o bloco 3. A seguir descreve-se a forma e a função de cada bloco criado no Simulink.

Figura 32 – Blocos do Simulink para o sistema quadrrrotor.

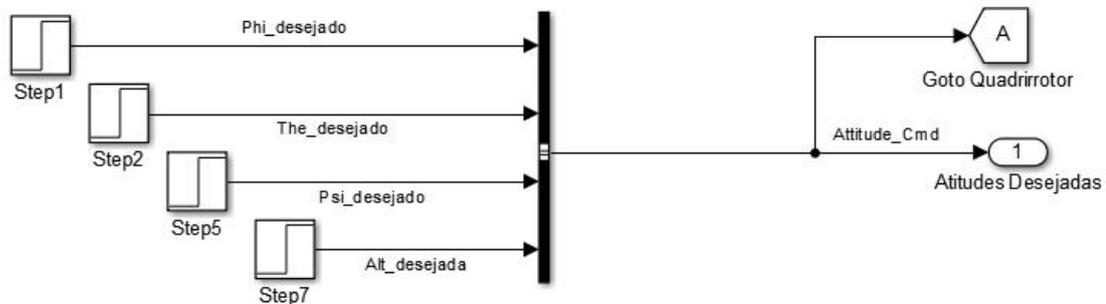


Fonte: Elaboração do próprio autor.

Bloco 1 – Carregar Estruturas: fornece as condições iniciais (quais variáveis) definidas de acordo com as coordenadas translacionais desejadas, em relação ao sistema *Terra*. Neste bloco são definidos os ângulos de *roll*, *pitch* e *yaw* que iniciam em zero, devido a inércia do quadricóptero neste ponto e os dados referentes as dimensões da estrutura do quadricóptero;

Bloco 2 – Atitudes desejadas: neste bloco, visto na Figura 33, aplica-se uma entrada degrau para cada atitude e para a altura de forma a verificar o comportamento do controlador. Essas entradas são enviadas por meio de um vetor para o bloco 3;

Figura 33 – Bloco 2 - Atitudes desejadas.



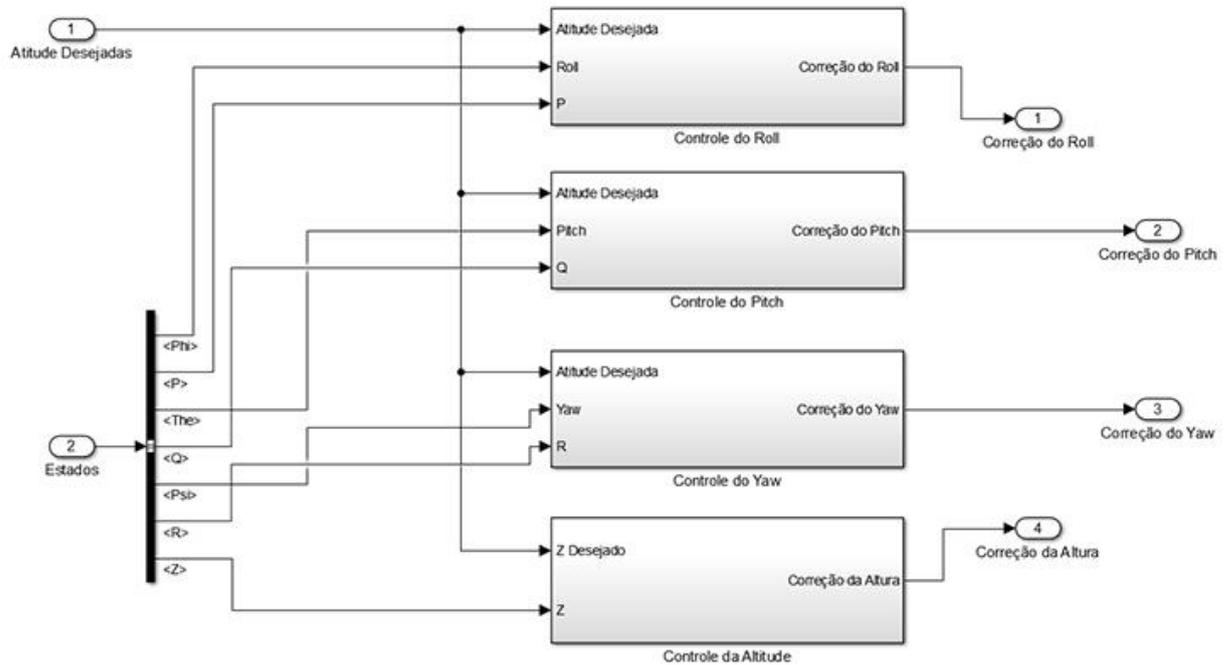
Fonte: Elaboração do próprio autor.

Bloco 3 – Controlador de Atitudes (FLC): O bloco dos controladores nebulosos: usa a diferença entre as condições iniciais (entrada 1) e o ângulo desejado (entrada 2) para corrigir a velocidade dos motores, equação (48). Na saída tem-se as respostas individuais, em velocidade angular, em rad/s para cada controlador (4) do *roll*, *pitch*, *yaw* e altura,

$$\Delta\varepsilon = \varepsilon_d - \varepsilon_a \quad (48)$$

sendo ε_d o ângulo desejado e ε_a o ângulo atual (o mesmo vale para o controlador da altura, contudo, ao invés de ângulo desejado e ângulo inicial, as variáveis são altura desejada e altura atual). Os detalhes do bloco podem ser vistos na Figura 34.

Figura 34 – Bloco 3 - Controlador de Atitudes (FLC).



Fonte: Elaboração do próprio autor.

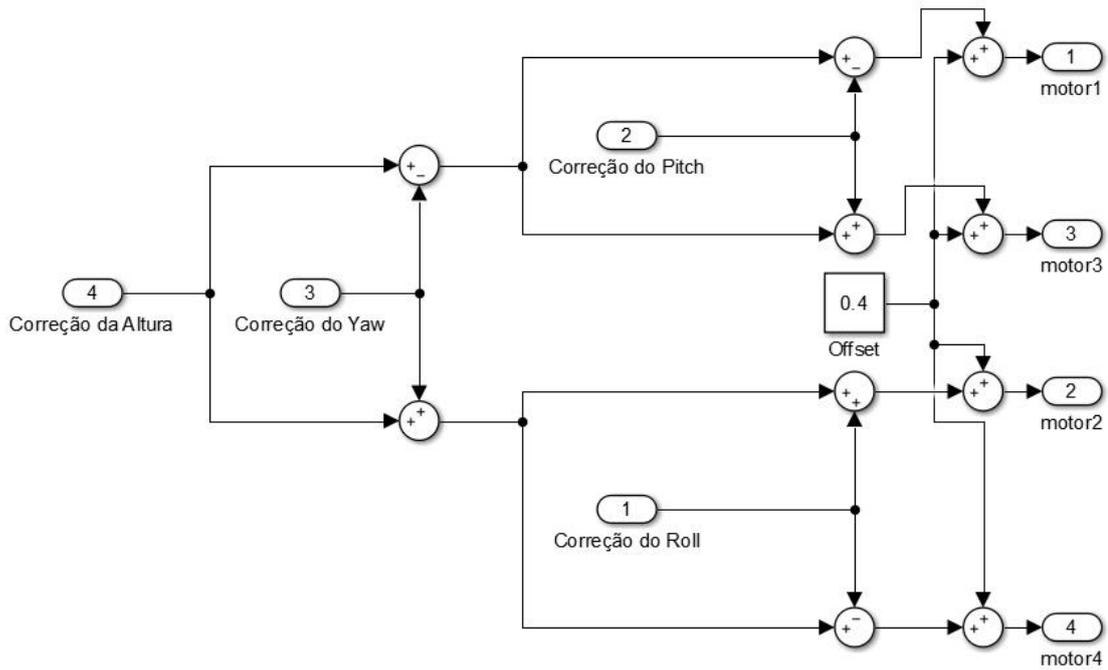
O bloco é realimentado pelas variáveis de estado vindas do bloco 5, que substituem as condições iniciais a partir do segundo laço;

Bloco 4 – O bloco do misturador implementa a equação (49), que fornece as saídas do PWM individual de cada motor (1 a 4), relacionando os valores das correções (velocidade angular, em rad/s) fornecidas pelo bloco 3.

$$\begin{aligned}
 PWM_1 &= Correção_Z + Correção_X - Correção_\psi + Offset \\
 PWM_2 &= Correção_Z + Correção_Y + Correção_\psi + Offset \\
 PWM_3 &= Correção_Z - Correção_X - Correção_\psi + Offset \\
 PWM_4 &= Correção_Z - Correção_Y + Correção_\psi + Offset
 \end{aligned}
 \tag{49}$$

onde $Correção_Z$ é a resposta do controlador da altura, $Correção_X$ a resposta do controlador roll, $Correção_Y$ a resposta do controlador pitch e $Correção_\psi$ a resposta do controlador yaw. O *offset* é um *bias* pré-definido no valor de 0.4, utilizada para contrabalancear o peso do quadricóptero, recomendado em Raza e Gueaieb (2009). O bloco do misturador é apresentado em detalhes na Figura 35.

