

Sérgio Araujo Stähelin

**DESENVOLVIMENTO E MODELAGEM DE QUADRIRROTOR:
UM ESTUDO DE CASO**

Trabalho de Conclusão de Curso
submetido ao Departamento de
Engenharia Elétrica e Eletrônica da
Universidade Federal de Santa Catarina
para a obtenção do título de Bacharel
em Engenharia Elétrica.

Orientador: Prof. Eduardo Augusto
Bezerra, PhD

Florianópolis
2018

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor
através do Programa de Geração Automática da Biblioteca Universitária
da UFSC.

Stahelin, Sérgio Araujo

DESENVOLVIMENTO E MODELAGEM DE QUADRIRROTOR :
UM ESTUDO DE CASO / Sérgio Araujo Stahelin ;
orientador, Eduardo Augusto Bezerra, 2018.
130 p.

Trabalho de Conclusão de Curso (graduação) -
Universidade Federal de Santa Catarina, Centro
Tecnológico, Graduação em Engenharia Elétrica,
Florianópolis, 2018.

Inclui referências.

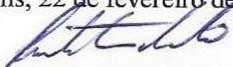
1. Engenharia Elétrica. 2. Quadrirrotores. 3.
Modelagem de quadrirrotores. 4. Desenvolvimento de
quadrirrotores. I. Augusto Bezerra, Eduardo. II.
Universidade Federal de Santa Catarina. Graduação em
Engenharia Elétrica. III. Título.

Sérgio Araujo Stähelin

**DESENVOLVIMENTO E MODELAGEM DE QUADRIRROTOR:
UM ESTUDO DE CASO**

Este Trabalho foi julgado adequado para obtenção do Título de Bacharel
em Engenharia Elétrica e aprovado em sua forma final pela Banca
Examinadora

Florianópolis, 22 de fevereiro de 2018.

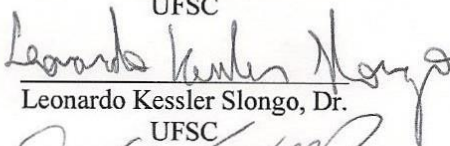


Prof. Renato Lucas Pacheco, Dr.
Coordenador do Curso

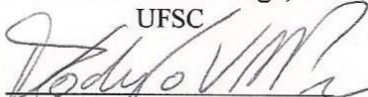
Banca Examinadora:



Prof. Leandro Buss Becker, Dr.
UFSC



Leonardo Kessler Slongo, Dr.
UFSC



Rodrigo Vinícius Mendonça Pereira, MSc.
UFSC

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos que me ajudaram ao longo desse caminho. A Universidade UFSC, pela oportunidade. Ao meu orientador, pelo apoio e confiança. Agradeço a todos os professores por sua dedicação. Agradeço a minha família e amigos pelo suporte durante todos esses anos.

Obrigado!

RESUMO

Este trabalho apresenta um estudo sobre o desenvolvimento e modelagem de um veículo quadrirrotor. Este documento acompanha o processo de desenvolvimento de uma dessas aeronaves, partindo de um estudo sobre as principais dinâmicas de voo e características desse tipo de sistema. No estudo é apresentado um processo de caracterização usando as diferentes componentes do aparelho, o que permitiu a modelagem e simulação do sistema. É proposto também uma solução para implementação e controle a partir desse modelo simulado.

Palavras-chave: Quadrirrotor, Modelagem e simulação, Multimotor, caracterização.

ABSTRACT

This work presents a study on the development and modeling of a quadrotor. This document follows the development process of one of these aircraft, based on a study on the main flight dynamics and characteristics of this type of system. In the study a characterization process was presented using the different components of the apparatus, which allowed the modeling and simulation of the system. It is also proposed a solution for implementation and control from this simulated model.

Keywords: Quadrotor, Modeling and simulation, Multimotor, characterization.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1- Drone Matrice inspecionando linha de alta tensão	21
Figura 2 – Simplificação do sistema de empuxo	24
Figura 3 – Orientação para movimentação	25
Figura 4 – Movimento “roll”, corte horizontal	26
Figura 5 – Movimento “roll”, corte vertical	26
Figura 6 – Movimento Yaw.....	27
Figura 7 – Quadrirotor do tipo ‘+’	28
Figura 8 – Diagrama de blocos do quadrirotor.....	30
Figura 9 – Principais forças produzidas por um propulsor.	32
Figura 10 – Circuito equivalente de um motor sem escovas	34
Figura 11 – Batimento das pás	37
Figura 12 – Flexão das pás em estática	38
Figura 13 – Posicionamento dos motores na estrutura	41
Figura 14 – Rotação de cilindro a partir das extremidades.....	41
Figura 15 – Cilindro girando em seu eixo central	42
Figura 16 – Posicionamento do ESC na estrutura	43
Figura 17 – Rotação de uma placa fina em torno de x, y, z.....	43
Figura 18 – Posicionamento dos braços na estrutura.....	44
Figura 19 – Posicionamento do HUB central na estrutura	45
Figura 20 – Cilindro girando entorno do eixo central	46
Figura 21 – Coordenadas (a) inerciais, do (b) quadrirotor	48
Figura 22 – Nomenclatura de motores para aeromodelismo	59
Figura 23 – Nomenclatura de baterias para aeromodelismo.....	60
Figura 24 – Esquemático estrutural dos testes de empuxo	66
Figura 25 – Bancada de testes de empuxo.....	67
Figura 26 – Diagrama da bancada de testes.....	68
Figura 27 – Esquemático estrutural dos testes de torque.....	68
Figura 28 – Bancada de testes de torque	69
Figura 29 – Esquema do sensor infravermelho	71
Figura 30 – Hélices 50x30(abaixo) e 60x30(acima).....	72
Figura 31 – RPM v.s. throttle 5-100%.....	75
Figura 32 – Erro RPM v.s. throttle 5-100%.....	76
Figura 33 – RPM v.s. throttle 60-100%.....	77
Figura 34 – Erro linearização RPM v.s. throttle 60-100%	78
Figura 35 – Thrust v.s. RPM ² 60-100%	79
Figura 36 – Erro linearização Thrust v.s. RPM ² 60-100%.....	80
Figura 37 – Linearização Torque vs. rpm ² 5-100	83

Figura 38 – Linearização Torque vs. rpm2 60-100	84
Figura 39 – Erro linearização Torque vs. rpm2 60-100	85
Figura 40 – Resposta ao degrau do motor	87
Figura 41 – Diagrama de blocos das simulações.....	88
Figura 42 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 0, K_D = 0$	93
Figura 43 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 0, K_D = 1$	93
Figura 44 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 0, K_D = 3$	94
Figura 45 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 1, K_D = 2$	94
Figura 46 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 3, K_D = 2$	95
Figura 47 – Simulações PSI com $K_P = 1, K_I = 0.05, K_D = 4$	95
Figura 48 – Simulações com $K_P = 4, K_I = 1, K_D = 3$	96
Figura 49 – Esquemático do Quadrrrotor.....	98
Figura 50 – Diagrama de blocos do controlador de voo	100
Figura 51 – Diagrama de blocos sistema de comunicação	101
Figura 52 – Leitura MPU6050	104
Figura 53 – Estimativa de duração da bateria.	105
Figura 54 – Hélice com defeito (b) hélice funcional (a).....	106
Figura 55 – Quadrrrotor construído	108
Figura 56 – Controle usado para os testes	109

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Movimento de um quadricóptero do tipo ‘x’	28
Tabela 2 – Movimento de um quadricóptero do tipo ‘+’	29
Tabela 3 – Folha de dados do motor EMAX RS1306 3300kv ...	58
Tabela 4 – Estimativa de peso	61
Tabela 5 – Estimativa da autonomia.....	61
Tabela 6 – Lista de componentes	64
Tabela 7 – Teste comparativo entre hélices 50x30 e 60x30.	72
Tabela 8 – Ensaio de empuxo hélice 60x30.....	74
Tabela 9 – Ensaio de torque hélice 60x30.	82

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	20
1.1	MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS	22
1.1.1	OBJETIVOS GERAIS E ESPECÍFICOS	22
1.1.2	Organização do texto	23
2	VOO E MOVIMENTAÇÃO.....	24
2.1	ROTAÇÃO DA ESTRUTURA	24
2.2	MANOBRAS.....	25
2.3	PRINCIPAIS COMPONENTES	29
3	MODELAGEM.....	31
3.1	SISTEMA DE PROPULSÃO.....	31
3.1.1	Empuxo.....	31
3.1.2	Torque aerodinâmico	32
3.1.3	Transitório para os motores.....	33
3.1.4	Precessão.....	36
3.1.5	Bater das pás	37
3.1.6	Efeito de solo	39
3.2	DINAMICAS DO QUADRO	39
3.2.1	Massa inercial.....	39
3.2.2	Momento de inércia	39
3.2.2.1	Motores, cilindros sólidos.....	41
3.2.2.2	ESC, placas planas finas	42
3.2.2.3	Braços, cilindros sólidos	44
3.2.2.4	Massa central, cilindro sólido	45
3.2.3	Arrasto.....	46
4	MODELO MATEMÁTICO	47
4.1	NOTAÇÃO.....	47
4.1.1	Orientação e matriz de rotação	48
4.2	FORÇAS DE EMPUXO.....	50

4.3	COMPOSIÇÃO DAS DINÂMICAS	50
4.4	EQUAÇÕES DE ESTADO	52
4.4.1	Equação de Momento	53
4.4.2	Equação de atitude.....	54
4.4.3	Equação de Força.....	55
4.4.4	Equação de navegação.	55
4.4.5	Implementação	56
5	MATERIAIS.....	57
5.1	MOTORES.....	57
5.1.1	Nomenclatura para motores sem escovas	58
5.2	BATERIAS	59
5.2.1	Nomenclatura baterias.....	60
5.3	ESTIMATIVA INICIAL	61
5.4	ESC	62
5.5	COMUNICAÇÃO	62
5.6	SENSOREAMENTO	62
5.7	CONTROLADOR DE VOO.....	63
5.8	OUTROS COMPONENTES	63
5.8.1	Distribuidor de energia.....	63
5.8.2	Estrutura.....	63
5.9	CUSTO	63
6	MÉTODOS	65
6.1	SISTEMA DE EMPUXO	65
6.1.1	Bancada de testes	65
6.1.1.1	Bancada de testes para empuxo.....	65
6.1.1.2	Bancada de testes para torque	68
6.1.1.3	Controle do motor	69
6.1.1.4	Tacômetro	70
6.1.1.5	Hélices.....	71

6.1.2	Testes de empuxo e linearização	72
6.1.3	Testes de torque e linearização	81
6.1.4	Análise do transitório para os motores	86
7	SIMULAÇÕES.....	88
7.1	DIAGRAMA DE BLOCOS DAS SIMULAÇÕES	88
7.1.1	Estrutura das simulações	89
7.1.1.1	Atitude	89
7.1.1.2	Controle PID.....	89
7.1.1.3	Controle dos motores	90
7.1.1.4	Dinâmicas do quadrrrotor	91
7.1.2	Resultado das simulações	92
7.1.2.1	Roll, Pich	92
7.1.2.2	Yaw.....	95
7.1.2.3	Ajustes dos controladores	96
8	CONSTRUÇÃO DO QUADRIRROTOR E TESTES.....	97
8.1	QUADRIRROTOR.....	97
8.1.1	Controlador de voo e sistema de controle.....	99
8.1.2	Módulo de comunicação.....	101
8.1.3	ESCs.....	101
8.1.4	Sensoriamento	102
8.1.5	Bateria.....	105
8.1.6	Protótipo e testes	105
8.2	CONTROLE REMOTO	108
9	CONCLUSÃO.....	110
	REFERÊNCIAS.....	112
	APÊNDICES	116
	APÊNDICE A – Gráficos de linearização dos ensaios.....	116
	APÊNDICE B – Configuração dos ESCs.....	120
	APÊNDICE C – Simulação com múltiplas manobras	121

ANEXOS	123
ANEXO A – Dados dos motores e controladores	124

1 INTRODUÇÃO

O conceito de veículos aéreos não tripulados ou *VANTs*, (em inglês *Unmanned Aerial Vehicle, UAV*) não é novo, aeronaves sem pilotos embarcados vêm sendo utilizadas e pesquisadas a muitas décadas. No entanto, o avanço na tecnologia de microcontroladores e o surgimento de baterias com alta densidade energética permitiu o rápido crescimento dessa área nos últimos anos. Boa parte da pesquisa está voltada para o desenvolvimento de aeronaves não tripuladas de pequeno porte. Estes dispositivos são capazes de executar as mais diversas funções, desde produções cinematográficas, até o monitoramento e inspeção de plantas industriais.

Quadrirrotores também conhecidos como helicópteros multirrotores, são um dos modelos mais conhecidos de *VANTs*. Esses veículos são equipados com quatro motores e dois pares de hélices fixas e idênticas, um desses pares gira em sentido horário e o outro anti-horário. A rotação em sentidos contrários oferece maior estabilidade a aeronave, contrabalanceando alguns efeitos aerodinâmicos e fornecendo a capacidade *VTOL (Vertical Take-off and Landing)*. Essa configuração atribui imensa versatilidade a este tipo de veículo, já que não são necessárias grandes áreas para pouso e decolagem.

O Matrice200 [23] é um exemplo de quadrirrotor vendido comercialmente para uso em aplicações industriais, esse aparelho é normalmente usado para captura de imagens de alta resolução em locais de difícil acesso. A Figura 1 mostra ele sendo usado para inspeção de uma linha de alta tensão.

Diferente de helicópteros convencionais que modificam a angulação das lâminas do rotor, a fim de controlar a direção do dispositivo, os quadrirrotores empregam uma técnica de controle onde a variação da velocidade de um motor, ou de um arranjo de motores, altera a direção e velocidade do aparelho. Usando esta topologia é possível gerar movimentos nos três eixos espaciais, bem como movimentos de rotação em torno dos eixos do dispositivo. Essa variedade de movimentos dá ao quadrirrotor um total de seis graus de liberdade, ou como normalmente é referenciado na literatura 6DOF (Six degrees of freedom).

Figura 1- Drone Matrice inspecionando linha de alta tensão



Fonte: newatlas.com

O estudo das dinâmicas de voo e o desenvolvimento de controladores para esses dispositivos são parte integrante da pesquisa nessa área. No caso das dinâmicas de voo é possível consultar trabalhos como [9] e [10], que fazem grande contribuição ao demonstrar como complexos fenômenos relacionados ao voo podem ser simplificados e modelados. Já no caso dos controladores de voo é possível citar os trabalhos desenvolvidos nos projetos *MultiWii*[24] e *PIXHAWK*[25]. Esses projetos de pesquisa são realizados por equipes independentes, através de iniciativas *open source*.