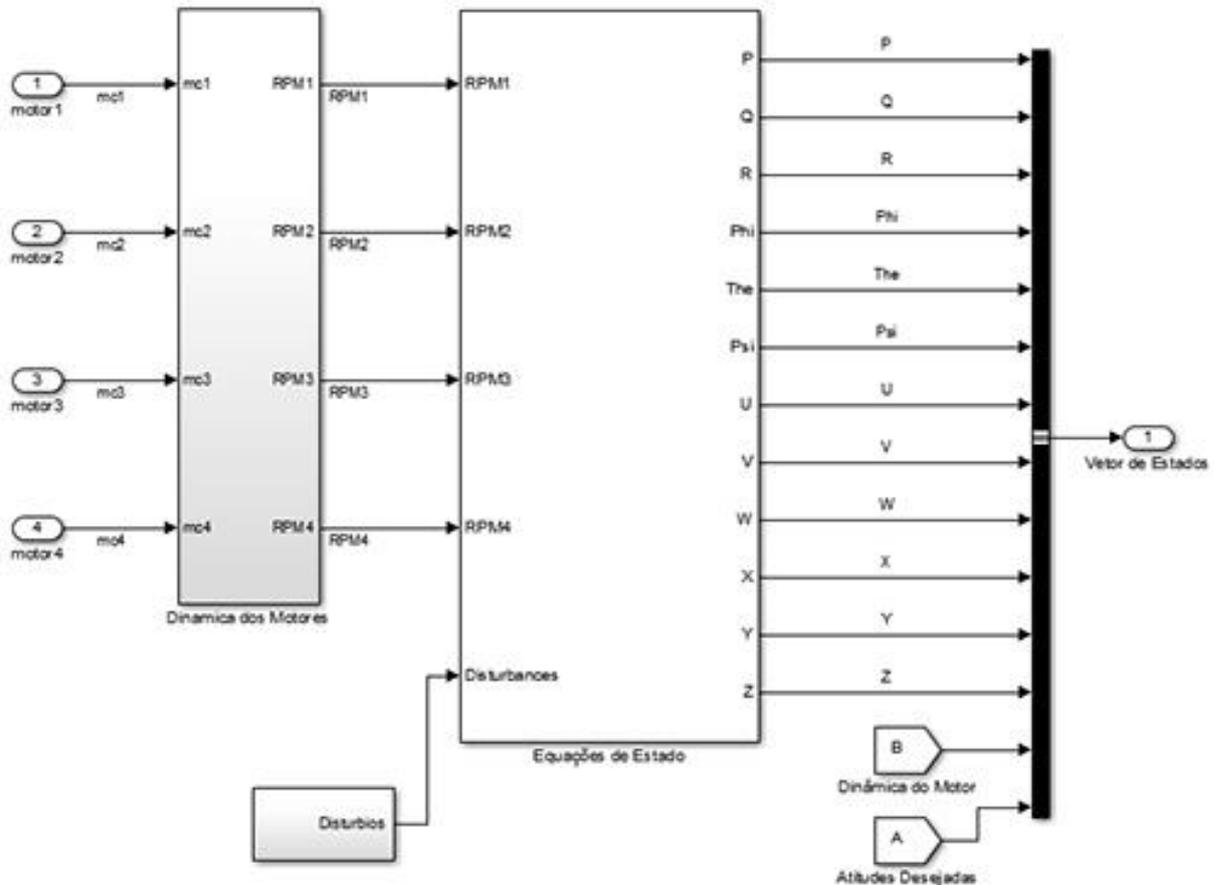
Figura 35 – Bloco 4 - Misturador.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Bloco 5 – Quadricóptero: este bloco, em detalhes na Figura 36, representa o modelo dinâmico da aeronave (equações (16) e (28), capítulo 3) e por isso recebe os valores dos PWMs que são convertidos em velocidade angular pelo bloco interno da dinâmica dos motores. O bloco utiliza essas velocidades, juntamente com as condições iniciais e ângulos desejados para calcular as rotações necessárias para corrigir a orientação desejada para o quadricóptero. Realimenta o bloco do controlador, bloco 3 e o bloco 6.

Figura 36 – Bloco 5 - Quadrrrotor.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Como visto na Figura, as entradas ' $motor_i$ ' vem do bloco 4, e passam por um algoritmo no bloco da dinâmica dos motores que transforma os valores de PWM para velocidade angular e envia para o bloco de equações de estado para os cálculos das rotações. O resultado são as 12 variáveis de estado do quadrrrotor atualizadas que realimentam a simulação, porém, como o foco do projeto é o controle das orientações, as variáveis analisadas são Φ , Θ e Ψ . O modelo do quadrrrotor utilizado na simulação possui os parâmetros vistos na Tabela 6.

Tabela 6 – Parâmetros do modelo do quadrrrotor.

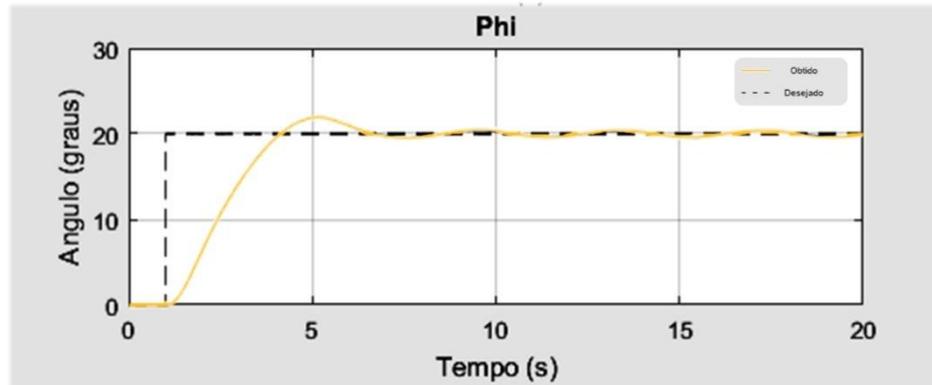
Descrição	Parâmetro	Valor	Unidade
Massa total do quadrrrotor	m	1.077	kg
Matriz de inércia em X	I_{xx}	0.12378	$kg.m^2$
Matriz de inércia em Y	I_{yy}	0.12378	$kg.m^2$
Matriz de inércia em Z	I_{zz}	0.0091081	$kg.m^2$
Haste do quadrrrotor	ℓ	0.21	m

Fonte: Elaboração do próprio autor.

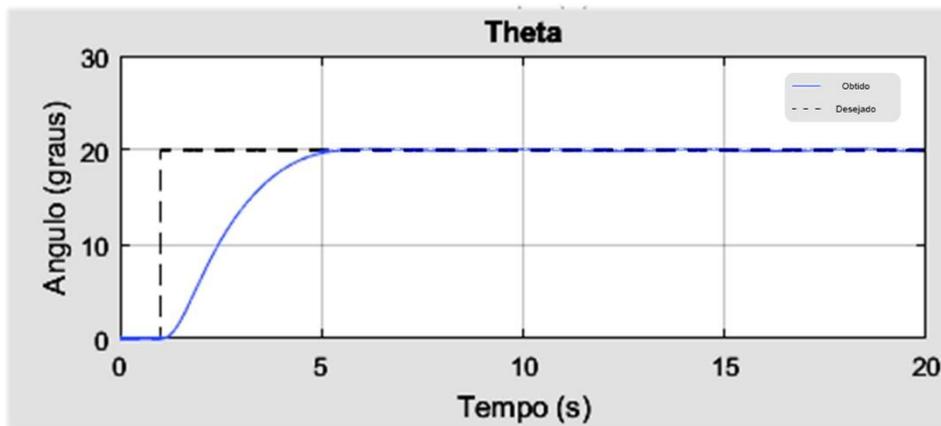
Bloco 6 – Plotar resultados: armazenam as informações geradas do bloco quadrrrotor e plotam os resultados em gráficos.

Apresentam-se a seguir, os resultados obtidos dos testes realizados, supondo valores desejados quanto a orientação do sistema (bloco 2), para o vetor de ângulos de *roll*, *pitch* e *yaw*, [20, 20, 15]. Espera-se que o controlador alcance estes valores no menor tempo possível. Na Figura 37 têm-se os resultados dos testes de atitude obtidas no Simulink.

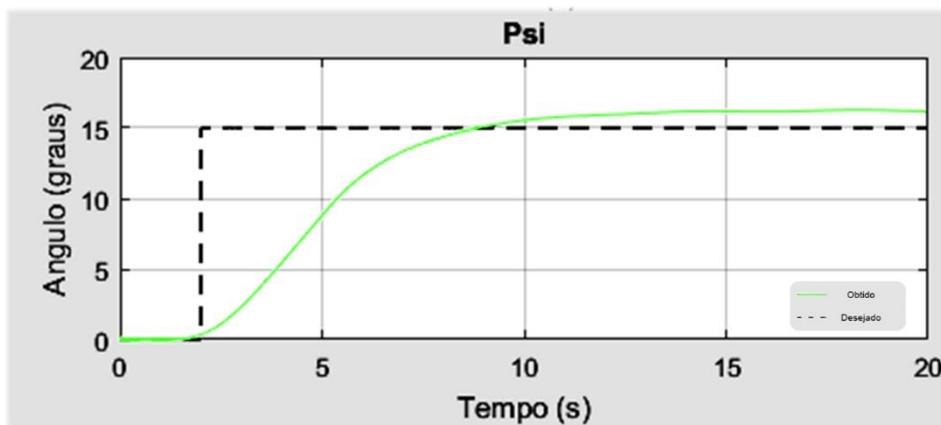
Figura 37 – Resposta ao degrau desejado. (a) Ângulo Phi (ϕ), (b) Ângulo Theta (θ) e (c) Ângulo Psi (ψ).