Neste documento é apresentado um estudo sobre o desenvolvimento de um veículo quadricóptero a partir de seus elementos fundamentais. Os trabalhos citados anteriormente são usados como base para construção de um modelo usado para representar as diferentes dinâmicas que compõem esse sistema. A metodologia utilizada permite a construção e simulação de um quadricóptero através de um processo de caracterização usando os diferentes componentes do aparelho.

Durante o desenvolvimento são analisados os componentes usados para construção do quadricóptero, sendo apresentada a nomenclatura tipicamente usada no mercado para classificar esses elementos. O registro deste procedimento tem como propósito demonstrar quais podem ser as limitações e dificuldades encontradas ao longo de projetos dessa natureza.

Um modelo de corpo rígido (semelhante ao apresentado em [19]) é usado na construção das simulações, dessa forma é possível estimar o comportamento do quadricóptero durante o voo. Apesar de simplificado, o

modelo é robusto e permiti a introdução de novas dinâmicas, por isso abre portas para modelos mais complexos.

1.1 MOTIVAÇÃO E OBJETIVOS

Projetos de quadrrrotores e controladores de voo, como discutido anteriormente, não são algo novo e existem inúmeras iniciativas com diferentes graus de sucesso nesta área, ainda assim há muito a ser desenvolvido e o estudo das principais dinâmicas envolvidas neste tipo de projeto permite a construção da bagagem de conhecimento necessária para o desenvolvimento destes novos estudos.

1.1.1 OBJETIVOS GERAIS E ESPECÍFICOS

Este trabalho foi desenvolvido com o objetivo de estudar as principais dinâmicas relacionadas ao voo de um quadrrrotor e sua relação com os componentes elétricos e mecânicos usados na construção deste dispositivo. Bem como abordar técnicas de caracterização, necessárias para a elaboração de um modelo de simulações que represente o comportamento do quadrrrotor. Como objetivos específicos foram definidos os seguintes:

- Realizar um estudo dos fenômenos físicos relacionados ao sistema e apresentar um modelo matemático que represente a estrutura estudada.
- Avaliar o papel desempenhado pelos principais componentes de um quadrrrotor e sua interação com o voo e controle da estrutura.
- Executar a caracterização e modelagem dos diferentes componentes de um quadrrrotor.
- Obter um modelo simulado utilizando o software Simulink, de maneira que seja possível a implementação de um controlador de voo baseado nessas simulações.
- Desenvolver uma estratégia de controle para a estabilização do quadrrrotor.

- Construir e implementar o quadrirrotor, a partir do modelo simulado para a avaliação da proposta.

1.1.2 Organização do texto

Nesta seção é apresentado de maneira resumida o conteúdo abordado ao longo deste documento.

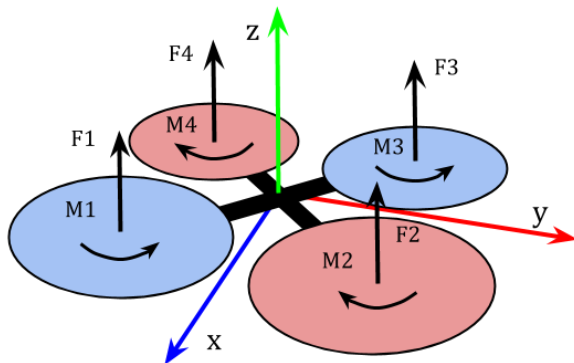
- **Capítulo 2:** são discutidas as principais características relacionadas ao funcionamento e a execução de manobras por um quadrirrotor. Assim como apresentados alguns conceitos básicos referentes a nomenclatura usada e a representação do quadrirrotor usando um diagrama com seus principais componentes.
- **Capítulo 3:** são descritos os principais efeitos aerodinâmicos relacionados a este tipo de aeronave, sendo realizadas as devidas simplificações sempre que o sistema permitir.
- **Capítulo 4:** são apresentadas as equações de estados usadas para determinar a atitude do sistema durante as simulações.
- **Capítulo 5:** é realizada a descrição em maior detalhe dos componentes apresentados na seção 2.
- **Capítulo 6:** são discutidos os procedimentos e resultados referentes ao processo de caracterização usado para inserção do modelo nas simulações.
- **Capítulo 7:** são apresentadas as simulações e seus resultados, também são estudadas as características do controlador implementado e sua influência no sistema.
- **Capítulo 8:** Apresenta o processo de desenvolvimento do quadrirrotor usado durante os testes para avaliação do modelo proposto.

2 VOO E MOVIMENTAÇÃO

Para descrever os conceitos gerais de voo e movimentação pode ser utilizado um modelo simplificado, representado através da Figura 2, onde a força ou empuxo produzida por cada motor é representada pela variável F_n . Neste caso os motores em azul estão girando em sentido anti-horário, enquanto que os motores em vermelho estão em sentido horário. Todos, estão com mesma velocidade e, portanto, produzem o mesmo empuxo. Neste caso assume-se que o centro de massa do dispositivo encontra-se junto a origem, como identificados na figura.

Considerando que esse sistema é perfeitamente simétrico e sem a intervenção de forças externas, é possível observar que a força resultante, produzida pelo somatório das forças de cada motor, pode ser representada por um único vetor na direção positiva Z , posicionado junto ao centro de massa. Essa força resultante pode ser denominada de *throttle*. Quando ela se iguala a força exercida pela gravidade, sobre o centro de massa na direção oposta, o quadricóptero entra num estado chamado de *hovering* (em tradução livre pairando).

Figura 2 – Simplificação do sistema de empuxo



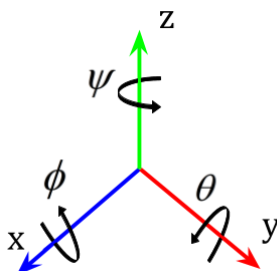
Fonte: Autor

2.1 ROTAÇÃO DA ESTRUTURA

Para descrever a movimentação do quadricóptero é usado um sistema de orientação baseado na rotação em torno de eixos fixados a estrutura. A Figura 3 representa um sistema de eixos ortogonais fixados a estrutura do quadricóptero, com origem em seu centro de massa. Os

ângulos apresentados na figura são usados para identificar movimentos de rotação em torno dos eixos. Movimentos em ϕ são chamados de rolagem ou *roll*, movimentos em θ arfada ou *pitch* e movimentos em ψ de guinada ou *yaw*. Essa nomenclatura é convencionalmente usada na aeronáutica e por isso foi escolhida para ser empregada neste trabalho.

Figura 3 – Orientação para movimentação



Fonte: Autor

2.2 MANOBRAS

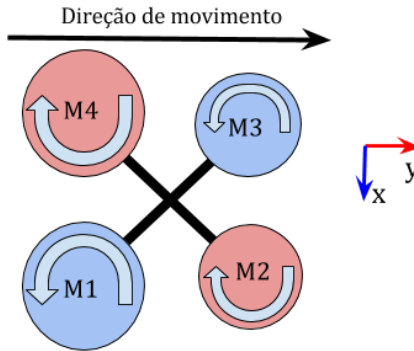
O modelo mostrado na Figura 2 é de um veículo com configuração ‘x’, isso é evidenciado pelo ângulo de 45° entre o eixo de coordenadas e a disposição dos motores. Essa configuração foi usada no desenvolvimento deste trabalho e influencia diretamente na execução de manobras, no controle e no comportamento da aeronave em geral.

Partindo de um quadricóptero em *hovering*, para que este possa realizar uma manobra de voo lateral é necessário ajustar a velocidade dos motores de tal maneira que o quadro se incline na direção do movimento desejado. Essa inclinação muda a direção do vetor empuxo resultante e por consequência altera o equilíbrio de forças. Manobras de voo lateral são identificadas como *roll* ou *pitch* dependendo do eixo usado durante o processo de inclinação.

Para que o quadricóptero execute tais manobras, a velocidade dos motores de um dos lados do multirrotor é aumentada, enquanto que a do lado oposto é reduzida. Como resultado a aeronave se inclinará e a direção do vetor empuxo será alterada. A Figura 4 e a Figura 5 representam uma manobra de *roll*, nas quais a alteração de velocidade é indicada pelas dimensões dos discos que representam os motores, discos menores

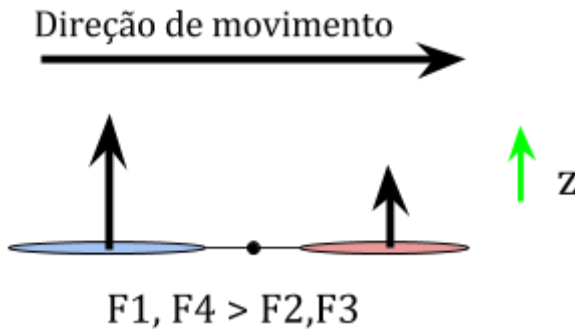
correspondem a motores que sofrem desaceleração e discos maiores representam um ganho de velocidade.

Figura 4 – Movimento “roll”, corte horizontal



Fonte: Autor

Figura 5 – Movimento “roll”, corte vertical

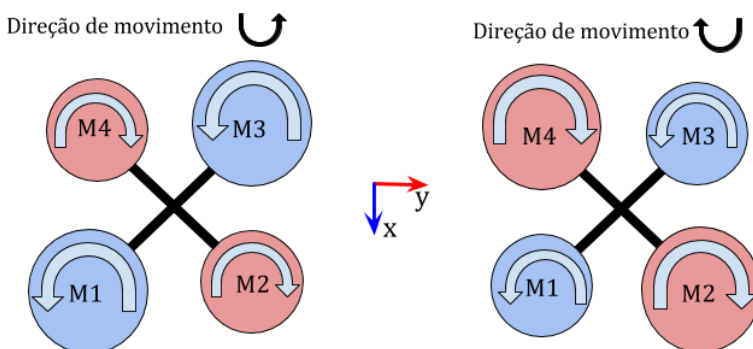


Fonte: Autor

Para execução de manobras de *yaw* é preciso analisar a topologia dos motores do multirotor. Na Figura 2 pode-se observar que dois dos motores são configurados para girar em sentido horário e dois em sentido anti-horário, estando posicionados simetricamente em oposição na estrutura. O motivo para essa configuração é fazer com que o torque gerado pela rotação de um par de motores seja cancelado pelo torque dos motores que giram no sentido oposto. A influência deste torque será

abordada em maiores detalhes na seção 3, neste momento basta considerar que cada um dos motores sofre a influência de um torque aerodinâmico na direção contrária ao movimento de rotação de suas hélices. Durante manobras de *yaw* a velocidade de um dos pares de motores é aumentada, enquanto a velocidade do outro par é reduzida proporcionalmente, aproveitando assim o torque produzido pelos motores. Como resultado o torque sobre o quadricóptero é diferente de zero, porém como os motores estão em lados opostos do equipamento não deve haver inclinação em nenhuma direção. A Figura 6 representa uma manobra desse tipo.

Figura 6 – Movimento Yaw



Fonte: Autor

A Tabela 1 resume como a velocidade dos motores deve ser modificada para produzir a movimentação desejada. Nesta tabela Ω_H representa a velocidade angular das hélices para que o quadricóptero permaneça pairando e $\Delta\Omega$ é uma variável definida pelo controlador, que permite a execução das manobras.

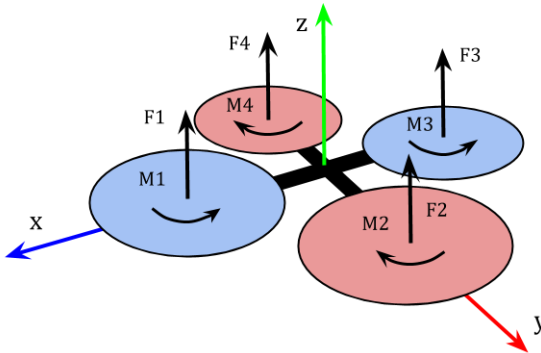
Tabela 1 – Movimento de um quadrrorotor do tipo ‘x’

Item	M1	M2	M3	M4
Pairando	Ω_H	Ω_H	Ω_H	Ω_H
Altitude Z	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$
Arfagem ϕ	$\Omega_H - \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H - \Delta\Omega$
Rolagem θ	$\Omega_H - \Delta\Omega$	$\Omega_H - \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$
Guinada ψ	$\Omega_H - \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H - \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$

Fonte: Autor

Outro tipo de topologia comumente utilizada em quadrrorotores é a configuração ‘+’, representada pela Figura 7. Nesse caso o veículo não apresenta o ângulo de 45° entre o eixo de coordenadas e a disposição dos motores. A principal diferença entre os modelos ‘x’ e ‘+’ está na configuração de velocidade usada para a execução de manobras de *yaw*, *pitch* e *roll*. A comparação dessas duas topologias pode ser feita através das as Tabela 1 e 2.

Figura 7 – Quadrrorotor do tipo ‘+’



Fonte: Autor

Tabela 2 – Movimento de um quadricóptero do tipo ‘+’

Item	M1	M2	M3	M4
Pairando	Ω_H	Ω_H	Ω_H	Ω_H
Altitude Z	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$
Arfagem ϕ	Ω_H	$\Omega_H - \Delta\Omega$	Ω_H	$\Omega_H + \Delta\Omega$
Rolagem θ	$\Omega_H - \Delta\Omega$	Ω_H	$\Omega_H + \Delta\Omega$	Ω_H
Guinada ψ	$\Omega_H - \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$	$\Omega_H - \Delta\Omega$	$\Omega_H + \Delta\Omega$

Fonte: Autor

2.3 PRINCIPAIS COMPONENTES

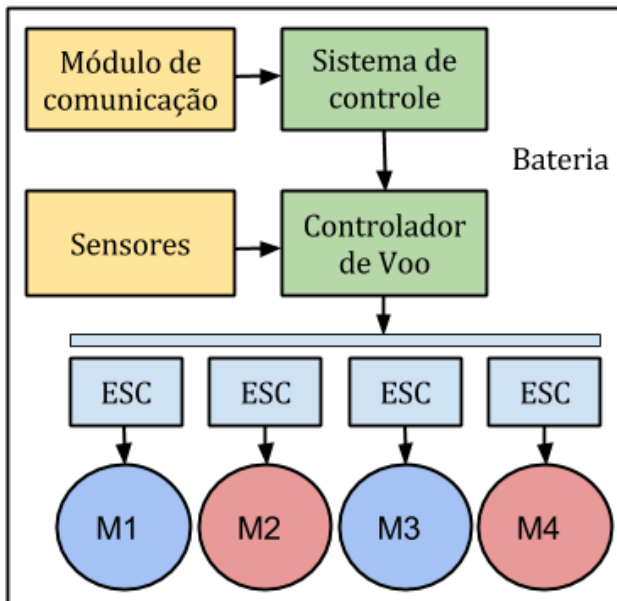
Os principais componentes utilizados para a construção do quadricóptero são representados pelo diagrama de blocos da Figura 8. A maioria das soluções tradicionais para esse tipo de problema faz uso de alguma versão desses mesmos elementos.

- **Módulo de comunicação:** Promove a interface de comunicação do sistema, como proposta pode ser realizada o uso de comunicação via WIFI ou rádio.
- **Sistema de controle:** Recebe e envia dados via módulo de comunicação e indica ao controlador de voo direção e altitude desejada. Pode gerenciar outras funções como captura de imagem e controle de iluminação.
- **Controlador de voo:** Faz aquisição de dados dos sensores e implementa as malhas de controle PID a fim estabilizar o voo. Geralmente utiliza um processador dedicado para reduzir erros.
- **Sensoriamento:** Aquisição de dados e rastreamento do comportamento do quadricóptero. Acelerômetros, giroscópios, sensores de altitude e outros elementos que influenciem diretamente o controlador de voo são exemplos de sensores.
- **ESC (Eletronic Speed Control):** Sistema de controle de velocidade dos motores que permite a

interface entre os sinais de baixa potência gerados pelo controlador de voo e os motores sem escovas.

- **Motores sem escovas:** São responsáveis pela geração do empuxo.
- **Bateria:** Alimenta todos os módulos do sistema, cada módulo possui controladores de tensão com ponto de operação dentro da faixa de tensão disponibilizada por esta bateria de alta capacidade que.

Figura 8 – Diagrama de blocos do quadricóptero



Fonte: Autor

3 MODELAGEM

Nesta seção, são abordadas algumas características de projeto inerentes aos elementos que compõe o sistema, serão considerados seus impactos tanto para o sistema real quanto para o modelo simulado. As simplificações e considerações de projeto apresentadas são reflexo da pesquisa realizada e tem como objetivo permitir a elaboração das simulações e a estruturação do controlador de voo. A abordagem utilizada parte da apresentação dos fenômenos envolvidos nas diferentes dinâmicas dos propulsores e em seus elementos adjacentes, ao mesmo tempo permite a introdução de simplificações sempre que possível.

3.1 SISTEMA DE PROPULSÃO

Será considerado como sistema de propulsão o conjunto formado pelo propulsor (hélice), motor e controladores de velocidade (ESC). A influência da massa desses componentes será considerada na análise das dinâmicas relacionadas ao quadro do quadricóptero.

3.1.1 Empuxo

O empuxo dos motores é a força responsável pelos movimentos do quadricóptero e pela sustentação do voo, sendo assim, uma das partes essenciais do projeto. O empuxo T , fornecido por um único motor do sistema de propulsão em regime permanente e em voo estático, pode ser calculado da seguinte forma.

$$T = C_T \rho A_r r^2 \omega_p^2 \quad (1)$$

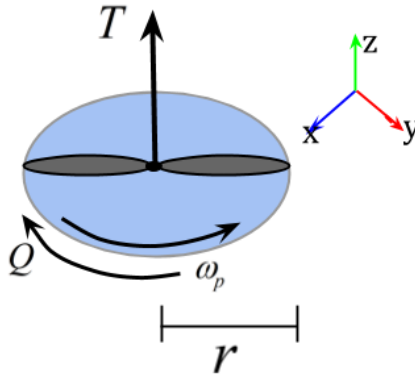
Onde C_T é o coeficiente de empuxo para um rotor específico, ρ é a densidade do ar, A_r é a área do disco de rotação da hélice, r é o raio do rotor e ω_p é a velocidade angular do rotor. O coeficiente de empuxo e a área do disco de rotação são variáveis não lineares e dependem das condições de voo. Uma abordagem recorrente na literatura, vide [9], é agrupar as variáveis para um dado sistema de propulsão, seguido de um

processo de caracterização em torno dos pontos de operação. No caso, a equação (1) pode ser reescrita na forma da equação (2), onde $C_T > 0$.

$$T = C_T \omega_p^2 \quad (2)$$

Essa relação entre empuxo e a velocidade angular do rotor, pode ser determinada a partir de testes usando o sistema de propulsão, isso é discutido no capítulo 6. Essa abordagem experimental tem a vantagem de naturalmente incorporar efeitos de arrasto e perdas rotacionais ou por vibração, no entanto por se tratar de uma aproximação, esta será válida apenas para valores no entorno daqueles usados para caracterização do sistema e apenas para condições de voo estático.

Figura 9 – Principais forças produzidas por um propulsor.



Fonte: Autor

3.1.2 Torque aerodinâmico

O arrasto produzido pelas hélices é uma das forças derivadas do sistema de propulsão e o torque gerado pelas forças de arrasto é de grande importância para o controle e para as simulações do sistema. As forças de arrasto sobre a hélices podem ser expressas em termos de um torque no eixo principal do motor, como mostra a Figura 9. Cada um dos motores contribui com uma componente de torque ao sistema, a topologia usada para os motores permite o uso desta dinâmica para o controle do giro em torno do eixo Z , como demonstrado na capítulo 2. A equação (3)

representa um conjunto de variáveis relacionadas a esse fenômeno, neste caso são consideradas as forças agindo sobre um único motor, em regime permanente e em voo estático.

$$Q = C_Q \rho A_r r^2 \omega_p^2 \quad (3)$$

Nesse caso, Q é o torque criado pelo motor e C_Q é o coeficiente de torque para o sistema de propulsão. Assim como a equação (1) a equação (3) pode ser simplificada, como demonstrado abaixo.

$$Q = C_Q \omega_p^2 \quad (4)$$

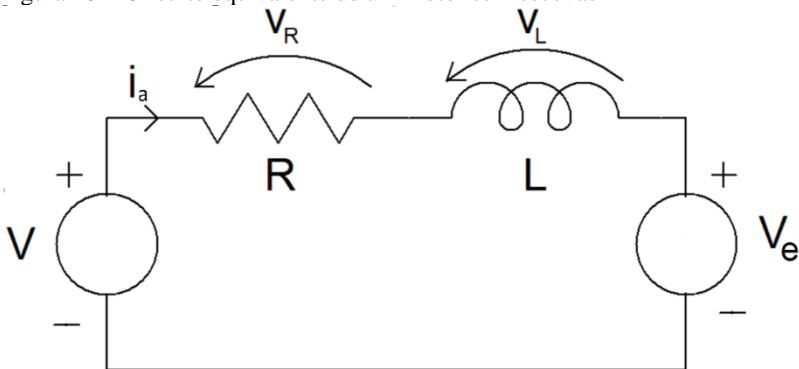
Onde C_Q agora representa uma constante obtida a partir de ensaios com os motores em condições de voo estático. O procedimento de teste e a caracterização será abordada na seção 6.

3.1.3 Transitório para os motores

Motores sem escovas são usados para a maioria dos modelos de quadricópteros, suas características de peso e desempenho os tornam ideais para o uso em micro aeronaves. A análise de seu comportamento transitório parte da combinação de um modelo elétrico e mecânico, sendo executadas as devidas simplificações e levando em consideração os trabalhos desenvolvidos em [4] e [11].

A Figura 10 representa um modelo que associa as principais variáveis elétricas deste tipo de motor. Onde R é resistência de armadura, L a indutância série das espiras das bobinas que constituem o motor e V_e a tensão contra eletromotriz. A resistência representa a perda Joule devido a passagem de corrente pelos condutores dos enrolamentos. A indutância depende da geometria e das características construtivas dos materiais das bobinas. Já a queda de tensão contra eletromotriz, também chamado *Back Electromotive Force* ou *Back EMF*, é causada pela variação do campo magnético concatenado nas espiras do motor.

Figura 10 – Circuito equivalente de um motor sem escovas



Fonte: Autor

Ao aplicar a lei de tensão de Kirchhoff é possível obter a seguinte equação.

$$V_M = V_R + V_L + V_e \quad (5)$$

Na qual V_R é a queda de tensão no elemento resistivo do motor e a tensão V_e pode ser expressa usando a seguinte substituição $V_e = K_e \omega_M$, onde K_e é a constante da força contra eletromotriz e ω_M é a velocidade de rotação do motor.

Usando a lei de Ohm $V_R = Ri_a$ e tomando a queda de tensão no indutor como sendo $L \frac{di_a}{dt}$, obtêm-se a equação (6).

$$V_M = RI_a + L \frac{dI_a}{dt} + K_E \omega_M \quad (6)$$

Motores sem escovas modernos, usados para esse tipo de aplicação, apresentam valores de indutância pequenos. Portanto, o polo produzido pela indutância é sempre muito mais rápido do que o polo das componentes mecânicas, sendo assim, a velocidade geral do sistema pode

ser determinada apenas pela contribuição mais lenta. Para efeitos práticos o valor da indutância será negligenciado, essa aproximação simplifica os cálculos dados a seguir.

$$V_M = RI_a + K_E \omega_M \quad (7)$$

A dinâmica referente a mecânica do motor é representada através da seguinte equação.

$$J_{TM} \frac{d\omega_M}{dt} = \tau_M - \tau_L \quad (8)$$

Sendo que J_{TM} representa a inércia de rotação do conjunto rotor e hélice, τ_M o torque produzido pelo motor e τ_L o torque produzido pelo arrasto das pás da hélice.

Na equação 9, K_M é um coeficiente ligado a mecânica do motor e i_a a corrente previamente discutida. A equação (10) representa o arrasto produzido pelas hélices, essa equação é uma simplificação válida apenas para valores no entorno do ponto de operação. Uma discussão mais ampla sobre o assunto pode ser encontrada em [18].

$$\tau_M = K_M i_a \quad (9)$$

$$\tau_L = K_D \omega_p^2 \quad (10)$$

Substituindo ambas as equações (9) e (10) em (8) e sabendo que $\omega_M = \omega_p$, ou seja, a velocidade angular do motor é idêntica à do propulsor e expandindo o termo J_{TM} em J_p e J_M , onde J_p é a contribuição inercial da hélice e J_M é a contribuição inercial do motor, tem-se a equação (11).

$$(J_M + J_p) \frac{d\omega_M}{dt} = -\frac{K_M K_E}{R} \omega_M + \frac{K_M}{R} V_M - K_D \omega_M^2 \quad (11)$$

A equação (11) pode ser rearranjada e o termo $\frac{d\omega_M}{dt}$ pode ser substituído por $\dot{\omega}_M$, que representa a aceleração angular do conjunto.

$$\dot{\omega}_M = -\frac{K_M K_E}{(J_M + J_P)R} \omega_M + \frac{K_M}{(J_M + J_P)R} V_M - \frac{K_D}{(J_M + J_P)} \omega_M^2 \quad (12)$$

Em termos práticos é extremamente difícil obter todos os parâmetros necessários para se resolver a equação (12). Parâmetros como K_D , por exemplo, são coeficientes não lineares. Uma aproximação válida para o comportamento transitório do sistema de propulsão é usada em [4], [8], [10] e [11], onde o sistema é representado por uma aproximação de primeira ordem, que pode ser obtida experimentalmente. Em [7] a dinâmica dos motores é ainda mais simplificada, sendo considerada apenas como um ganho ao se modelar o controlador. Essa consideração pode parecer radical, porém isso é feito ao se considerar que a resposta das componentes elétricas possui um transitório muito mais rápido do que as dos elementos inerciais ligados a estrutura, portanto, poderiam ser desprezadas pelo controlador.

3.1.4 Precessão

Precessão é um fenômeno causado pela mudança do eixo de rotação de um objeto, causando um torque proporcional as forças aplicadas sobre o eixo de rotação. No caso do quadrirrotor esse fenômeno está ligado a alteração do eixo de rotação dos motores. Esse fenômeno é discutido em mais detalhes em [17]. É importante notar que devido a configuração dos motores, os quatro orientados na direção Z, não surgem componentes de torque devido a precessão durante manobras em torno do ângulo ψ . As equações (13) e (14) descrevem os torques resultantes a movimentos de ϕ e θ , respectivamente.

$$\tau_{\phi gyro} = J_m Q \left(\frac{\pi}{30} \right) (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4) \quad (13)$$

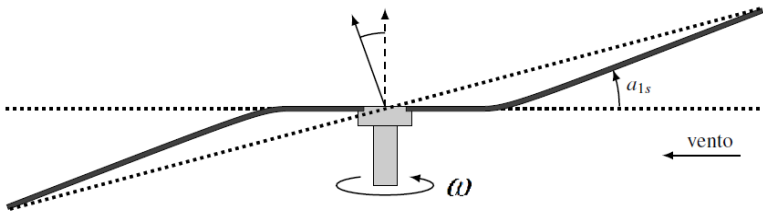
$$\tau_{\theta_{gyro}} = J_m P \left(\frac{\pi}{30} \right) (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) \quad (14)$$

Onde J_m representa a inércia dos componentes rotativos de cada motor, P e Q são as velocidades angulares respectivas aos movimentos de *rolling* e *pitching* e $\frac{\pi}{30}$ é a conversão da velocidade dos motores de *rpm* para *rad / s*.

3.1.5 Bater das pás

O quadricóptero ao realizar movimentos de translação sofre grande influência de um efeito conhecido como *Blade Flapping* ou batimento de pás em tradução livre. Durante a execução de manobras o fluxo de ar, antes considerado estático, assume uma velocidade relativa ao quadricóptero. O resultado desse fenômeno pode ser observado na Figura 11.

Figura 11 – Batimento das pás



Fonte: adaptado da referência [17]

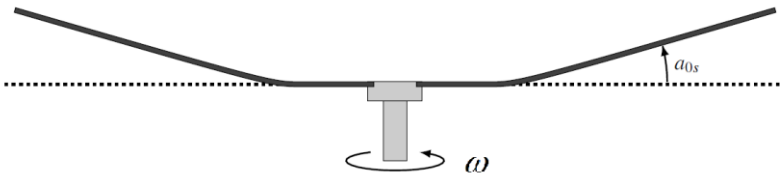
A análise completa dessa dinâmica está além do escopo deste documento, mas uma breve análise das principais forças resultantes, auxilia no desenvolvimento de uma melhor simulação e no gerenciamento da malha de controle.