(a)



(b)



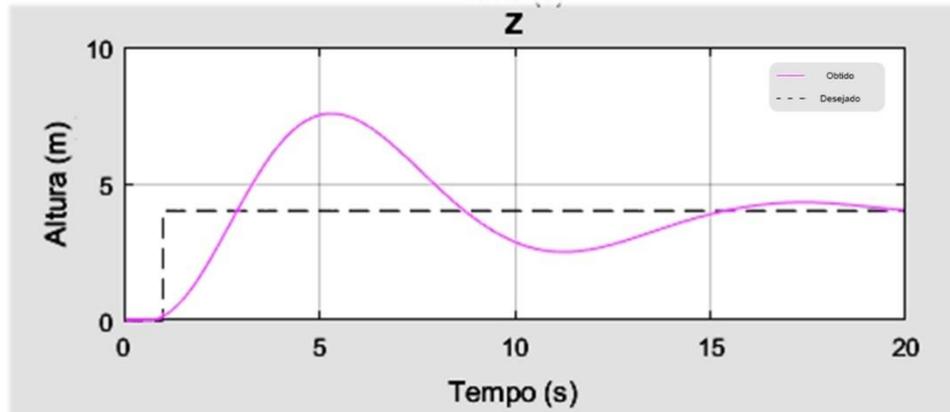
(c)

Fonte: Elaboração do próprio autor.

Pelos resultados apresentados observa-se que se aproxima de uma solução ideal, com rápida resposta e baixos valores de *overshoot*, e também com a literatura pesquisada onde as simulações foram submetidas a condições semelhantes às de Raza e Gueaieb (2010).

O controlador desenvolvido para o controle de altura foi submetido a uma entrada degrau, cuja resposta é apresentada na Figura 38. No gráfico observa-se um maior tempo de estabilização, próximo da altura definida de 4 m.

Figura 38 – Resposta ao degrau do controlador da altura.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Com esta simulação obtêm-se os subsídios teóricos e práticos para que o algoritmo da lógica nebulosa para o controlador de estabilidade do quadricóptero, seja implementado em sistemas embarcados, tal qual o Arduino Mega, utilizando a linguagem C/C++ e a biblioteca *open source* eFLL (*Embedded Fuzzy Logic Library*) que otimiza o código e o processamento.

CAPÍTULO 7

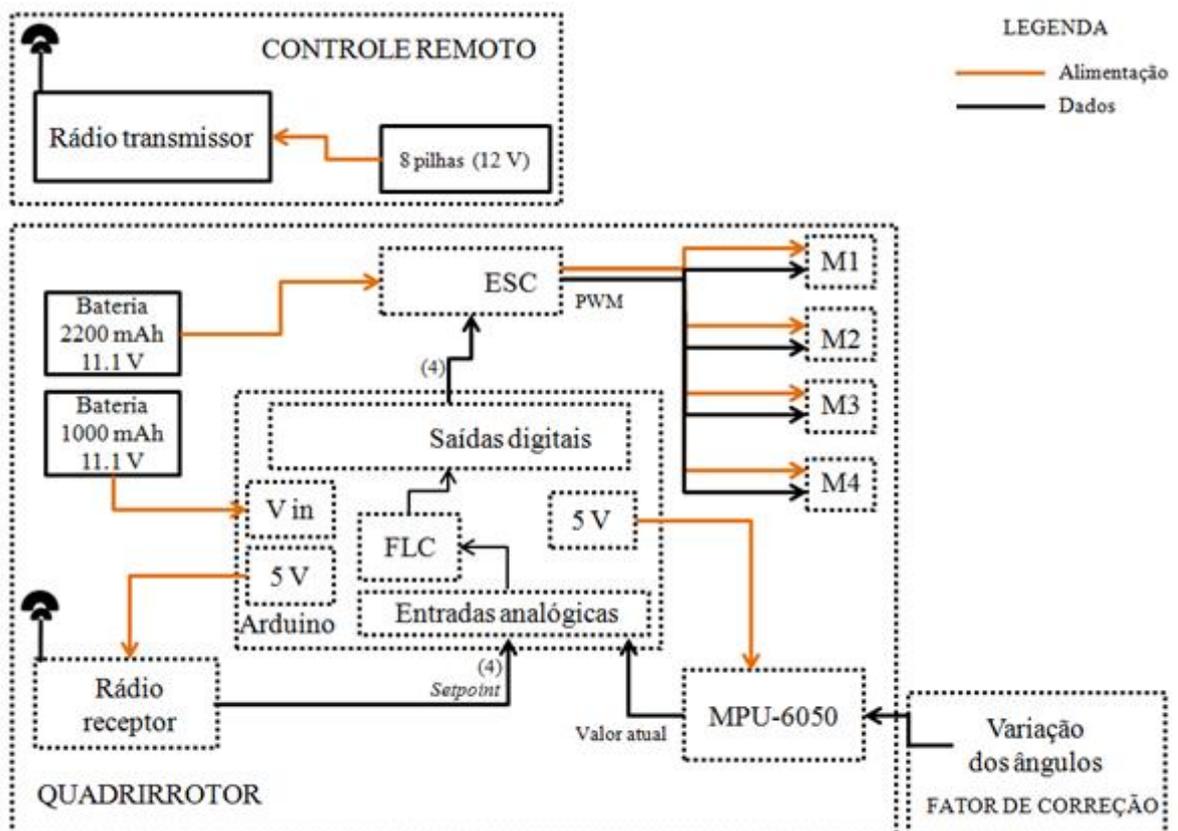
Resultados dos testes com o sistema embarcado na planta real.

Visando validar os resultados teóricos, diversos experimentos foram realizados com o protótipo do quadricóptero. Descrevem-se a seguir o diagrama geral do funcionamento do sistema, o fluxograma do programa e os testes realizados na planta real com o controle nebuloso embarcado na plataforma de desenvolvimento Arduino Mega 2560.

7.1. DIAGRAMA DE BLOCOS GERAL DO SISTEMA.

Na Figura 39, apresenta-se o diagrama de blocos do funcionamento do sistema onde são incluídas as informações dos sensores, ESC, par transceptor, plataforma Arduino e a alimentação. No Arduino representa-se o controle da lógica nebulosa (FLC) embarcada.

Figura 39 – Diagrama de blocos do sistema quadricóptero, sistema embarcado e rádio receptor.

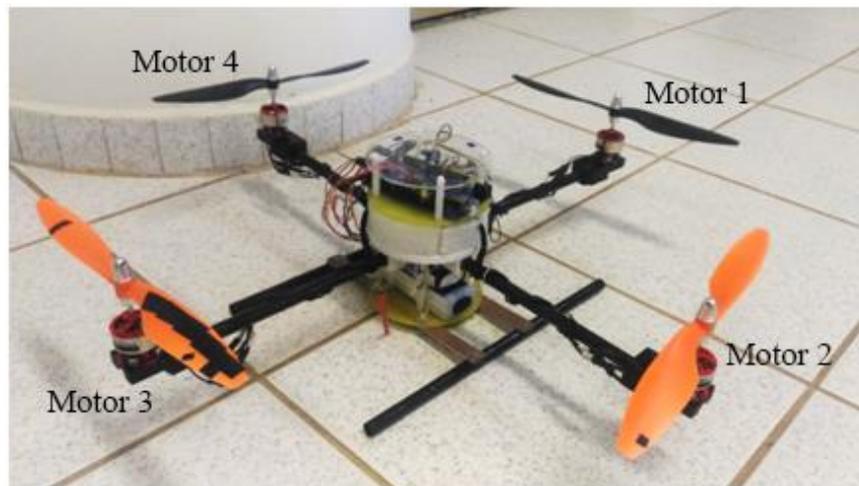


Fonte: Elaboração do próprio autor.

7.2. PROTÓTIPO DO QUADRIRROTOR DESENVOLVIDO.

O protótipo do quadricóptero desenvolvido no laboratório DEE FEIS - UNESP é apresentado na Figura 40, e os componentes e suas especificações se encontram na Tabela 7. Nesta tabela têm-se as especificações dos componentes utilizados, a quantidade e os respectivos pesos, o custo total do protótipo se encontra no apêndice A.

Figura 40 – Protótipo do Quadricóptero.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Tabela 7 – Estrutura do quadricóptero (componentes e peso).

Componentes	Especificações	Peso (g)
4 varas de fibra de vidro	Braços de 0.22 m de comprimento	84
Parte central	Junta central em PCI e Acrílico	247
4 motores <i>brushless</i>	EMAX FC-2822 1200 KV	156
1 <i>electronic speed controller</i>	ESC Q Brain4 x 20 A	112
4 hélices	Nylon, CW e CCW 10" x 4.5"	60
4 salva-hélices	3-5mm em alumínio	32
2 baterias LiPo	11.1 V (3S) (2200 mAh e 1000 mAh)	280
Sensores	MPU-6050	3
Micro controlador	Arduino Mega 2560	37
Parafusos e separadores	Em alumínio, acrílico e plástico	66
Peso total		1077

Fonte: Elaboração do próprio autor.