Na Figura 11 a lâmina de avanço (à direita) do rotor tem uma velocidade relativa maior, em relação ao fluxo livre, do que a lâmina recuando (à esquerda). Essa diferença de velocidade altera o equilíbrio das forças sobre as pás e faz com que elas flexionem de maneira diferente. Esse desequilíbrio gera um giro no plano de rotação e induz uma

oscilação, para cima e para baixo, das pás da hélice conforme ela realiza uma revolução. O plano de rotação mencionado se refere a um plano paralelo ao “caminho” percorrido pelas pás das hélices, um vetor ortogonal a esse plano indica a direção do vetor de empuxo. Na Figura 11 o plano de rotação está representado através de uma linha pontilhada e α_{1s} é o angulo de flexão do plano de rotação. A diferença entre as forças de sustentação sobre as pás, também faz com que um torque seja gerado sobre o eixo do motor, porém, devido a simetria do quadricóptero esse torque é cancelado.

As hélices do quadricóptero também flexionam em condições de voo estático, neste caso a flexão ocorre de maneira simétrica como mostrado na Figura 12.

Figura 12 – Flexão das pás em estática



Fonte: Fonte: adaptado da referência [17]

Considerando os efeitos e causas para o fenômeno de batimento de pás é possível realizar algumas considerações:

- Os valores de empuxo serão coletados a partir de ensaios, então é possível afirmar que parte dos efeitos causados pela flexão das hélices em voo estacionário já estão inclusos no modelo.
- Esse fenômeno dependente da velocidade do fluxo lateral de ar, portanto em condições de voo estacionário, e sem a presença de vento, o mesmo poderia ser desprezado.

3.1.6 Efeito de solo

Este efeito descreve o ganho extra de sustentação que um rotor adquire, ao estar próximo ao solo. É uma consequência do ar comprimido (alta pressão) pelo rotor, contra o solo, formando um colchão de ar abaixo da área das hélices. Esse colchão de ar provoca um ganho no empuxo gerado pelo sistema, sendo de grande importância no controle de veículos autônomos e na implementação de controladores adaptativos. Para este projeto é ponto importante, no que diz respeito a execução dos testes, já que a presença de superfícies na parte de traz do rotor durante os ensaios deve ser evitada para não gerar alterações nas medidas.

3.2 DINAMICAS DO QUADRO

3.2.1 Massa inercial

A massa inercial determina como a velocidade do objeto é afetada pelo somatório das forças aplicadas sobre o mesmo, sendo representada para uma massa puntiforme através da equação (15). Onde $\sum F$ é a somatória das forças sobre o objeto, m é sua massa total e a sua aceleração. Considerando a simetria proposta para o quadrirrotor o centro de massa do mesmo se encontra no centro da estrutura.

$$\sum F = ma \quad (15)$$

3.2.2 Momento de inércia

O momento de inércia de um objeto desempenha junto ao movimento rotacional, um papel semelhante ao exercido pela massa no movimento translacional, ou seja, ele determina como a velocidade rotacional é afetada pelo torque aplicado sobre a estrutura. Diferente da massa inercial, esta dependerá da forma e da distribuição de massa em torno do eixo de rotação.

Esta seção tem como suporte as deduções desenvolvidas em [1] e [7]. Para simplificar as deduções o eixo de coordenadas \mathcal{XYZ} foi alinhado com a estrutura do quadrirrotor, porém, as equações também são válidas para o caso original devido a simetria do sistema.

Na equação (16), $\sum \tau$ é o somatório dos torques sobre o objeto, j^b é o momento de inércia e $\dot{\omega}$ a aceleração angular.

$$\sum \tau = j^b \dot{\omega} \quad (16)$$

Na equação (17) é representada a matriz j^b , como simplificação o quadrrrotor foi considerado simétrico, o que reduz a matriz j^b a uma matriz diagonal.

$$j^b = \begin{bmatrix} j_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & j_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & j_{zz} \end{bmatrix} \quad (17)$$

Devido a geometria e distribuição de massa do quadrrrotor, o cálculo dos termos da matriz apresentada na equação (17) foi dividido em partes menores com geometria simplificada. Os componentes foram medidos e pesados separadamente e sua posição foi definida a partir desses valores.

Sabendo que a soma das componentes inerciais de cada uma das partes do quadrrrotor equivale a sua inércia total e aplicando o teorema do eixo paralelo foi possível simplificar os cálculos.

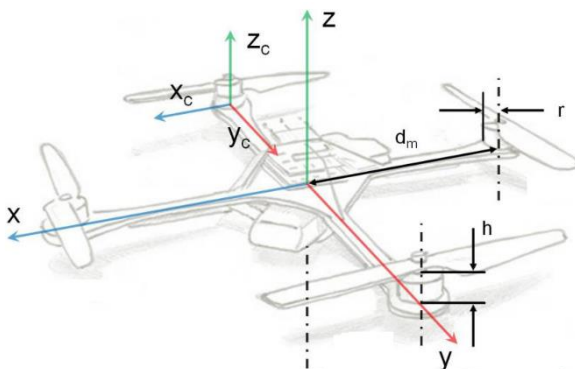
O teorema do eixo paralelo determina que o momento de inércia de um componente, em um eixo de rotação definido, pode ser calculado dado o momento de inércia do mesmo objeto sobre um eixo paralelo ao primeiro. A equação (18) descreve esse processo, onde J_{COM} é o momento inercial sobre um eixo paralelo conhecido, m é a massa do objeto e r a distância entre os eixos.

$$J_{eixo-paralelo} = J_{COM} + mr^2 \quad (18)$$

3.2.2.1 Motores, cilindros sólidos

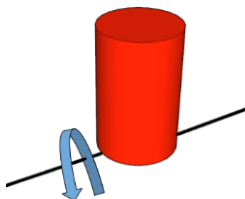
$J_{x,M}$ e $J_{y,M}$ são as contribuições dos motores para o momento de inércia em torno de seus respectivos eixos de rotação. A Figura 13 destaca esses elementos na estrutura do quadricóptero. Para o cálculo dessas componentes inerciais é usado a equação (19), que descreve a inércia para um cilindro girando a partir de uma de suas extremidades, conforme a Figura 14.

Figura 13 – Posicionamento dos motores na estrutura



Fonte: Adaptado de [1]

Figura 14 – Rotação de cilindro a partir das extremidades.



Fonte: Autor

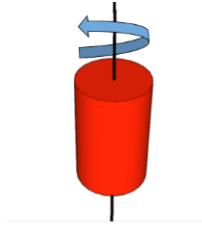
$$J_{com} = \frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{3}mh^2 \quad (19)$$

Somando a contribuição de todos os motores e adicionando os termos correspondentes ao teorema dos eixos paralelos é dada a equação (20) para a contribuição dos motores. Sendo $J_{y,M} = J_{x,M}$.

$$J_{x,M} = 2 \left[\frac{1}{4} mr^2 + \frac{1}{3} mh^2 \right] + 2 \left[\frac{1}{4} mr^2 + \frac{1}{3} mh^2 + md_m^2 \right] \quad (20)$$

Para o cálculo de $J_{z,M}$ é usada a equação (21), que descreve o momento de inércia para um cilindro em torno do seu eixo central, vide exemplo representado na Figura 15. Aplicando o teorema do eixo paralelo é obtido a equação (22), que descreve a $J_{z,M}$.

Figura 15 – Cilindro girando em seu eixo central



Fonte: Autor

$$J_{com} = \frac{1}{2} mr^2 \quad (21)$$

$$J_{z,M} = 4 \left[\frac{1}{2} mr^2 + md_m^2 \right] \quad (22)$$

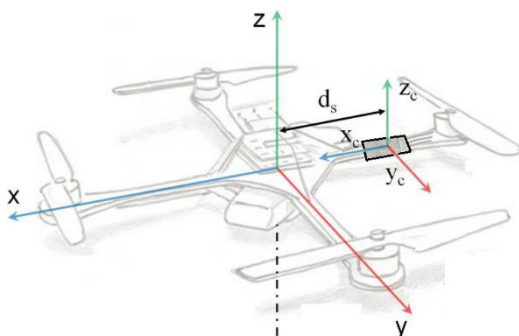
3.2.2.2 ESC, placas planas finas

A Figura 16 mostra a posição relativa de um dos ESCs em relação a estrutura do quadrirrotor usada para o cálculo da contribuição desse componente ao momento inercial do sistema, sendo usado uma aproximação por placas planas finas. As equações (23), (24) e (25)

representam o momento inercial de uma placa fina, em torno dos eixos representados na Figura 17.

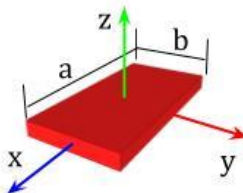
Neste caso $J_{x,S}$, $J_{y,S}$ e $J_{z,S}$ são as contribuições para o momento inercial dos ESCs. Assim como no caso dos motores, $J_{y,S} = J_{x,S}$ expressos através da equação (26).

Figura 16 – Posicionamento do ESC na estrutura



Fonte: Adaptado de [1]

Figura 17 – Rotação de uma placa fina em torno de x, y, z.



Fonte: Autor

$$J_{com,x} = \frac{1}{12} mb^2 \quad (23)$$

$$J_{com,y} = \frac{1}{12} ma^2 \quad (24)$$

$$J_{com,z} = \frac{1}{12} m(a^2 + b^2) \quad (25)$$

$$J_{x,S} = J_{y,S} = 2 \left[\frac{1}{12} m a^2 \right] + 2 \left[\frac{1}{12} m b^2 + m d_s^2 \right] \quad (26)$$

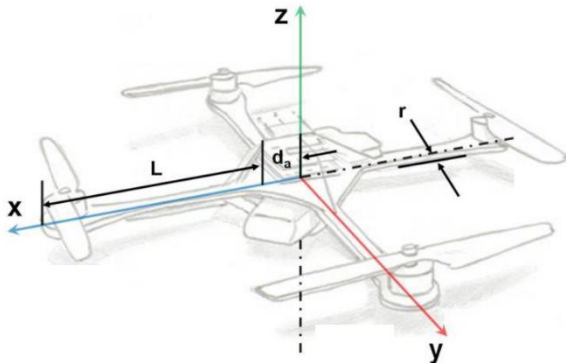
A equação (27) representa a contribuição de $J_{z,S}$.

$$J_{z,S} = 4 \left[\frac{1}{12} m (a^2 + b^2) + m d_s^2 \right] \quad (27)$$

3.2.2.3 Braços, cilindros sólidos

Assim como os motores os braços do quadricóptero foram aproximados a cilindros sólidos, como mostra a Figura 18. Neste caso, a orientação dos braços do quadricóptero é diferente. Aplicando as equações (19) e (21) a esta estrutura é obtida a equação (28).

Figura 18 – Posicionamento dos braços na estrutura



Fonte: Adaptado de [1]

$$J_{x,A} = J_{y,A} = 2 \left[\frac{1}{2} m r^2 \right] + 2 \left[\frac{1}{4} m r^2 \frac{1}{3} m L^2 + m d_A^2 \right] \quad (28)$$

3.2.2.4 Massa central, cilindro sólido

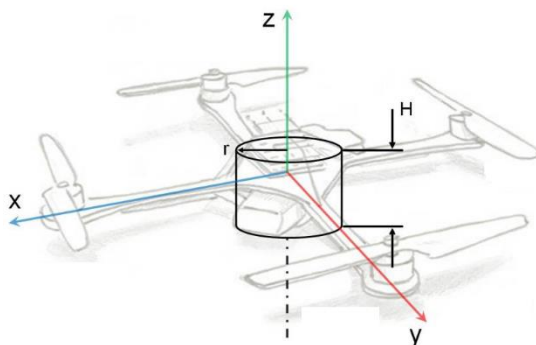
A Figura 19 mostra a posição relativa da “massa central do quadricóptero”, que nesta aproximação corresponde a massa dos componentes eletrônicos restantes e da estrutura central. Para este módulo é usada uma aproximação por um cilindro sólido. As componentes $J_{x,H}$, $J_{y,H}$ e $J_{z,H}$ correspondem as respectivas contribuições dessa estrutura a inércia do quadricóptero e são calculadas com a ajuda das equações (21) e (29).

Como $J_{y,H} = J_{x,H}$ ambos podem ser expressos através da equação (30).

A equação (31) representa a contribuição de $J_{z,H}$.

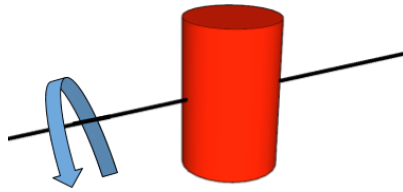
$$J_{com} = \frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{12}mh^2 \quad (29)$$

Figura 19 – Posicionamento do HUB central na estrutura



Fonte: Adaptado de [1]

Figura 20 – Cilindro girando em torno do eixo central



Fonte: Autor

$$J_{x,H} = J_{x,H} = \left[\frac{1}{4}mr^2 + \frac{1}{12}mH^2 \right] \quad (30)$$

$$J_{z,H} = \frac{1}{2}mr^2 \quad (31)$$

3.2.3 Arrasto

Durante o voo o quadricóptero está sujeito a ação de forças causadas pelo arrasto da estrutura com o ar e a perturbações causadas pelo vento. A aproximação usada não considera tais dinâmicas, porém, o modelo permitiria a inclusão destas forças.

4 MODELO MATEMÁTICO

O modelo se baseia principalmente nos trabalhos desenvolvidos em [9] e [22], sendo realizadas algumas modificações pertinentes para a sua implementação, também são usadas as simulações desenvolvidas em [1]. As equações de estado foram implementadas usando a ferramenta de desenvolvimento *Simulink*, o que permitiu o cálculo da atitude do sistema.

4.1 NOTAÇÃO

Até o momento todas as equações apresentadas tinham como referência um único eixo de coordenadas, referente ao próprio elemento analisado ou ao quadrrrotor. Aqui serão apresentadas equações em diferentes eixos de coordenadas, pois é necessária a utilização de uma notação que caracterize essa diferença. A notação usada acompanha o padrão apresentado em [1], padrão este similar ao apresentado no livro [19] na referência.