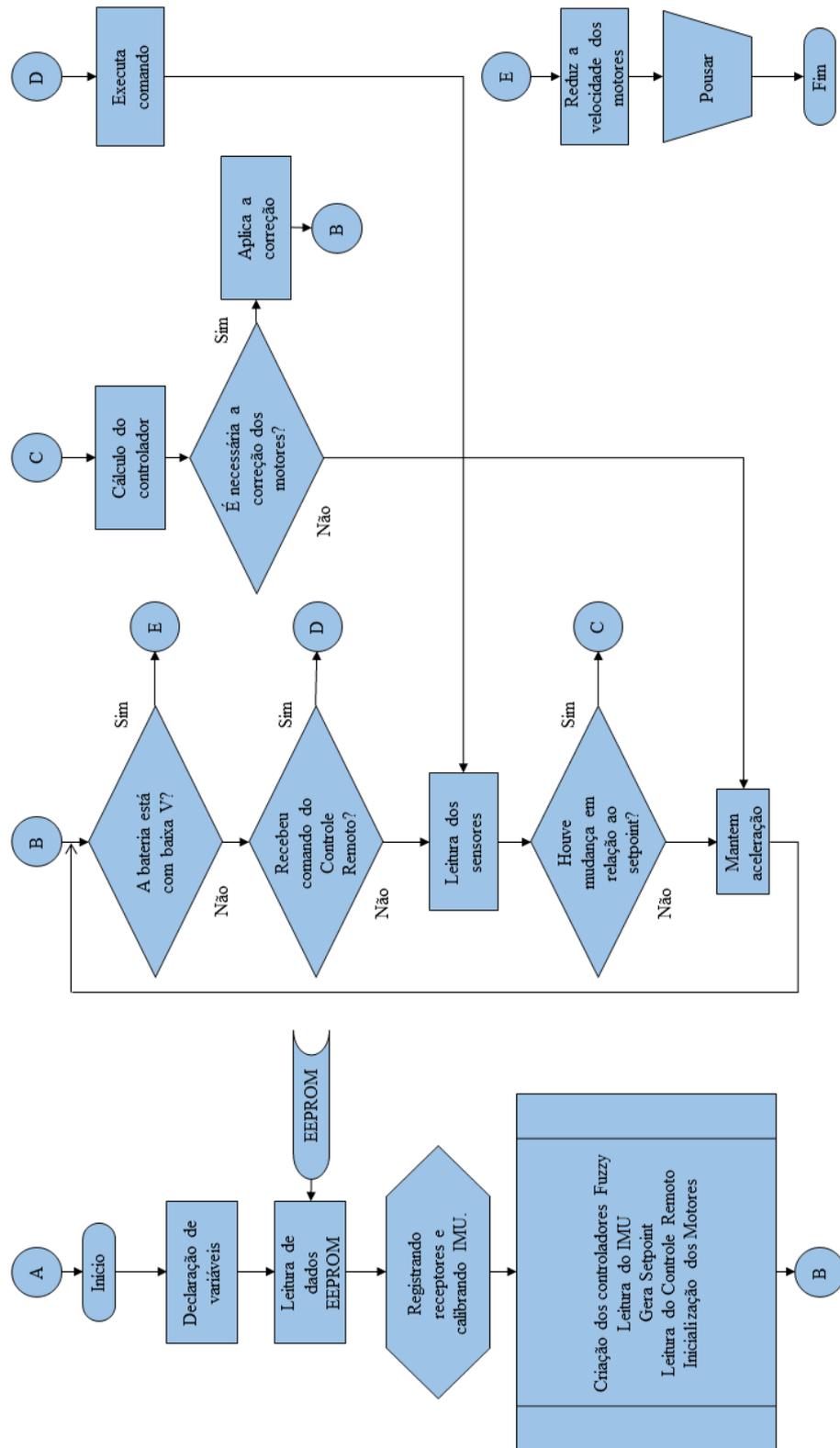
7.3. FLUXOGRAMA DE CONTROLE

No desenvolvimento do programa deve ser executado o seguinte algoritmo:

1. Registrar dados do transmissor e receptor de sinal;
2. Calibração do IMU;
3. Criar os controladores nebulosos;
4. Adquirir leituras do IMU;
5. Gerar os *setpoints*;
6. Adquirir leitura do controle remoto;
7. Inicializar os motores;
8. Laço:
 - Verificar a tensão da bateria;
 - Verificar se recebeu comandos do controle remoto;
 - Ler os sensores;
 - Realizar o cálculo do controlador;
 - Alterar/Manter a aceleração dos motores via PWM;

Definido o algoritmo de controle implementa-se o fluxograma, visto na Figura 41, e a partir daí é desenvolvido o programa em linguagem C/C++.

Figura 41 – Fluxograma de controle do quadricóptero embarcado no Arduino.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Na realização do programa utiliza-se a IDE v.1.6.7 (versão mais recente), fornecida gratuitamente pela Arduino (2016). Este ambiente de programação suporta as linguagens C/C++ e a linguagem nativa do Arduino, o *Processing* e disponibiliza bibliotecas com distribuição *open source*. Essas bibliotecas facilitam a programação, agregam funções desenvolvidas com caráter específico e são compactadas, por isso são utilizadas para diminuir a quantidade de código, o que é importante para projetos com *software* embarcado, uma vez que as plataformas de desenvolvimento, neste caso o Arduino, têm capacidade de memória e processamento, limitados. Assim, na criação do controlador nebuloso (conjuntos, regras, fuzzificação, inferência e defuzzificação do sistema), é utilizada a biblioteca eFLL (*Embedded Fuzzy Logic Library*).

7.4. TESTES PRÁTICOS COM O QUADRIRROTOR

Programa-se o Arduino Mega 2560 embarcado no protótipo para realizar os testes práticos e verificar o comportamento do controlador nebuloso no controle das atitudes.

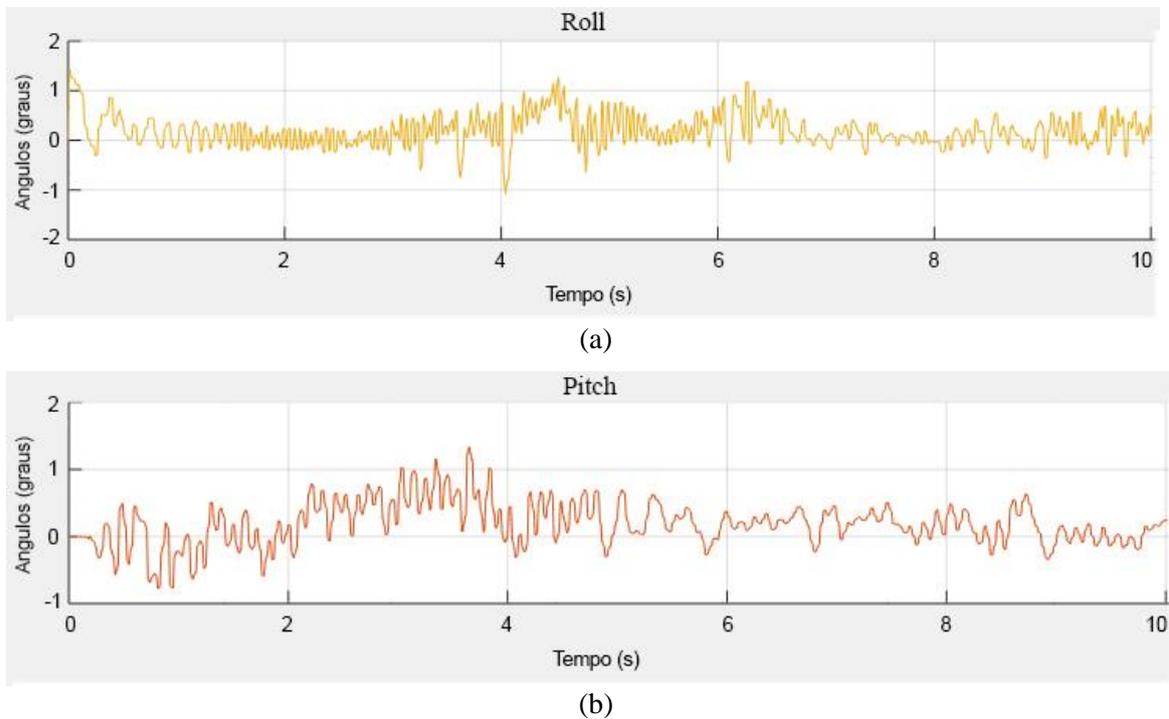
Todos os testes com o protótipo foram realizados em ambiente controlado - sem vento e sem perturbação (*indoor*). Os testes visavam detectar o funcionamento dos sensores e o acionamento dos motores, via PWM, e se a correção era suficiente para manter o quadricóptero estável, sem variação angular (próxima de zero), para que pudesse manter o voo pairado (ou estacionário, quando há o equilíbrio de forças do sistema - a força vertical resultante produzida pelos motores deve ser igual ao peso do veículo).

Os resultados descritos a seguir demonstram que o controlador é capaz de responder às variações angulares, de modo que corrija a atitude e mantenha o veículo estabilizado.

7.4.1. Testes preliminares com o IMU

Apresentam-se inicialmente, os resultados dos testes das leituras dos sensores atuando sob as interferências aos ruídos dos motores *brushless* em funcionamento. Para isso, programa-se a leitura do sensor via Arduino/MATLAB/Simulink (por meio de um script) que mostram as variações sem inclinação (modo estacionário), ilustradas na Figuras 42 ou com inclinação (realizadas manualmente), Figura 43, no ambiente Simulink.

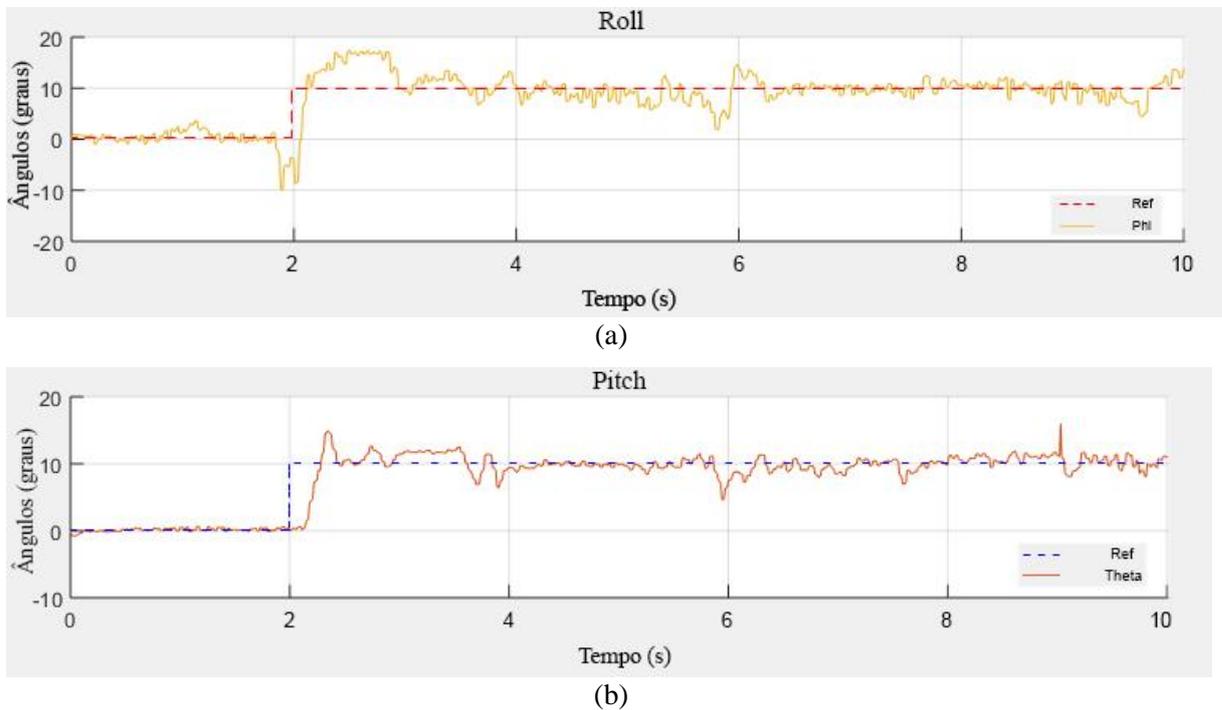
Figura 42 – Leitura dos sensores com os motores ligados, sem inclinação (a) Ângulo de *roll* e (b) Ângulo de *pitch*.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Nota-se que existem pequenas variações nas leituras dos sensores devido a vibração causada pelos motores na estrutura do quadricóptero, em torno de $[-1, 1]$ graus, para os dois ângulos, *roll* e *pitch*. Embora este sensor tenha internamente um filtro passa-baixa, de forma a melhorar a resposta dos sensores e reduzir a influência do ruído dos motores, é recomendado a aplicação de um filtro de Kalman ou Filtro complementar (Domingues, 2009).

Figura 43 – Resposta a um degrau (com inclinação) para leitura dos sensores com os motores ligados, a) Ângulo de *roll* e b) Ângulo de *pitch*.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

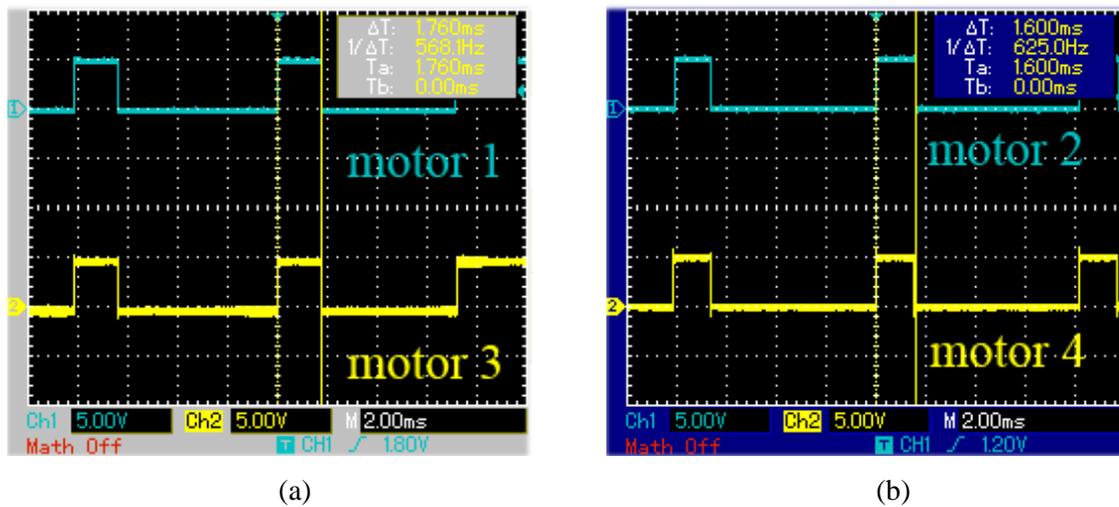
As variações observadas denotam que mesmo com o sinal ruidoso, causando uma influência aceitável no comportamento do quadricóptero, é possível manter as leituras próximas do ângulo de referência. Com os resultados dessa primeira fase de testes, constatou-se o funcionamento dos sensores e também do comportamento do controlador quando submetido aos ruídos do próprio sistema. Os testes da seção a seguir, apresentam os resultados da relação entre a resposta do controlador e o acionamento dos motores.

7.4.2. Testes para geração do sinal de PWM

Neste item apresentam-se os testes para verificar o acionamento dos motores, usando as saídas PWM do Arduino, com taxa de amostragem de 490 Hz.

Por meio do controle remoto aumenta-se a aceleração, de modo que o PWM gerado apresenta uma porcentagem de *duty cycle* correspondente a esta variação. Com este teste verifica-se se o programa está gerando o sinal de PWM (4) ao ESC, e o acionamento de cada motor. Para ilustrar tem-se na Figura 44 um exemplo visto na tela do osciloscópio para um sinal de PWM de aproximadamente 25%.

Figura 44 – PWM a aproximadamente 25% e medição da variação do *duty cycle*. a) PWM dos motores 1 e 3. b) PWM dos motores 2 e 4.

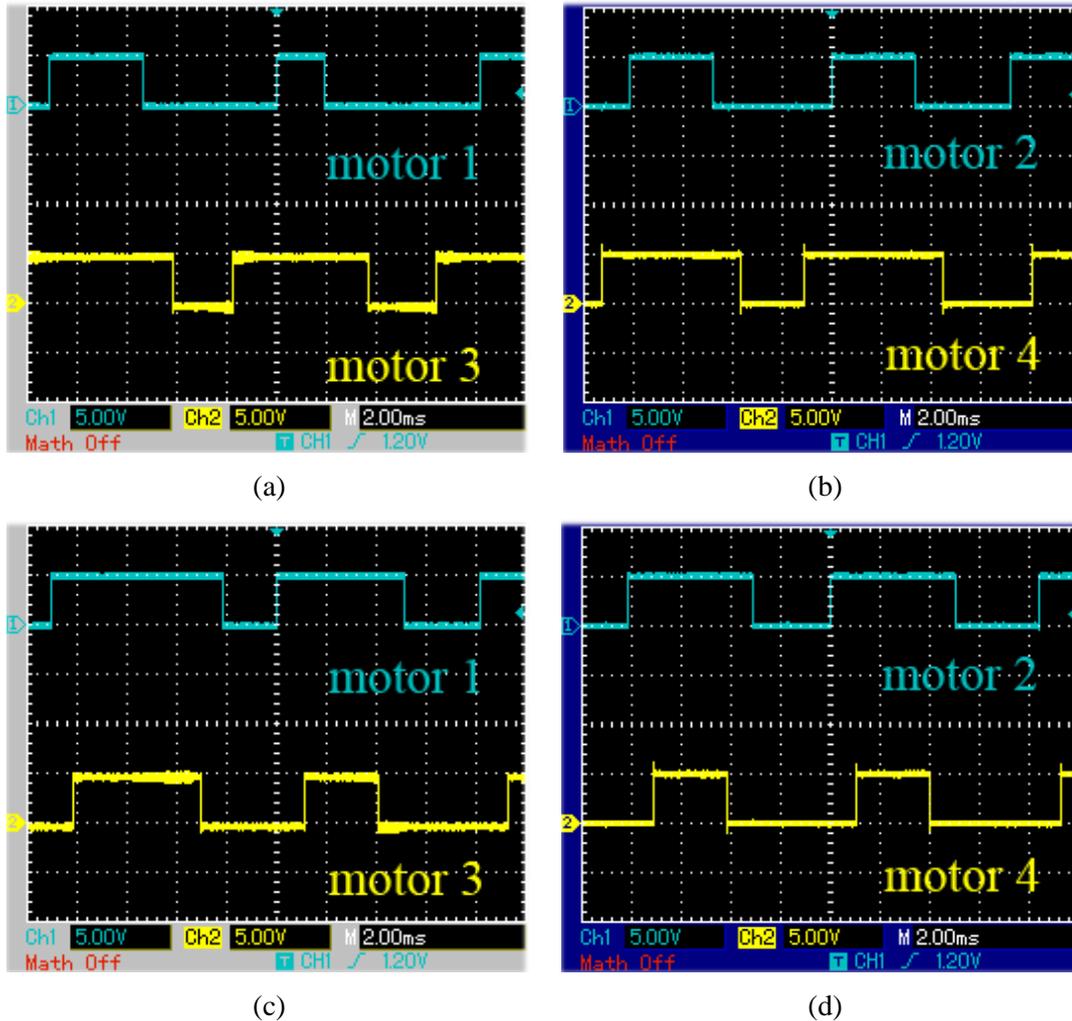


Fonte: Elaboração do próprio autor.