A análise da variável a seguir ajuda no entendimento da notação empregada:

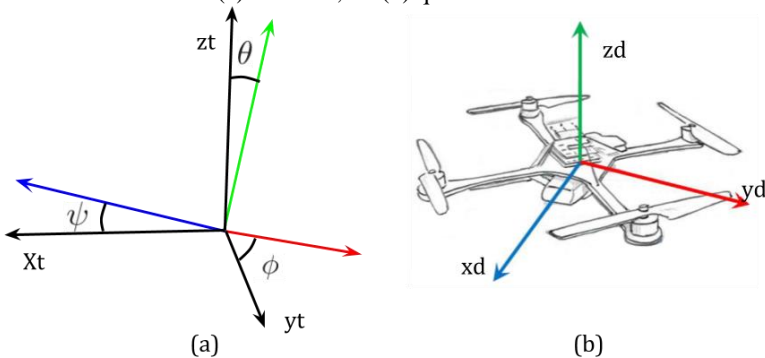
$${}^b\dot{V}_{CM|i}^b$$

A variável possui vários sub-escritos e sobre-escritos, cada um deles lhe atribui um significado diferente. A variável V representa a velocidade linear do quadrrrotor. Quando a variável é acompanhada de um ponto, como em \dot{V} isso indica que esta representa sua derivada, neste caso sendo a aceleração linear do quadrrrotor. O sobre-escrito b à direita, mostra que essa variável é dada em termos de componentes de um vetor associado ao quadro do quadrrrotor. O sobre-escrito à esquerda indica que sua derivada foi tomada em termos do próprio quadro. Enquanto o sub-escrito à direita mostra que esse valor faz referência ao centro de massa em relação ao eixo de coordenadas inerciais.

4.1.1 Orientação e matriz de rotação

A Figura 20 representa os dois eixos de coordenadas usados na análise do sistema. Em **(a)** é indicado o sistema de coordenada inercial, que faz referência a um sistema de coordenadas fixo ao espaço percorrido pelo quadricóptero durante o voo, podendo ser chamado de “referencial terra”. O sistema **(b)** faz referência ao quadricóptero, estando sempre ligado à sua estrutura e tem como origem seu centro de massa.

Figura 21 – Coordenadas (a) inerciais, do (b) quadricóptero



Fonte: Adaptado de [1]

O eixo inercial é usado para definir o posicionamento e velocidade global da aeronave, que em conjunto com o eixo do quadricóptero será usado para definir a inclinação e aceleração angular do veículo. A relação entre **(a)** e **(b)** é apresentada através dos ângulos θ , ψ e ϕ .

De acordo com a convenção para sequência de rotação aeroespacial, a rotação de uma aeronave é descrita como uma angulação em torno do eixo z (*yaw*), seguida de uma em y (*pitch*) e outra no eixo x (*roll*). Cada rotação é feita com base em um sistema definido pela regra da mão direita em um único plano. As matrizes de rotação R_ψ , R_θ e R_ϕ , representam a sequência de rotação para cada uma dessas coordenadas.

$$R_{\psi} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \text{sen}\psi & 0 \\ -\text{sen}\psi & \text{con}\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (32)$$

$$R_{\theta} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\text{sen}\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}\theta & 0 & \text{con}\theta \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$R_{\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \text{sen}\phi \\ 0 & -\sin\phi & \text{con}\phi \end{bmatrix} \quad (34)$$

A composição das equações (32), (33) e (34) leva a matriz dada pela equação (35).

$$R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \text{sen}\phi \\ 0 & -\sin\phi & \text{con}\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\text{sen}\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}\theta & 0 & \text{con}\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\psi & \text{sen}\psi & 0 \\ -\text{sen}\psi & \text{con}\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (35)$$

Que por sua vez produz a matriz de rotação R :

$$R = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \text{sen}\psi \cos\theta & -\text{sen}\theta \\ -\text{sen}\psi \cos\phi + \cos\psi \sin\theta \sin\phi & \cos\psi \cos\phi + \text{sen}\psi \sin\theta \text{con}\phi & \cos\theta \text{sen}\phi \\ \text{sen}\psi \text{sen}\phi + \cos\psi \sin\theta \text{con}\phi & -\cos\psi \cos\phi + \text{sen}\psi \sin\theta \text{con}\phi & \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} \quad (36)$$

Usando essa matriz de rotação R pode-se transportar uma variável de um eixo de coordenadas para o outro. A matriz de rotação é de particular importância na resolução das equações de velocidade e posição. Uma discussão completa das matrizes de rotação está além do escopo deste documento.

4.2 FORÇAS DE EMPUXO

A força de empuxo pode ser expressa da seguinte maneira:

$$T_{\Sigma} = c_T \left(\sum_{i=1}^N \varpi_i^2 \right) \quad (37)$$

Onde T_{Σ} representa o somatório das forças de empuxo geradas por todos os motores. N representa os motores em suas posições na estrutura, começando a contagem em sentido anti-horário por 1. A equação (38) representa o vetor resultante para o empuxo.

$$F_{A,T}^b = T_{\Sigma} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \Delta = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ c_T (\varpi_1^2 + \varpi_2^2 + \varpi_3^2 + \varpi_4^2) \end{bmatrix} + \Delta \quad (38)$$

Os valores de $F_{A,T}^b$ são estritamente positivos e se referem as forças que atuam sobre o quadricóptero devido ao empuxo e a efeitos aerodinâmicos. Considerando as simplificações realizadas, T_{Σ} contribui com valores unicamente na direção z. Essa consideração presume que os testes, feitos para obtenção dos parâmetros do sistema, foram realizadas em condições de estática, portanto, c_T não abrange efeitos causados por aerodinâmicas como a de *blade flapping*. A equação (38) permite a adição de parâmetros de arrasto considerados na variável Δ , como mencionado na seção 3.2.3. O modelo usado parte do princípio que os valores de $\Delta = 0$ como simplificação do modelo.

4.3 COMPOSIÇÃO DAS DINÂMICAS

A composição das forças produzidas pelos propulsores do sistema e sua relação com a estrutura, são expressas a partir do vetor $\tau^b = (\tau_{\phi}, \tau_{\theta}, \tau_{\psi})^T$. Onde τ_{ϕ} , τ_{θ} e τ_{ψ} são os momentos produzidos

pela resultante das forças dos propulsores e pelos torques aerodinâmicos, abordados em 3.1.1 e 3.1.2 respectivamente.

$$\tau_\phi = c_T \sum_{i=1}^N dsen(\varphi_i) \varpi_i^2 \quad (39)$$

$$\tau_\theta = -c_T \sum_{i=1}^N d \cos(\varphi_i) \varpi_i^2 \quad (40)$$

$$\tau_\psi = c_Q \sum_{i=1}^N \sigma_i \varpi_i^2 \quad (41)$$

Onde d é a posição do motor em relação ao centro de massa da aeronave e N representa os motores em suas posições na estrutura. Já σ_i indica a direção de rotação das hélices, assumindo os valores $\{1, -1\}$. O ângulo φ_i representa a posição de cada motor em relação ao eixo de coordenadas z do corpo do veículo. Considerando que a configuração usada é ‘x’, como mostra a Figura 2, os valores desses ângulos são múltiplos de 45° .

Os valores de $dsen(\varphi_i)$ e $d \cos(\varphi_i)$, podem ser substituídos por uma única constante d_x , graças a simetria da aeronave. No entanto, ainda é preciso considerar o sinal dependendo do termo analisado.

A equação 41 representa a combinação das equações de todas as forças apresentadas, além das equações (39), (40) e (41), a matriz $M_{A,T}^b$ também engloba os valores das equações (13) e (14). Substituindo essas equações em (42) é possível obter a equação (43), que dá origem a matriz $M_{A,T}^b$ em sua forma final apresentada na forma da equação (44).

$$M_{A,T}^b = \tau^b + \begin{bmatrix} \tau_{\phi gyro} \\ \tau_{\theta gyro} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (42)$$

$$M_{A,T}^b = \begin{bmatrix} -d_x c_T & d_x c_T & d_x c_T & -d_x c_T \\ -d_x c_T & -d_x c_T & d_x c_T & d_x c_T \\ c_Q & c_Q & c_Q & c_Q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \tau_{\phi gyro} \\ \tau_{\theta gyro} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (43)$$

$$M_{A,T}^b = \begin{bmatrix} d_x C_T \omega_2^2 - d_x C_T \omega_4^2 + J_m Q \left(\frac{\pi}{30} \right) (\omega_1 + \omega_2 + \omega_3 + \omega_4) \\ -d_x C_T \omega_1^2 + d_x C_T \omega_3^2 + J_m P \left(\frac{\pi}{30} \right) (-\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4) \\ -C_Q \omega_1^2 + C_Q \omega_2^2 - C_Q \omega_3^2 + C_Q \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (44)$$

4.4 EQUAÇÕES DE ESTADO

Sendo obtida uma descrição para o comportamento das diferentes dinâmicas que compõe o sistema, é preciso integrá-las num modelo físico corresponde, que permita calcular a atitude do sistema ao longo do tempo. O modelo usado se baseia na implementação de quatro equações de estado propostas no livro [19], onde são apresentados vários conceitos e práticas relacionadas ao voo e métodos de modelagem e simulação. A aproximação aplicada é desenvolvida com base em mecânica newtoniana e permite a construção de um modelo com 6DOF. No entanto, é necessária atenção a algumas limitações inerentes as simplificações adotadas pelo sistema proposto.

- **Modelo de corpo rígido:** O modelo usado considera a estrutura estudada como um corpo rígido, ou seja, não são previstas diretamente distorções na estrutura.
- **Terra plana:** Uma das simplificações adotada na elaboração desse sistema de equações considera a terra

como plana, isso é feito considerando a escala do problema avaliado.

- **Inconsistências para ângulos próximos a 90°:** O modelo aplicado apresenta inconsistências numéricas quando o ângulo de ϕ e θ se aproximam de $\pm 90^\circ$.

4.4.1 Equação de Momento

A equação abaixo descreve as mudanças nas rotações do quadrirrotor levando em consideração a inércia, a velocidade angular e os momentos aplicados pelos sistemas de propulsores.

$${}^b \dot{\omega}_{b/i}^b = (J^b)^{-1} [M_{A,T}^b - \Omega_{b/i}^b J^b \omega_{b/i}^b] = \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} \quad (45)$$

O vetor $\omega_{b/i}^b = [P \ Q \ R]^T$ representa a velocidade angular do quadrirrotor, o termo $\omega_{b/i}^b$ pode ser descrito como a velocidade de rotação entre o eixo do quadro em relação ao eixo inercial. Os valores de P , Q e R representam respectivamente rotações correspondentes a movimentos de *roll*, *pitch* e *yaw*. Já ${}^b \dot{\omega}_{b/i}^b = [\dot{P} \ \dot{Q} \ \dot{R}]^T$ representa a aceleração angular, onde \dot{P} , \dot{Q} e \dot{R} estão relacionadas ao eixo do quadrirrotor e representam a taxa de variação da velocidade em suas respectivas coordenadas.

O termo $\Omega_{b/i}^b$ representa a matriz de produto cruzado apresentada na forma mostrada abaixo:

$$\Omega_{b/i}^b = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (46)$$

4.4.2 Equação de atitude

A próxima equação de estado definida permite determinar a taxa de variação dos ângulos em relação a estrutura inercial.

$$\dot{\Phi} = H(\Phi)\omega_{b/i}^b = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (47)$$

Usando matrizes de rotação, a velocidade angular da aeronave no eixo do quadricóptero pode ser relacionada às mudanças no ângulo de rotação, conforme mostrado abaixo.

$$\omega_{b/i}^b = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_\phi \left(\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_\theta \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) \quad (48)$$

Realizando multiplicação e adição das matrizes pode ser encontrada a equação (49) como mostrado abaixo.

$$\dot{\Phi} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \tan(\theta)\text{sen}(\phi) & \tan(\theta)\text{cos}(\phi) \\ 0 & \text{cos}(\phi) & -\text{sen}(\phi) \\ 0 & \text{sen}(\phi)/\text{cos}(\theta) & \text{cos}(\phi)/\text{cos}(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (49)$$

Embora esta abordagem seja efetiva, existe uma desvantagem muito importante, uma singularidade ocorre quando θ é igual a $\pm 90^\circ$. Assim ângulos próximos a $\pm 90^\circ$ podem comprometer a precisão e a estabilidade numérica das simulações. Como o controle proposto

considera apenas variações de uns poucos graus de amplitude, para a estabilização e posicionamento, isso não será um problema. Existem métodos para correção desta singularidade empregando técnicas de quaternio, mas estas não foram aplicadas nas simulações.

4.4.3 Equação de Força.

A equação de força prevê os valores da aceleração do centro de massa do quadrrrotor ${}^b\dot{V}_{CM|i}^b$.

$${}^b\dot{V}_{CM|i}^b = \left(\frac{1}{m} \right) F_{A,T}^b + g^b - \Omega_{b/i}^b V_{CM|i}^b = \begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} \quad (50)$$

Nesta equação m é o valor da massa total do quadrrrotor, $F_{A,T}^b$ é o vetor empuxo descrito pela equação (38), g^b é a força da gravidade descrita através da equação (51), $\Omega_{b/i}^b$ é a matriz de produto cruzado dada pela equação (46) e $V_{CM|i}^b$ é a velocidade do quadrrrotor.

$$g^b = R_{b/i} g^i = R_{b/i} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (51)$$

Onde $g = 9.8m / s^2$.

4.4.4 Equação de navegação.

Finalmente, a última equação de estado a ser abordada é a equação de estado de navegação, que descreve a velocidade linear do centro de massa do quadrrrotor na estrutura de referência inercial.

$${}^i\dot{P}_{CM|i}^i = C_{i/b} V_{CM|i}^b = \begin{bmatrix} \dot{X} \\ \dot{Y} \\ \dot{Z} \end{bmatrix} \quad (52)$$

${}^i\dot{P}_{CM|i}^i$ é a velocidade do quadrirrotor na estrutura do quadro após sua transposição através da matriz de rotação.

4.4.5 Implementação

As simulações realizadas com o Simulink fazem uso das quatro equações de estado:

- Equação de Momento
- Equação de atitude
- Equação de Força
- Equação de navegação

Estas são resolvidas em ordem e de maneira recursiva durante simulação e determinam o comportamento do quadrirrotor, com base em seus valores de entrada e nas condições iniciais do sistema. As principais entradas desse conjunto de equações estão representadas na forma da matriz de forças e na matriz do momento de inércia. Sendo definidas as condições iniciais de velocidade, aceleração e orientação de um objeto é possível determinar seu comportamento com base nessas duas entradas. Para o caso do quadrirrotor o momento de inercia é definido como constante e a matriz de força é controlada através do empuxo aplicado por cada motor. Os valores dessa matriz são calculados com base na caracterização discutida no capítulo 6. As equações de estado não estão restritas a aplicação proposta nesse trabalho e podem ser usadas para estimar o desempenho de outros modelos, sendo respeitadas as limitações apresentadas.

5 MATERIAIS

5.1 MOTORES

A fim de decolar um quadricóptero precisa gerar no mínimo empuxo equivalente ao seu próprio peso, considerando isso, é necessário reservar potência para aquisição de altitude e execução de manobras. Nas suas estimativas iniciais este projeto leva em consideração que a potência máxima exercida pelos motores, será capaz de suportar o dobro do peso projetado para a aeronave. Essa consideração é realizada já que o desempenho real e a carga final só serão avaliados com o sistema completo.