O próximo passo é gerar o sinal de PWM a partir do controlador nebuloso embarcado no Arduino Mega 2560. Neste momento inicia-se a variação na inclinação do protótipo nos eixos X e Y, esperando que o controlador faça a correção. Com isso, deve-se provar o funcionamento correto do algoritmo de controle e as condições, para a mudança de velocidade angular em cada motor, vistas na base de regras do controlador.

Para ilustrar esta situação, tem-se a Figura 45 onde se apresenta um aumento na largura do pulso, *duty cycle* de 50% (melhor visualização no osciloscópio) e varia-se a inclinação no eixo dos motores 1 e 3, inclinando (manualmente) o protótipo de modo que o braço do quadrirrotor ligado ao motor 1 esteja erguido (inclinação positiva) e o motor 3 declinado (inclinação negativa), ou seja, o motor 1 deve diminuir a velocidade e o motor 3 deve aumentar na mesma proporção. O mesmo pode ser feito para os motores 2 e 4.

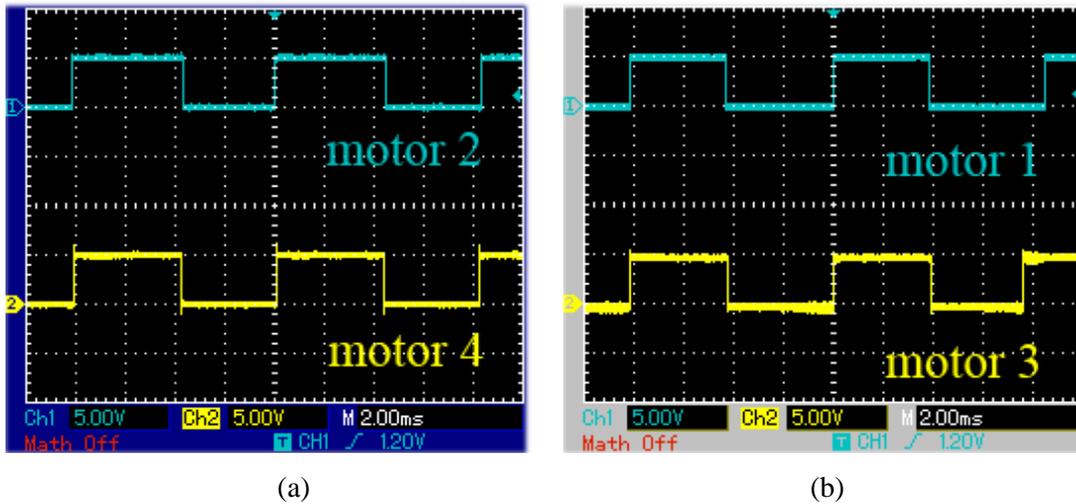
Figura 45 – Sinais PWM variando nos eixo X e Y. a) Variação da inclinação dos motores 1 e 3. b) Variação da inclinação dos motores 2 e 4. c) Situação inversa de (a). d) Situação inversa de (b).



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Ressalta-se que, enquanto varia-se a inclinação do eixo X, que afeta os motores 1 e 3, os motores do eixo Y (2 e 4), devem manter suas acelerações estáveis ou com baixíssima oscilação, para não ocorrer perda de altitude. Esta situação é ilustrada pela Figura 46, obtidas no osciloscópio.

Figura 46 – Comportamento dos motores durante variações no eixo oposto. a) Motores 2 e 4 durante as variações em 1 e 3. b) Motores 1 e 3 durante oscilações em 2 e 4.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

Os mesmos testes foram aplicados ao modelo com várias porcentagens do sinal PWM, obtendo-se o mesmo comportamento, ou seja, executando as correções.

Para o ensaio de voo do quadricóptero, o modelo permaneceu amparado por quatro cordas de sustentação, Figura 47, a fim de minimizar quaisquer chances de acidentes. Embora teoricamente a configuração do protótipo tenha sido dimensionada corretamente, na prática não pareceu satisfatória, visto que o protótipo não atingiu a situação de decolagem/aterrissagem, conforme testes vistos na simulação.

Figura 47 – Ensaio de voo com o quadricóptero amparado por cordas de sustentação.



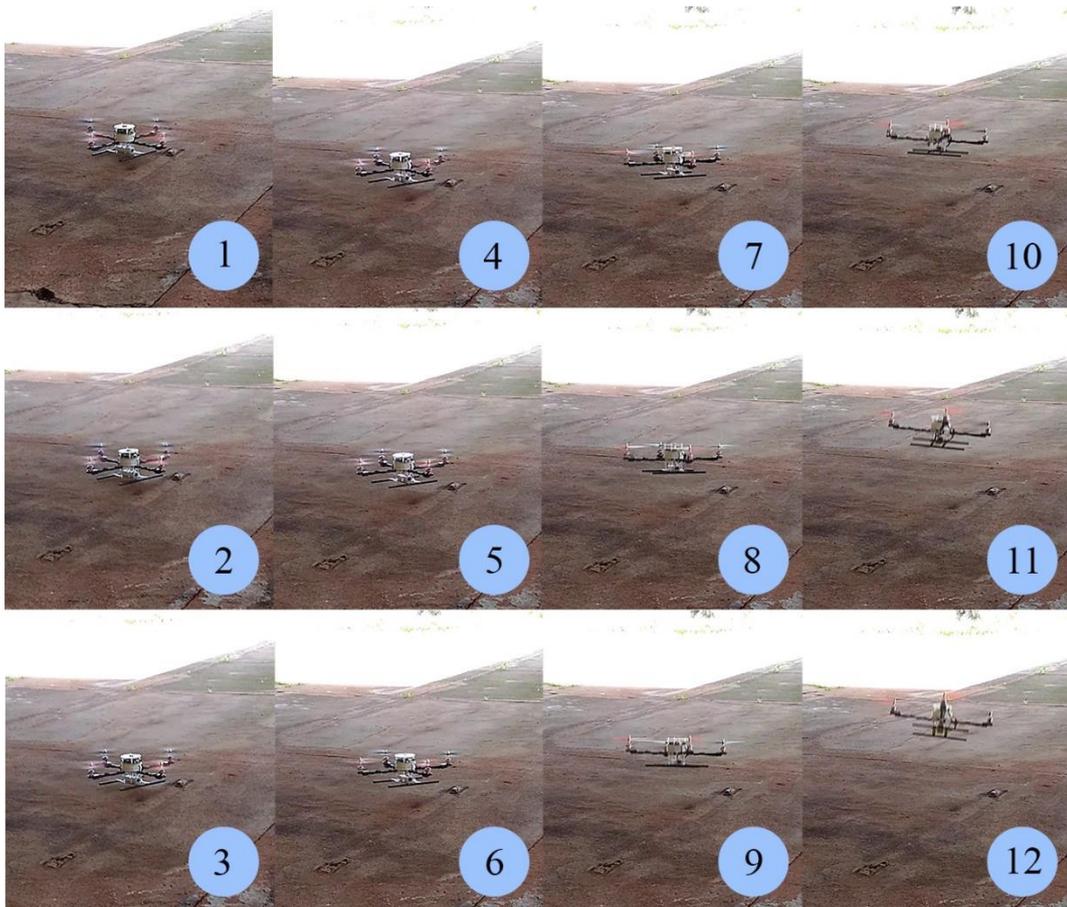
Fonte: Elaboração do próprio autor.

Aponta-se como uma das causas do problema a falta de uma análise mecânica dos materiais que compõem o projeto, uma vez que este é artesanal, não havendo avaliações em testes de rigidez (deformação mecânica, vibração e etc.), aerodinâmica, balanceamento, entre outros.

Filtros podem ser implementados para reduzir a interferência do ruído dos motores na leitura dos sensores. O controlador também pode ser aperfeiçoado de forma a apresentar respostas mais precisas, aumentando o número de funções de pertinência, ou outros algoritmos podem ser implementados, desde que, compatíveis em processamento com a plataforma de desenvolvimento disponibilizada para o projeto.

Na Figura 48 apresenta-se uma sequência de fotos mostrando um voo preliminar usando o controle remoto somente, sem o controlador nebuloso embarcado e com uma única bateria visando demonstrar que parte da estrutura estava funcionando.

Figura 48 – Voo preliminar de baixa altitude controlado por controle remoto e utilizando uma única bateria.



Fonte: Elaboração do próprio autor.

CAPÍTULO 8

Conclusões e sugestões de trabalhos futuros

Neste trabalho foram apresentados o referencial teórico, a construção e a modelagem matemática de uma configuração básica de um quadricóptero, visando o controle de voo e equilíbrio utilizando um controlador nebuloso, embarcado em uma placa Arduino Mega 2560. Na construção da aeronave foi utilizada uma configuração mínima de sensores (giroscópio e acelerômetro), um controlador de velocidade (ESC) para os quatro propulsores (motores e hélices), duas baterias para fornecer o tempo de voo estipulado e alimentar o controle eletrônico. Um rádio controle transmissor/receptor possibilitou o controle de forma remota.

Foram realizados os ensaios com os motores de forma a medir o empuxo, corrente e tensão necessários visando definir o peso total e a carga da bateria. Com o propósito de garantir o equilíbrio do protótipo também foi montado em laboratório, um balanceador de hélice.