Fabricantes de motores para esse tipo de aplicação disponibilizam ensaios usando diferentes combinações de baterias e hélices. Na fase de projeto a principal informação a ser retirada desses ensaios é descrita como *thrust*, geralmente com uma unidade em gramas. O valor descrito em *thrust* representa a quantidade de força que cada motor é capaz de oferecer em uma determinada condição de operação, é importante considerar a configuração de baterias e hélices usadas nos ensaios, pois o desempenho de um motor em particular pode variar muito dependendo desses elementos. Das opções disponíveis no mercado, três foram analisadas e suas tabelas de ensaios estão disponíveis no anexo A. Dependendo dos fabricantes esses valores variam, mas como regra geral pode-se usar esses dados para se estimar o desempenho de modelos semelhantes. Não é incomum encontrar modelos de diferentes fabricantes com parâmetros de projeto idênticos, considerando é claro a qualidade dos materiais e o acabamento das peças.

A Tabela 3 traz como referência informações fornecidas pelo fabricante para o motor usado nos ensaios.

Tabela 3 – Folha de dados do motor EMAX RS1306 3300kv

Tipo do motor	Hélice	Tensão (V)	Corrente (A)	Thrust (g)	Potência (W)	Eficiência (g/W)	RPM	
RS1306-3300Kv	GF3040 BN 3 Blade Prop	12	1	51	12,00	4,25	12130	
			3	119	36,00	3,31	18620	
			5,2	168	62,40	2,69	22292	
			6,2	176	74,40	2,37	24473	
			6,5	183	78,00	2,35	24734	
		14,8	1	43	14,80	2,91	12550	
			3	102	44,40	2,30	18940	
			5,1	155	75,48	2,05	22470	
			7	210	103,60	2,03	25670	
			9	269	133,20	2,02	28710	
				10,2	303	150,96	2,01	29740
				11,5	340	170,20	2,00	30720

Fonte: Adaptado emaxmodel.com

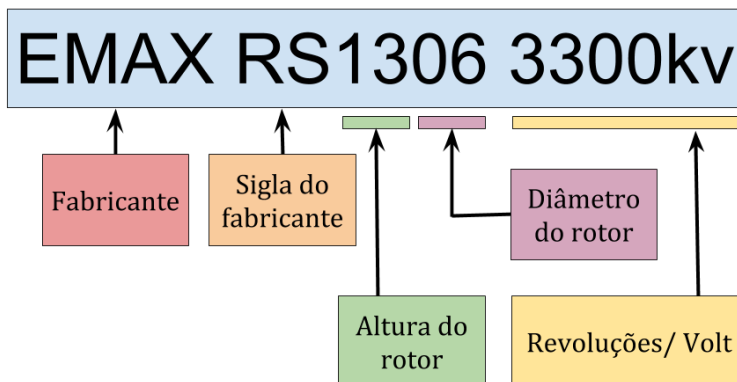
5.1.1 Nomenclatura para motores sem escovas

Os motores CC sem escovas, empregados em aeromodelismo, usam ímãs permanente acoplados ao elemento rotativo do motor, enquanto os enrolamentos são parte do estator. Neste caso, a comutação responsável pelo giro do motor deve ser realizada eletronicamente, com o auxílio de um ESC apropriado para os níveis de corrente do motor escolhido. A comutação eletrônica permite que este dispositivo atinja velocidades muito superiores a motores CC convencionais, com uma vida útil prolongada. A omissão de comutadores mecânicos diminui também o desgaste das partes móveis.

Normalmente esses motores são construídos com 3 saídas que por sua vez são conectadas aos enrolamentos do estator, o padrão mais comum de topologia usa o sistema *Outrunner*, onde o estator corresponde a parte central do motor e o rotor envolve o estator.

Apesar da grande variedade tanto de modelos quanto de fabricantes para motores direcionados a aeromodelismo, existe uma escassez de *datasheets* com informações satisfatórias. A maioria dos fabricantes fornece informações limitadas sobre seus produtos, com poucas referências às características elétricas dos motores. No entanto, a nomenclatura usada segue um padrão que auxilia no processo de especificação desses componentes.

Figura 22 – Nomenclatura de motores para aeromodelismo



Fonte: Autor

Normalmente o nome do motor é expresso com uma sigla seguida de uma série de quatro números, a sigla faz referência ao fabricante enquanto os números indicam as medidas essenciais do motor. Os dois primeiros números indicam o diâmetro interno do estator, seguido por outros dois dígitos representando a altura da peça. Essas dimensões podem ser associadas como representantes de uma classe de motores e servem de base para comparação entre diferentes modelos (motores de uma mesma classe mostram desempenho semelhante).

Os dados referentes a dimensão, geralmente são seguidos de uma denominação em Kv, a notação indica a velocidade em rpm de um motor para uma dada tensão (equação (53)), esse dado é considerado para motores operando sem carga no eixo. Tipicamente valores elevados de Kv indicam motores de baixo torque, alta velocidade e baixa indutância, enquanto que valores menores indicam motores mais lentos, com torque superior e indutância comparativamente alta.

$$rpm = Kv * voltage \quad (53)$$

5.2 BATERIAS

Definido o motor e estimando sua região de operação é possível definir as tensões e correntes necessárias para a operação do quadrirrotor.

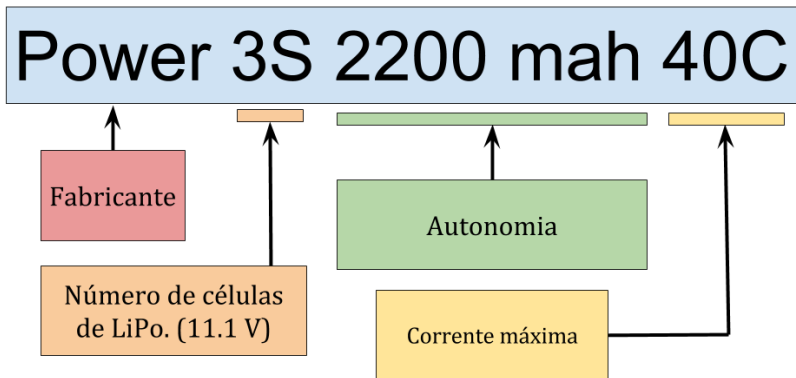
A bateria foi dimensionada com base nos valores dos ensaios da Tabela 3, feito isso foi preciso verificar a potência disponível para se

estimar autonomia do circuito. Somente o consumo dos motores é considerado, já que em comparação todas as outras cargas têm potência desprezível. A autonomia do dispositivo foi programada para valores em torno de 10 minutos de voo. Valores inferiores devem dificultar a realização dos ensaios, exigindo múltiplas baterias e recargas constantes.

5.2.1 Nomenclatura baterias

As baterias de *Lithium polymer battery* (LiPo) apresentam uma nomenclatura simples e os fabricantes costumam estampar diretamente sobre elas os principais parâmetros de projeto relevantes para aeromodelismo e outras cargas semelhantes. Segue exemplo de nomenclatura de bateria.

Figura 23 – Nomenclatura de baterias para aeromodelismo



Fonte: Autor

- **Número de células:** Descreve a configuração de células de LiPo com o qual a bateria foi construída.
2S = 7.4V; 3S = 11.1V; 4S = 14.8V.
- **Autonomia:** Da uma estimativa de autonomia da bateria em mAh.
- **Corrente máxima:** Representa a corrente máxima que a bateria é capaz de fornecer respectivamente de modo contínuo. Esse valor é multiplicado pela autonomia em

mAh, para produzir um valor em amperes que representam esse limiar.

5.3 ESTIMATIVA INICIAL

Para o processo de aquisição dos componentes foi necessário o dimensionamento preliminar dos componentes, esse processo é feito com base em estimativas de desempenho apresentadas nos tópicos anteriores desta seção.

Tabela 4 traz os dados referentes a estimativa usada para o dimensionamento dos motores e a Tabela 5 mostra uma estimativa para a autonomia do quadricóptero com as características descritas na Tabela 4.

Tabela 4 – Estimativa de peso

Item	Qtd*	peso (g)
Arduino Due	1	36
Emax RS1306 3300Kv	4	12,7
ESCs	4	10
Hélices	4	3
Estrutura	1	80
Acelerômetro	1	10
Bateria 2200 3s	1	175
Total		403,8

Fonte: Autor

*Quantidade

A bateria escolhida foi do modelo Power 3S 2200 mAh 40C.

Tabela 5 – Estimativa da autonomia

GF3040	Corrente (A)	Thrust (g)	Autonomia
	Total	Total	3S 2200 mAh
	12	476	11 min

Fonte: Autor

5.4 ESC

Como apresentado anteriormente motores sem escova necessitam de um circuito auxiliar para executar o processo de comutação, este é o papel desempenhado pelo ESC. No caso, o ESC faz uso de um microcontrolador responsável pelo controle dos MOSFETs que realizam a comutação. O ajuste de velocidade é realizado através de uma entrada com protocolo PWM, semelhante ao usado em servo-motores.

O ESC usada nos ensaios é do modelo Emax BLHeli 12 A. A Emax possui uma linha de ESCs desenvolvidos para aerodelismo, no anexo A é possível encontrar parte de seu catálogo, com destaque para o modelo escolhido. Esse ESC foi selecionado por atender as demandas de corrente exigidas pelo motor e por sua disponibilidade no mercado.

5.5 COMUNICAÇÃO

Como módulo de comunicação foi usada a plataforma de desenvolvimento WiFi ESP8266. Este sistema vem sendo aplicado em soluções de IoT (*Internet of Things*), devido ao seu custo reduzido e compatibilidade com outras plataformas de desenvolvimento, como por exemplo a Arduino. O módulo utilizado é um chip Wi-Fi, com capacidade TCP/IP completa, unidade MCU e memória flash de 1Mb. Essa versão conta com apenas dois pinos GPIOs, e uma porta de comunicação serial disponíveis.

5.6 SENSOREAMENTO

Para o sensoriamento necessário do quadrirrotor foi empregado o uso do módulo MCU6050, o sensor usado nesse módulo é um MEMS (*Micro Electro Mechanical Systems*), que incorpora um giroscópio e um acelerômetro de 3 eixos. Seu controlador possui ADCs de 16-bit e taxa de amostragem de 8,000 amostras por segundo.

O chip incorpora um *Digital Motion Processor* ou DMP, que se encarrega do processamento e filtragem dos sinais. A comunicação com o MCU6050 é feita através de uma interface I2C com frequência de até 400 kHz. O DMP consegue processar e filtrar dados com taxas que variam de 5 a 200 Hz.

5.7 CONTROLADOR DE VOO

O papel de controlador de voo e sistema de controle, foi atribuído a uma placa Arduino Due. Essa placa é baseada no Atmel SAM3X8E ARM Cortex-M3 CPU, sendo um microcontrolador core ARM de 32-bit. O Due possui 54 entradas/saídas digitais (das quais 12 podem ser usadas como saídas PWM), 12 entradas analógicas, 4 UARTS (portas seriais), um cristal oscilador de 84MHz, conexão USB OTG, 2 DAC.

5.8 OUTROS COMPONENTES

5.8.1 Distribuidor de energia

O distribuidor de energia PDB-XT60 da Matek (que não havia sido previsto nas estimativas iniciais do projeto), tem como função permitir a conexão da bateria ao sistema de forma segura. Esse circuito conta com um conector XT60, mesmo padrão usado na bateria adquirida. A placa também disponibiliza através de *pads* um acesso fácil a alimentação da bateria.

5.8.2 Estrutura

A estrutura usada é uma estrutura de fibra de carbono conectada usando parafusos e pinos fabricados em nylon, seu peso original é de cerca de 80g. Foram adicionadas hastes de fibra de vidro a fim de proteger as hélices durante os testes.

5.9 CUSTO

A tabela abaixo indica o custo dos principais componentes usados no projeto. O custo de alguns materiais usados nos ensaios e de componentes reaproveitados não foram inclusos na tabela 6.

Tabela 6 – Lista de componentes

Item	Qtd*	Preço**	Fornecedor
Arduino Due	1	R\$129,90	filipeflop
Emax RS1306 3300Kv	4	R\$39,28	hobbyking
Emax BLHeli 12 A	4	R\$27,57	banggood
Hélices	4	R\$1,95	aliexpress
Estrutura em fibra de carbono	1	R\$45,00	mercado livre
MPU6050	1	R\$24,9	filipeflop
Bateria 2200 3s	1	R\$110,00	point-rc
PDB-XT60	1	R\$15,51	aliexpress
Conectores Bullet 2mm	8	R\$0,72	aliexpress
Placa Perfurada Fenolite	2	R\$20,00	Eletroparts
Arduino Nano	1	R\$39,90	filipeflop
ESP8266	2	R\$29,00	Eletroparts
Total		744,2	

Fonte: Autor

*Quantidade **Cotações: 12/02/2018

6 MÉTODOS

Como apontado na seção 3 a caracterização do modelo se faz necessária devido à complexidade do sistema e do número elevado de variáveis envolvidas em uma representação puramente matemática. A qualidade dos dados adquiridos, a partir dos testes, dependem da capacidade de reproduzir as condições de operação para as quais o sistema estará sujeito. As avaliações realizadas tiveram como objetivo obter esses dados evitando a adição de complexidades desnecessárias ao modelo.

6.1 SISTEMA DE EMPUXO

Os componentes referidos aqui como sistema de empuxo, dizem respeito aos motores, controladores de velocidade (ESC), da bateria e hélice. O modelo proposto para caracterização faz uso de um único motor e seu controlador de velocidade, ambos fixados a uma estrutura de apoio. Esta bancada de teste foi construída baseada nos modelos presente nos materiais fornecidos em [1], [3], [4], [5] e [6]. Nesses casos, o formato da bancada de testes varia, mas o princípio é sempre o mesmo.

O objetivo desta estrutura de teste é obter informação sobre empuxo, torque aerodinâmico e transitório para o conjunto de motor e hélice, em sua faixa de operação. Esses dados serão usados para caracterização do sistema fazendo uso das equações (2) e (4) deduzidas na seção 3. Para isso, além das bancadas de teste são usados um tacômetro, uma balança e um multímetro.

A balança é usada para avaliar as forças produzidas pelo rotor em gramas. Esta unidade é normalmente utilizada nesse tipo de aplicação por fazer correlação direta com o peso da estrutura do quadricóptero, e assim simplificar a elaboração de estimativas de carga para o veículo. O tacômetro é usado para estimar sua velocidade em rpm, já o multímetro é usado para medir a corrente exigida pelo sistema.

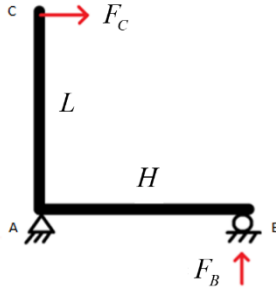
6.1.1 Bancada de testes

6.1.1.1 Bancada de testes para empuxo

A estrutura construída para a obtenção dos parâmetros de empuxo está representada na Figura 24. O motor é posicionado em “C” com vetor

de empuxo sendo representado por uma seta vermelha. A leitura dos dados de força faz uso da balança posicionada no ponto “**B**”. As deduções relevantes são abordadas a seguir.

Figura 24 – Esquemático estrutural dos testes de empuxo



Fonte:

Considerando que todas as hastes usadas, na construção da bancada de teste, são rígidas, tem-se que $\sum M_A = 0$.

Para tanto:

$$F_C L = F_B H \quad (54)$$

$$F_C = F_B \frac{H}{L} \quad (55)$$

Como:

$$H = 28,2 \text{ cm}$$

$$L = 32,5 \text{ cm}$$

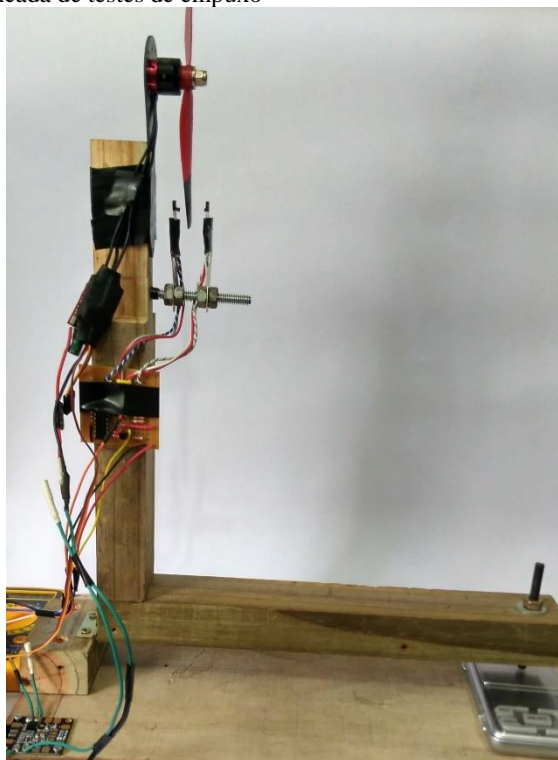
Tem-se que:

$$F_C = 0,8677 F_B$$

A igualdade acima é usada para calcular a força produzida pelos motores a partir das leituras feitas pela balança, os valores de H e L foram obtidos diretamente da estrutura construída. A Figura 25 mostra a bancada usada nos testes.

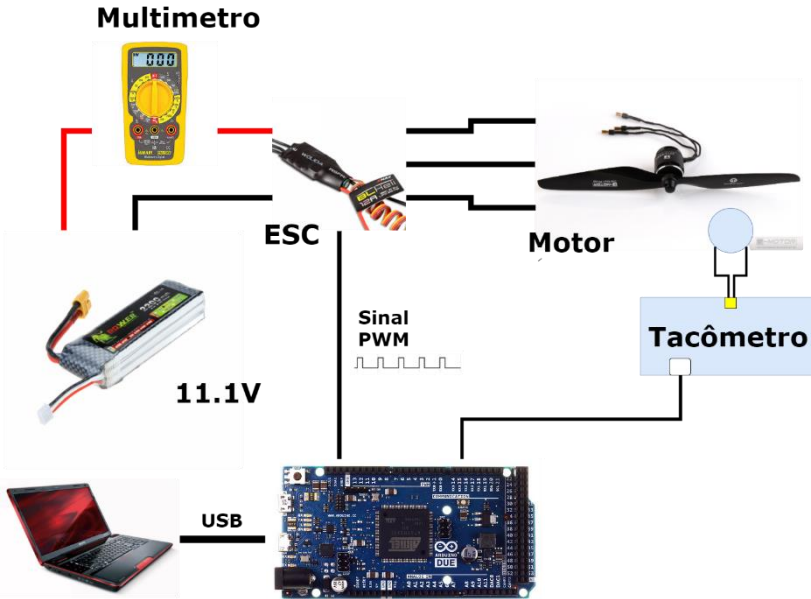
O restante da configuração usada nas medições é apresentado no diagrama da Figura 26, o sensor usado como tacômetro é conectado ao Arduino Due, que também faz o controle de velocidade do motor usando uma das portas PWM do microcontrolador.

Figura 25 – Bancada de testes de empuxo



Fonte: Autor

Figura 26 – Diagrama da bancada de testes

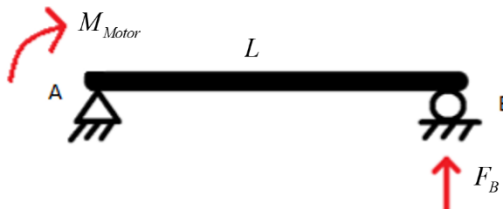


Fonte: Autor

6.1.1.2 Bancada de testes para torque

Para obter os parâmetros de torque foi usado um arranjo diferente, que está representado pela Figura 27.

Figura 27 – Esquemático estrutural dos testes de torque



Fonte: Adaptado de [1]

O motor é posicionado no ponto “A” com o vetor empuxo saindo do plano. Considerando que todas as hastes usadas são rígidas tem-se que

$\Sigma M_A = 0$, considerando neste caso que o motor está diretamente sobre A.

$$M_{Motor} = F_B L \quad (55)$$

sendo $L = 39,2cm$

$$M_{Motor} = 39,2F_B$$

A igualdade acima é usada para calcular a força produzida pelos motores a partir das leituras feitas pela balança, o valor de L foi obtido diretamente da estrutura construída. A Figura 28 mostra a bancada usada nos testes. O restante da configuração usada nas medições é o mesmo usado para os testes de empuxo.

Figura 28 – Bancada de testes de torque



Fonte: Autor

6.1.1.3 Controle do motor

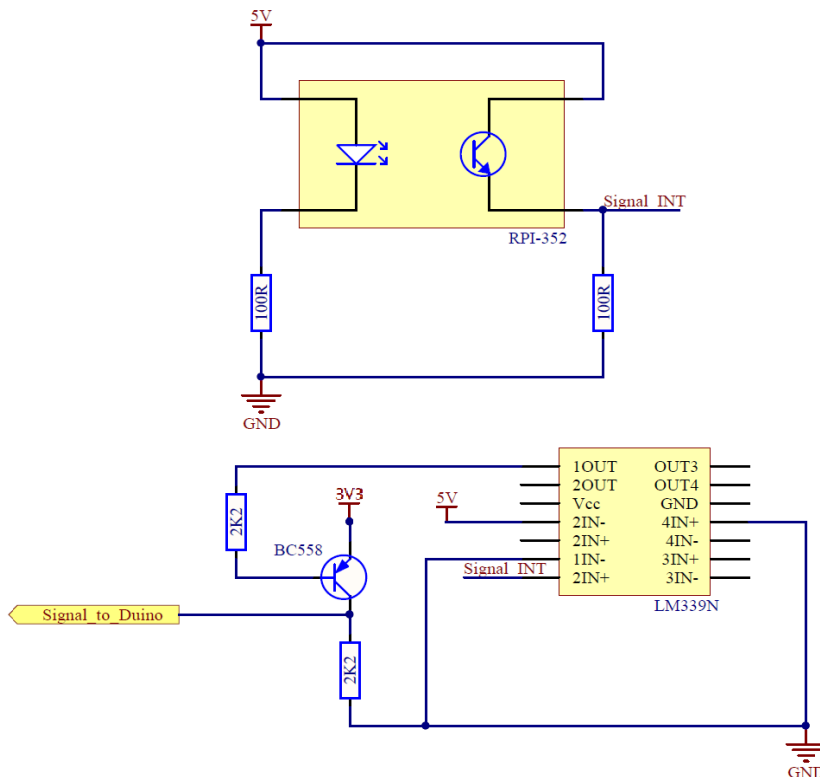
O controle dos motores é realizado através de uma porta PWM e a frequência do sinal de comunicação usada com o ESC é fixado em 50 Hz. A velocidade do motor é controlada através do *duty cycle* do sinal. A velocidade máxima usada nos testes equivale a 60% do total disponível, os motores foram limitados a essa faixa para evitar vibrações excessivas. Os dados de *throttle* fornecidos nas tabelas de teste correspondem a valores mapeados dentro do limite descrito. Esta restrição, no entanto, não

interfere na capacidade de voo do quadricóptero, já que mesmo com os limites impostos, os motores são capazes de fornecer o empuxo necessário para o voo.

6.1.1.4 Tacômetro

O circuito do tacômetro construído para realização das medidas de velocidade do motor, opera com o auxílio de um par sensor/emissor infravermelho em modo corta feixe. O sensor é ativado quando o feixe é interrompido pela passagem da lâmina do propulsor, esse sinal é amplificado pelo circuito auxiliar acoplado ao sensor. O tempo de resposta do sistema (sensor mais circuito de suporte) está na ordem de $200ns$, medidos com o auxílio de um osciloscópio. As velocidades máximas da hélice durante os testes não ultrapassam 11000 rpm, considerando que o sensor é ativado 2 vezes por revolução, isso significa que o tempo entre os sinais não é inferior a $45\mu s$. Este tempo é mais do que o suficiente para o processador de $84MHz$ do Arduino Due. O esquemático do sensor pode ser analisado na Figura 29.

Figura 29 – Esquema do sensor infravermelho



Fonte: Autor

6.1.1.5 Hélices

A escolha das hélices usadas no quadrirrotor foi feita através da análise de dois diferentes modelos durante ensaios preliminares. Os modelos avaliados 50x30 e 60x30 são apresentados na Figura 30. Os resultados deste teste comparativo estão disponíveis na Tabela 6.

Em termos de empuxo ambos os modelos têm resultados semelhantes, sendo a hélice 60x30 capaz de produzir empuxo um pouco superior. No entanto, devido a vibrações excessivas do modelo 50x30, para velocidades mais elevadas, optou-se pelo uso do modelo 60x30.

Figura 30 – Hélices 50x30(abaixo) e 60x30(acima)



Fonte: Autor

Tabela 7 – Teste comparativo entre hélices 50x30 e 60x30.

Hélices	50x30	60x30
Empuxo (%)	Força (g)	Força (g)
50	79,6	74,2
55	87,9	83,6
60	94,8	90,2
65	100,6	99,8
70	104,5	108,4
75	110,6	116,1
80	114,0	123,0
85	120,9	130,5
90	126,3	139,3
95	131,2	144,3
100	135,5	150,4

Fonte: Autor

6.1.2 Testes de empuxo e linearização

Os resultados dos ensaios de empuxo são apresentados na Tabela 8 e no gráfico da Figura 31 e Figura 32. Os dados coletados fazem referência ao desempenho do motor em regime permanente. A partir desses dados é obtida a relação linear com intercepção diferente de zero

entre o *throttle* (percentual) e a velocidade (rpm) do motor, também representadas na Figura 31. O gráfico mostrado na Figura 32 evidencia o erro associado a essa aproximação. Nas Figura 33 e Figura 34 são apresentados os gráficos correspondentes a outra alternativa para relação entre a velocidade e *throttle*. Nesta aproximação apenas os dados referentes aos valores contidos entre sessenta e cem por cento de *throttle* são considerados na linearização. O motivo para essa restrição pode ser verificado apela comparação entre os erros das duas aproximações.

Como pode ser percebido pelo gráfico a nova relação usada, reduz o erro associado a linearização. A nova aproximação leva em consideração que a faixa de operação dos motores, em voo, se encontra dentro da escala escolhida, já que valores de empuxo inferiores não são capazes de sustentar o quadrirrotor. Neste caso, a segunda aproximação representa uma descrição mais precisa do comportamento do sistema, sendo descrita pela equação (56). Onde ω_p é a velocidade do motor em rpm.

$$\omega_p = 53,03 * throttle + 5431,44 \quad (56)$$

Uma segunda linearização é feita para obtenção dos valores de C_T , termo apresentado na seção 3, que descreve a relação entre o empuxo e a velocidade angular rotor. As Figura 35 e Figura 36 apresentam os gráficos correspondentes as aproximações. Assim como no caso anterior os valores utilizados foram mantidos entre sessenta e cem por cento do empuxo. Os gráficos correspondentes a aproximação com todos os pontos adquiridos nos testes está no apêndice A.

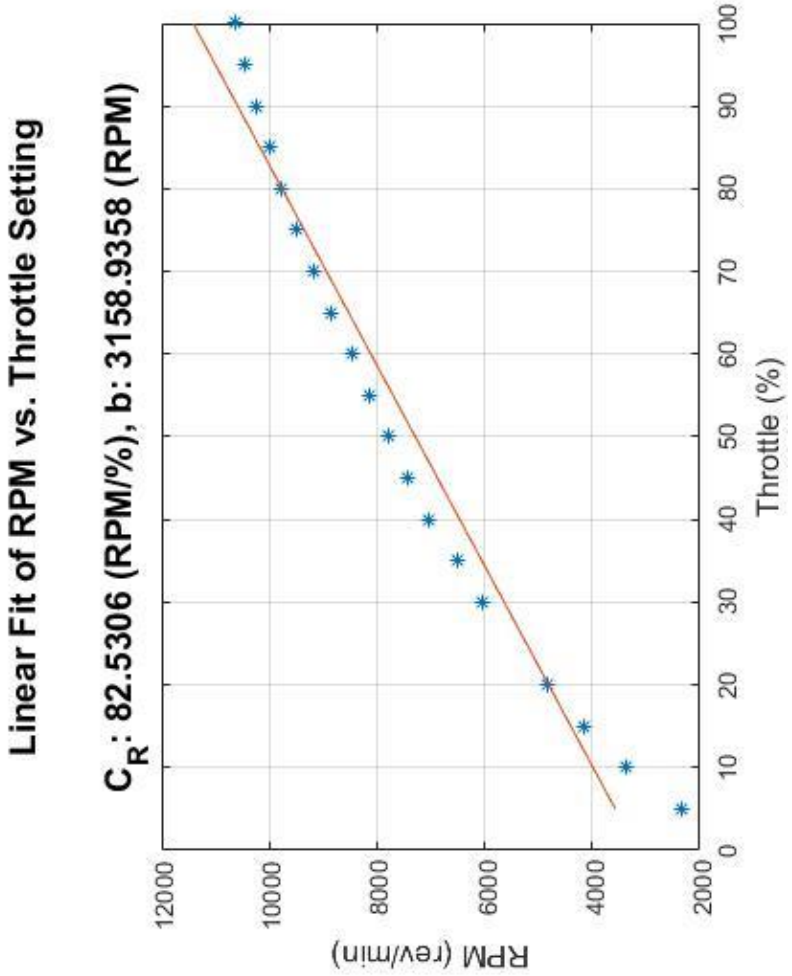
$$C_T = 1,2803e - 8(N / RPM^2)$$

Tabela 8 – Ensaios de empuxo hélice 60x30.