Usando a ferramenta de simulação foi desenvolvido um controlador nebuloso que por meio das variáveis de entrada ‘variação do erro angular’ e ‘velocidade angular’, consegue gerar a resposta necessária para corrigir os motores, como foi verificado mediante o seu comportamento juntamente com o sistema do quadricóptero. Os dados obtidos em simulação demonstram que o controlador nebuloso consegue manter em equilíbrio para voo pairado, o quadricóptero.

O controlador nebuloso também demonstra pelos resultados da simulação, que se constitui em uma alternativa importante para esta aplicação, apesar dos testes praticados na planta real não terem sido satisfatórios. Com a aplicação da lógica nebulosa tem-se a vantagem da não necessidade de um modelo matemático complexo e poder ser suportado por plataformas de desenvolvimento de média capacidade como o Arduino Mega 2560 R3.

Como sugestão para trabalhos futuros, sugere-se o melhoramento da estrutura física (parte mecânica) da aeronave, a aplicação do Filtro de Kalman ou filtro complementar nos sinais dos sensores para a redução de ruídos, o aperfeiçoamento do controlador nebuloso, comparações com controladores clássicos, PID, PD, e a sua aplicação em monitoramento de falhas de plantio.

REFERÊNCIAS

ABICHO, A.; BEJI, L.; ZEMALACHE, K. M. Smooth control of an x4 bidirectional rotors flying robot. In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON ROBOT MOTION AND CONTROL, 5, 2005, Poznan University of Technology. **Proceedings of the fifth International Workshop on Robot Motion and Control**. Dymaczewo: K. Kozlowski, 2005. p. 181 – 186.

ACHTELIK, M.; DOTH, K. M.; HIRZINGER, G.; GURDAN, D.; STUMPF, J.; RUS, D. Energy-efficient autonomous four-rotor flying robot controlled at 1 khz. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION, 24, 2007, Università di Roma “La Sapienza. **Proceedings 2007 IEEE International Conference on Robotics and Automation**. Roma: IEEE, 2007. p. 361 – 366.

ALTUĞ, E.; OSTROWSKI, J. P.; TAYLOR, C. J. Quadrirrotor control using dual camera visual feedback. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION, 20, 2003, Taipei. **Proceedings 2003 IEEE International Conference on Robotics and Automation**. Taipei: IEEE, 2003. p. 4294–4299.

ACADEMY OF MODEL AERONAUTICS - AMA. **Frequency chart for model operation**. Muncie: AMA. Disponível em: <<http://www.modelaircraft.org/events/frequencies.aspx>>. Acesso em; 6 jan 2016.

AGÊNCIA NACIONAL DE TELECOMUNICAÇÕES- ANATEL. Resolução nº 452. Disponível em: <<http://www.anatel.gov.br/legislacao/resolucoes/21-2006/341-resolucao-52#anexoB>>. Acesso em: 6 jan 2016.

ANDRADE, ; JAQUES, M. A. P. Estudo comparativo de controladores de mamdani e sugeno para controle de tráfego em interseções isoladas. **Transportes**, v. 16, n. 2, p. 24-31, dezembro 2006. ISSN 2237-1346.

BECKER, M.; SAMPAIO, R. C. B.; BOUABDALLAH, S.; PERROT, V.; SIEGWART, R. Flight collision avoidance controller based only on os4 embedded sensors. **Journal of the Brazilian Society of Mechanical Science & Engineering**. Rio de Janeiro, v. 34, n. 3, p. 294-307, July-September 2012.

BEEBY, S.; ENSELL, G.; KRAFT, M.; WHITE, N. **MEMS: mechanical sensors**. Boston: Artech House, 2004. p. 71.

BEJI, L.; ZEMALACHE, K. M.; MARREF, H. Control of an under-actuated system: Application to a four rotors rotorcraft. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND BIOMIMETICS, 2, 2005, Shatin. **2005 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics – ROBIO**. Shatin, N.T. China: IEEE, 2005. p. 404 – 409.

BHATKHANDI, P. S. **Real time fuzzy controller for quadrotor stability control**. 2014. 58 f. Thesis (Master's) - Michigan Technological University, 2014. Disponível em: <<http://digitalcommons.mtu.edu/etds/758>>. Acesso em: 14 maio 2016.

BOUABDALLAH, S. **Desing and control of quadrirrotors with application to autonomous flying**. 2007. 129 f. Tese (PhD) - Échole Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007.

BOUABDALLAH, S.; MURRIERI, P.; SIEGWART, R. **Design and control of an indoor micro quadrotor**. New Orleans: IEEE. Swiss Federal Institute of Technology, 2004. 4393-4398 p.

BOUABDALLAH, S.; NOTH, A.; SIEGWART, R. **PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor**. Sendai: IEEE. Swiss Federal Institute of Technology, 2004. 2451-2456 p.

BOULET, J. **L'histoire de L'helicoptere**. França: Editions France-Empire, 1982.

BRESCIANI, T. **Modeling, identification and control of a quadrirrotor helicopter**. 2008. 180 f. Dissertação (Mestrado) - Lund University, Suécia, 2008.

CASTILLO, O.; MELIN, P.; KACPRZYK, J.; PEDRYCZ, W. **Type-2 fuzzy logic: theory and applications**. In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON GRANULAR COMPUTING. 3, 2007, San Jose. **2007 IEEE International Conference on Granular Computing – GrC 2007**. San Jose: IEEE, 2007. p. 145-150.

CHEN, M.; HUZMEZAN, M. A combined MBPC/2DOF H *infinity* controller for a quadrirrotor UAV. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL CONFERENCE AND EXHIBIT, 19, 2003, Texas, **AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit**. Texas: AIAA, 2003, p. 1391-1399.

COSTA, S. **Controlo e simulação de um quadrirotor convencional**. 2008. 103 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeroespacial) - Instituto Superior Técnico- IST, Universidade de Lisboa, Portugal, 2008.

CRESPO, J. L. **Hélices**. Espanha: Paperback, Ediciones Paraninfo, 2012. 140 p. (Módulo, 17). ISBN 10: 8497329376 / ISBN 13: 9788497329378.

DOMINGUES, J. M. B. **Quadrirrotor prototype**. 2009. 101 f. Dissertação (Mestrado)– faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa, 2009.

EL-HAWARY, M. E. **Electric power applications of fuzzy systems**. Dublin: IEEE, 1998. ISBN: 0780311973. (Series on Power Engineering).

EMAX. **Outrunner motors FC 2822**. Dongguan: [s.n.]. 2012. Disponível em: <<http://www.yinyanmodel.com/En/ProductView.asp?ID=58>>. Acesso em: 3 mar 2016.

ERGINER, B.; ALTUĞ E. Modeling and PD control of a quadrirrotor VTOL vehicle. In: INTELLIGENT VEHICLES SYMPOSIUM, 4, Instambul, 2007. **Proceedings of the 2007 IEEE Intelligent Vehicles Symposium**. Instambul: IEEE, 2007. p. 894-899.

FAY, G. **Derivation of the aerodynamic forces for the mesicopter simulation.** California: [s.n.], 2001.

GESSOW, A. **Aerodynamics of the helicopter.** New York: Frederick Ungar Publishing CO, 1967. ISBN 0-8044-4275-4. 176 p.

GUENARD, N.; HAMEL, T.; MOREAU, V. Dynamic modeling and intuitive control strategy for an X4-flyer. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONTROL AND AUTOMATION, 22, 2005, Budapeste. **Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Control and Automation.** Budapeste: IEEE, 2005. p. 141–146.

HOBBYKING. [S.l.:s.n.]. Disponível em:
<https://hobbyking.com/pt_pt/?__from_store=en_us>. Acesso em: 22 nov 2016.

HOFFMANN, G. M.; RAJNARAYAN, D. G.; WASLANDER, S. L.; DOSTAL, D.; JANG, J. S.; TOMLIN, C. J. The Stanford Testbed of Autonomous Rotorcraft for Multi Agent Control (STARMAC). In: DIGITAL AVIONICS SYSTEM CONFERENCE, 23, 2004, Salt Lake City. **Proceedings in the 23rd Digital Avionics System Conference.** Salt Lake City: IEEE, 2004. p. 12.E. 4 / 1-10.

HOMA, J. M. **Aerodinâmica e teoria de voo.** 31. ed. São Paulo: Asa, 2012. 120 p.

INVENSENSE. **Innovation in MEMS.** [S.l.:s.n.]. Disponível em:
<<http://www.invensense.com/>>. Acesso em: 8 dez 2015.

JANG, J. S. **Nonlinear control using discrete-time dynamic inversion under input saturation:** theory and experiment on the Stanford dragonfly UAVs. 2003. 250 f. Thesis (Ph.D) - Stanford University, EUA, 2003.

JOHNSON, E.N., CALISE, A.J., RYSDYK, R.T.; EL-SHIRBINY, H.A. Feedback linearization with neural network augmentation applied to X-33 attitude control. In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL CONFERENCE, 16, 2000, Denver. **AIAA Guidance, Navigation and Control Conference.** Denver: AIAA, 2000. p. 1-11.

KLUG, M.; DRIESSEN, J. V. Desenvolvimento de uma aeronave VTOL de baixo custo do tipo quadricóptero. **Revista Técnico-Científica do IFSC**, Joinville, v. 1, n. 5, p. 1-11, 2015.

LAMBERMONT, P.; PIRIE, A. **Helicopters and autogyros of the world.** Londres: Cassel, 1958. 446 p.

MODEL AERONAUTICS ASSOCIATION OF CANADA - MAAC. **Canadian frequency chart.** [S.l.:s.n.]. Disponível em: <http://www.maac.ca/en/freq_chart.php>. Acesso em: 6 jan 2016.

MAHONY, R.; KUMAR, J.; CORKE, P. **Multirotor aerial vehicles:** modeling, estimation, and control of quadricóptero. [S.l.], IEEE, 2012. p. 20-32. DOI: 10.1109 / MRA.2012.2206474.

MARRO A. A.; SOUZA, A. M de C.; CAVALCANTE, E. R de S.; BEZERRA, G. S.; NUNES, R. De O. **Lógica fuzzy: conceitos e aplicações**. Natal: UFRN, Departamento de Informática e Matemática Aplicada, 2010. 23 p.

MATHWORKS. [S.l.:s.n.]. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/>>. Acesso em: 14 dez 2016.

MCKERROW, P. Modelling the draganflyer four-rotor helicopter. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION, 21, 2004, New Orleans.

Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation. New Orleans: IEEE, 2004. p. 3596 – 3601.

MELO, A. S. **Implementação de um quadrirrotor como plataforma de desenvolvimento para algoritmos de controle**. 2010. 113 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Elétrica) – Centro Tecnológico, Universidade Federal do Espírito Santo, Vitória, 2010.

MOKHTARI, A.; BENALLEGUE, A. Dynamic feedback controller of Euler angles and wind parameters estimation for a quadrotor unmanned aerial vehicle. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON ROBOTICS AND AUTOMATION, 21, 2004, New Orleans.

Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics and Automation New Orleans: IEEE, 2004. p. 2359–2366.

MUNSON, K. G. Helicopters and other rotorcraft since 1907. In: THE POCKET encyclopedia of world aircraft in color. [S.l.]: Macmillan Publishing Company, 1969. 199 p., ISBN-10: 0025880306, ISBN-13: 978-0025880306.

CARNEIRO NETTO, J. **Controladores nebulosos aplicados a processos industriais: estudo comparativo de métodos de sintonia**. 2005. 96 f. Dissertação (Mestrado)- Faculdade de Engenharia Elétrica, Universidade Federal de Juiz de Fora, Juiz de Fora, 2005.

PALACIOS, F. M. **Controlador fuzzy de un quadrirrotor**. 2009. 45 f. Dissertação (Mestrado) - Faculdade de Informática, Universidad Complutense de Madrid, 2009.

PAULA, V. M. G. **BQM-1BR, o VANT a jato brasileiro**. Juiz de Fora: Centro de Pesquisas Estratégicas- UFJF, 2009. 3 p.

PFEIFER, E. **Projeto e controle de um UAV quadrirrotor**. 2013. 115 f. Dissertação (Mestrado) – faculdade de Engenharia de Sistemas, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo, 2013.

POPULAR SCIENCE. **Plane's propellers revolve in opposite directions**. [S.l.]: Popular Science Monthly, 1931, v. 119, n. 5, p. 33, ISSN 0161-7370.

POUNDS, P. E. I. **Design, construction and control of a large quadrotor micro air vehicle**. 2007. 171 f. Tese (Doutorado) - faculdade de Engenharia e Ciência da Computação, Australian National University, Camberra, 2007.

RAZA, S. A.; GUEAIEB, W. **Intelligent flight control of an autonomous quadrotor, motion control**. [S.l.]: Federico Casolo, 2010. ISBN: 978-953-7619-55-8. DOI: 10.5772/6968. Disponível em: <<http://www.intechopen.com/books/motion-control/intelligent-flight-control-of-an-autonomous-quadrotor>>. Acesso em: 28 ago 2016

RAZA, S.A., GUEAIEB, W. **Fuzzy logic based quadrotor flight controller**. In: ICINCO-ICSO 2009, p. 105–112, 2009.

RODRIGUES, J. C. **Aeromodelismo (Teórico e Prático)**. [S.l.:s.n.], 2004. Disponível em: <<http://www.fpam.pt/galap0.asp?im=571>>. Acesso em: 14 set 2015

ROWBERG, J. **i2cdevlib**. [S.l.:s.n.], 2012. Disponível em: <<https://github.com/jrowberg>>. Acesso em: 13 maio 2016.

SÁ, R. C. **Construção, modelagem dinâmica e controle PID para estabilidade de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero**. 2012. 67 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia de Teleinformática) – faculdade de Engenharia de Teleinformática, Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, 2012.

SALES, D. C. **Desenvolvimento de um controlador fuzzy para quadricópteros**. 2014. 74 f. Dissertação (Mestrado) - faculdade de Engenharia Elétrica, Universidade Federal do Amazonas, Manaus, 2014.

SALES, D. C.; FRUTUOSO, A.; DOS SANTOS, A. L. **Desenvolvimento de um controlador Fuzzy para quadricópteros**. Manaus: Universidade Federal do Amazonas, 2014. 6 p.

SANTOS, M.; LOPEZ, V.; MORATA, F. **Intelligent Fuzzy controller of a quadrotor**. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON INTELLIGENT SYSTEMS AND KNOWLEDGE ENGINEERING - ISKE, 5, 2010, Zhejiang University. **2010 IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering**. China: IEEE, 2010. p. 141–146.

SARMIENTO, A. J. C.; SÁNCHEZ-SOLANO, S.; JIMÉNEZ, C. J.; BARRIGA, A.; BATURONE, I. **Arquitectura eficiente para la implementación hardware de sistemas de inferencia difusos**. Cuba: Ingeniería electrónica, automática y comunicaciones, 2003. P. 59-66.

SASAKI, N.; MURAKAMI, M.; NOZAWA, K.; SOEJIMA, S.; SHIRAKI, A.; AONO, T.; FUJIMOTO, T.; FUNENO, I.; ISHIDA, N.; ONOGI, H. Design system for optimum contra-

rotating propellers. **Journal of Marine Science and Technology**, [S.l.], v. 3, n. 3, p. 3-21, 1998, DOI: 10.1007/BF01239802.

SHAW, I. S.; SIMÕES, M. G. **Controle e modelagem fuzzy**. 2. ed. [S.l.]: Edgard Blücher, 1999. 168 p., ISBN-13: 9788521202486.

TANAKA, K. **An introduction to fuzzy logic for practical applications**. Nova Iorque: Springer-Verlag, 1996. 136 p., ISBN: 9780387948072.

TARBOUCHI, M.; DUNFIED, J.; LABONTE, G. **Neural network based control of a four rotor helicopter**. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON INDUSTRIAL TECHNOLOGY, 5, 2004, Tunisia. **2004 IEEE International Conference on Industrial Technology – ICIT**. Tunisia: IEEE, 2004. p. 1543– 1548.

TAYEBI, A.; MCGILVRAY, S. **Attitude stabilization of a VTOL quadrotor aircraft**. [S.l.]. **IEEE Transactions on Control Systems Technology**. v. 14, n. 3, p. 562-571, 2006.

TERRAFUGIA. **The TF-X™**. [S.l.:s.n.], 2013. Disponível em: <www.terrafugia.com/tf-x>. Acesso em: 3 de 2015.

VIEIRA, J. C. S. **Plataforma móvel aérea quadrotor**. Portugal: Universidade do Minho, 2011. 85 p.

WASLANDER, S. L.; HOFFMANN, G. M. Multi-agent quadrotor testbed control design: Integral sliding mode vs. reinforcement learning. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON INTELLIGENT ROBOTS AND SYSTEMS, 17, 2005, Edmonton. **2005 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems**. Canadá: IEEE/RSJ, 2005. p. 468-473.

YAGER, R. R.; FILEV, D. P. **Essentials of fuzzy modeling and control**. New Jersey: Wiley-Interscience, 1994. 408 p.

YEDAMALE, P. **Brushless DC (BLDC) motors fundamentals**. [S.l.]: Microchip Technology, 2003. 20 p. (Datasheet AN, 885).

YEN, J. **Generalizing the Dempster–shafer theory to fuzzy sets**. Heidelberg: Springer Berlin, 2008. p. 529-554.

ZANGENEHPOUR, S.; DEGHAN, B.; ASAEI, B. Controlling a one degree of freedom arm, using fuzzy controller. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON INFORMATION, NETWORKING AND AUTOMATION - CINA, 12, 2010, Kunming, China. **2010 International Conference on Information, Networking and Automation – ICINA 2010**. China: IEEE, 2010. v. 2, p.37-41.

APÊNDICE A

O custo individual de cada um dos componentes utilizados na construção do quadricóptero, a título de curiosidade, estão listados na tabela a seguir.

Quantidade	Descrição	Valor
6	Motor <i>brushless</i> FC-2822	R\$214,00
4	Par de hélices (2 CW + 2 CCW)	R\$47,60
1	ESC Q-Brain 4 x 20A	R\$98,00
1	MPU-6050 (IMU)	R\$19,00
1	Arduino Mega 2560	R\$115,00
1	Bateria Turnigy 2200 mAh 11,1 V	R\$52,00
1	Bateria Fullymax 2200 mAh 11,1V	R\$120,00
1	Bateria Turnigy nano-tech 1000 mAh 11,1 V	R\$56,00
1	Rádio Controle HK-T6A (Mode2)	R\$126,90
4	Salva-hélices (<i>Spinner</i>)	R\$35,96
-	Materiais (parafusos, porcas, etc.)	R\$46,30
	Total	R\$930,76