Throttle (%)	Velocidade (RPM)	Força (g)	Corrente (A)	Potência (w)
5	2370	5,4	0,12	1,332
10	3420	12,1	0,19	2,109
15	4230	18,7	0,27	2,997
20	5040	26,1	0,36	3,996
25	5580	34,1	0,47	5,217
30	6090	41,8	0,58	6,438
35	6630	50,4	0,72	7,992
40	7140	58,0	0,84	9,324
45	7680	67,0	1	11,1
50	7830	74,2	1,14	12,654
55	8310	83,6	1,32	14,652
60	8640	90,2	1,48	16,428
65	9030	99,8	1,68	18,648
70	9270	108,4	1,89	20,979
75	9600	116,1	2,1	23,31
80	9900	123,0	2,34	25,974
85	10100	130,5	2,56	28,416
90	10380	139,3	2,81	31,191
95	10500	144,3	3,01	33,411
100	10710	150,4	3,25	36,075

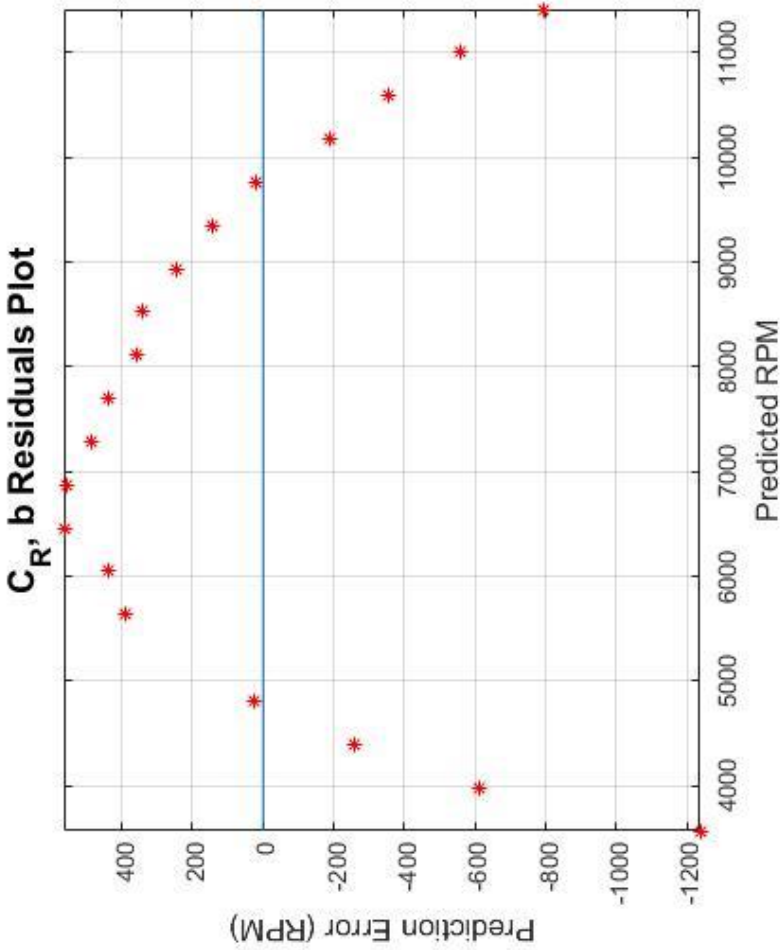
Fonte: Autor

Figura 31 – RPM v.s. throttle 5-100%



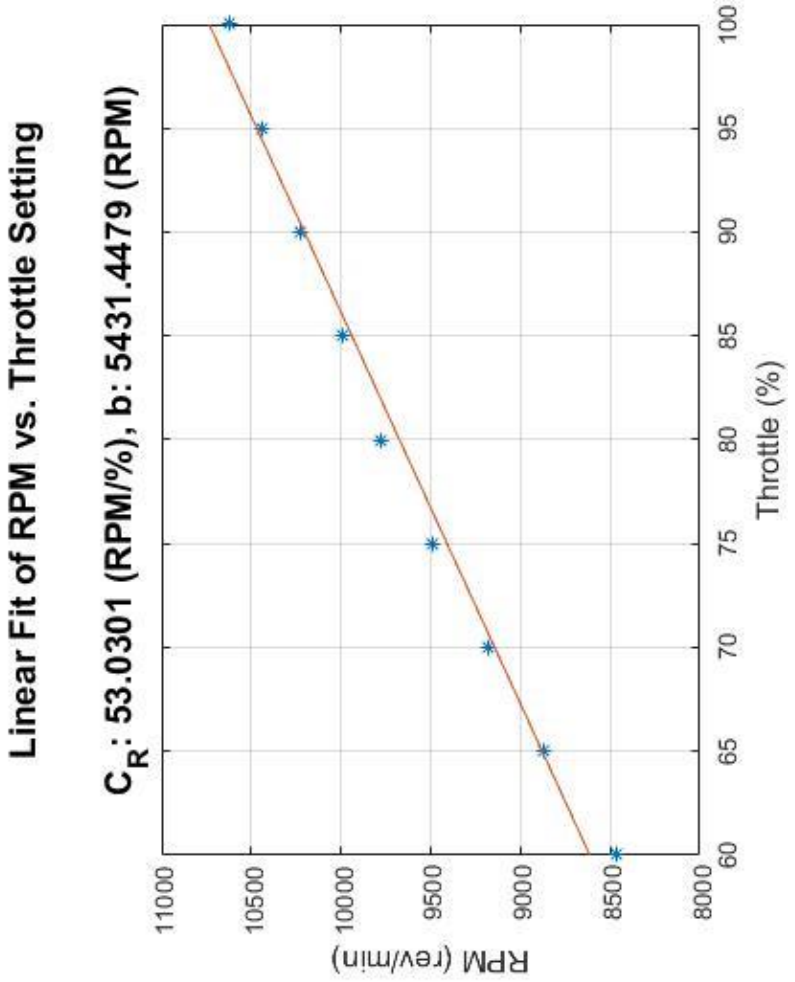
Fonte: Autor

Figura 32 – Erro RPM v.s. throttle 5-100%



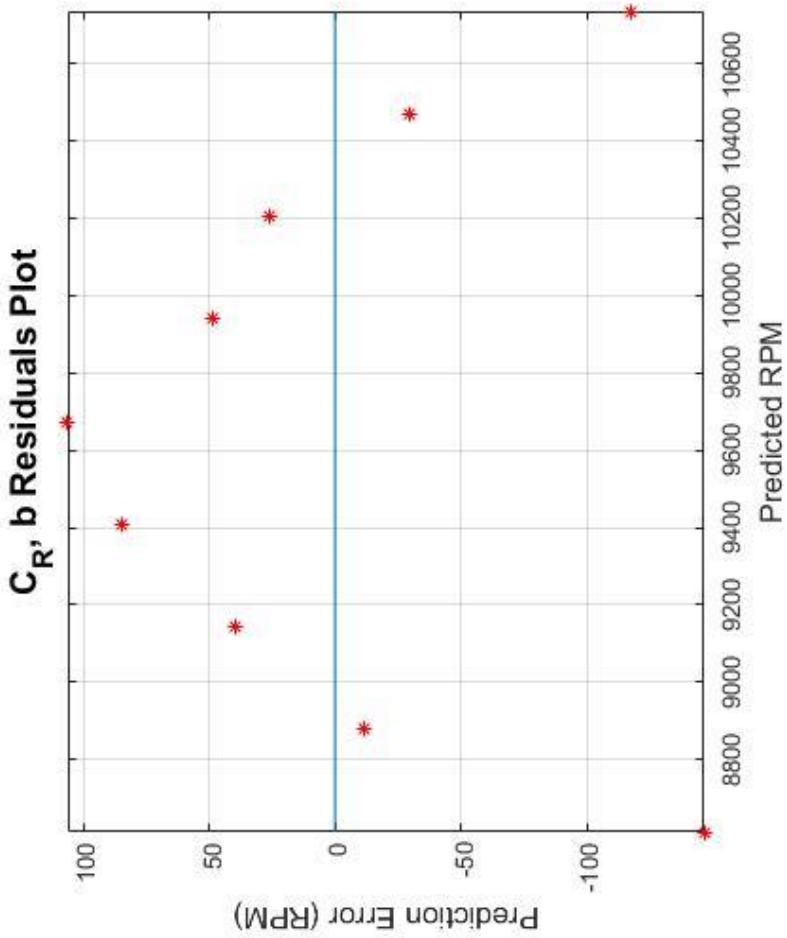
Fonte: Autor

Figura 33 – RPM v.s. throttle 60-100%

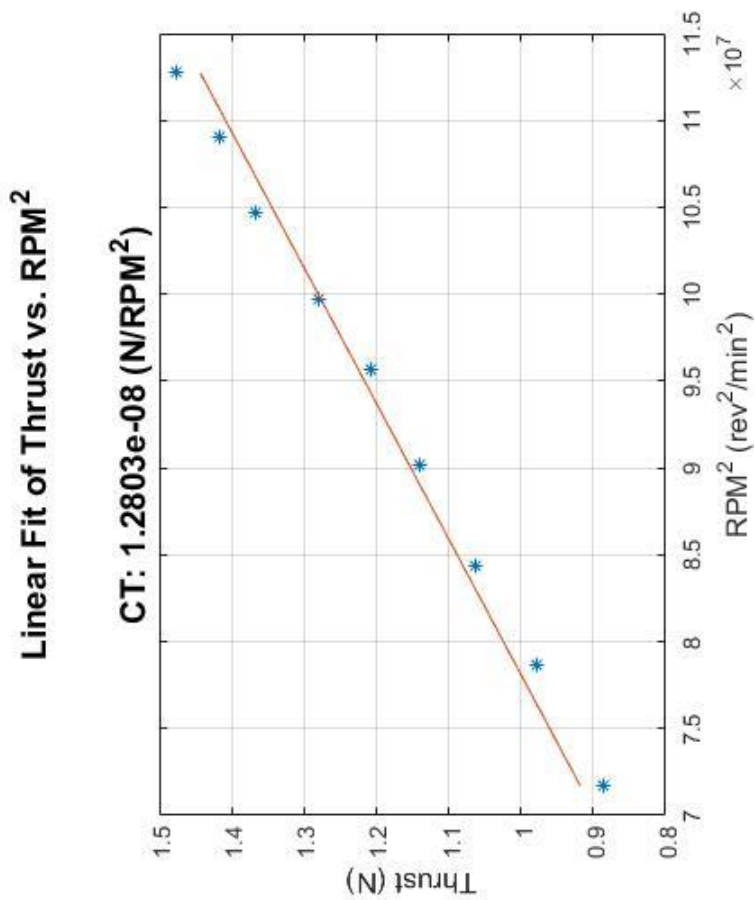


Fonte: Autor

Figura 34 – Erro linearização RPM v.s. throttle 60-100%

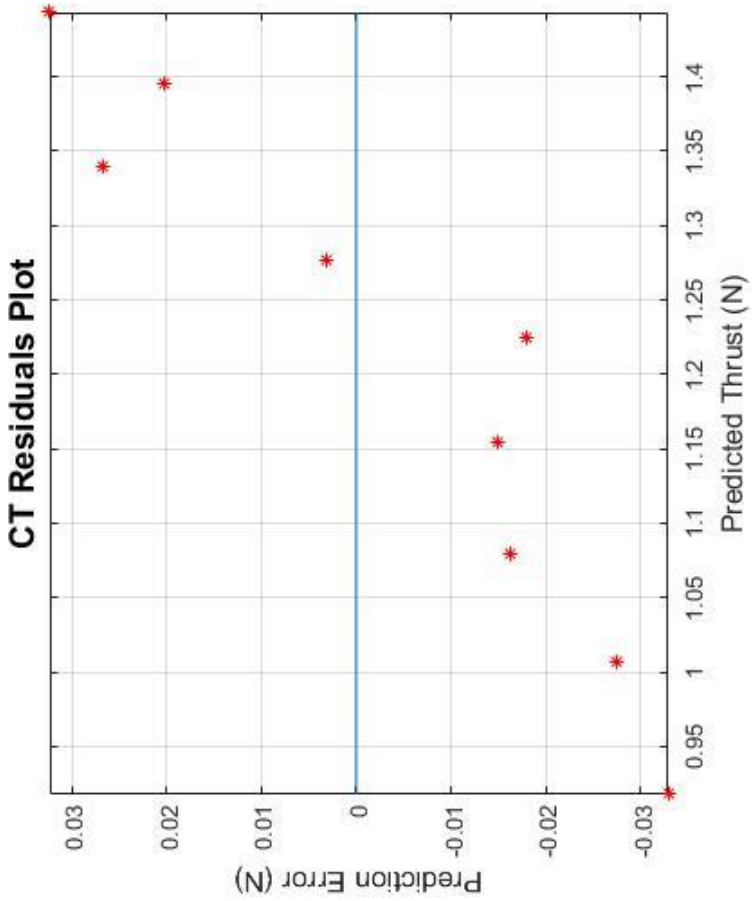


Fonte: Auto

Figura 35 – Thrust v.s. RPM² 60-100%

Fonte: Auto

Figura 36 – Erro linearização Thrust v.s. RPM^2 60-100%



Fonte: Autor

6.1.3 Testes de torque e linearização

Os resultados dos ensaios de torque são apresentados na Tabela 9 e na Figura 37. A partir dos dados é obtida a relação linear com interceptação diferente de zero entre o torque e a velocidade (rpm) do motor. Esta linearização é feita para obtenção dos valores de C_Q , termo apresentado na seção 3, que descreve a relação entre o torque e a velocidade angular rotor. As Figura 38 e Figura 39 apresentam os gráficos correspondentes as aproximações. Assim como no caso anterior, os valores utilizados foram mantidos entre sessenta e cem por cento do empuxo. Os gráficos correspondentes a aproximação com todos os pontos adquiridos nos testes está no apêndice A.

As medidas possuem certa inconsistência devido a presença de ruído causado pela vibração da bancada, como as grandezas medidas possuem valor reduzido, o efeito se pronunciou mais do que nos testes de empuxo.

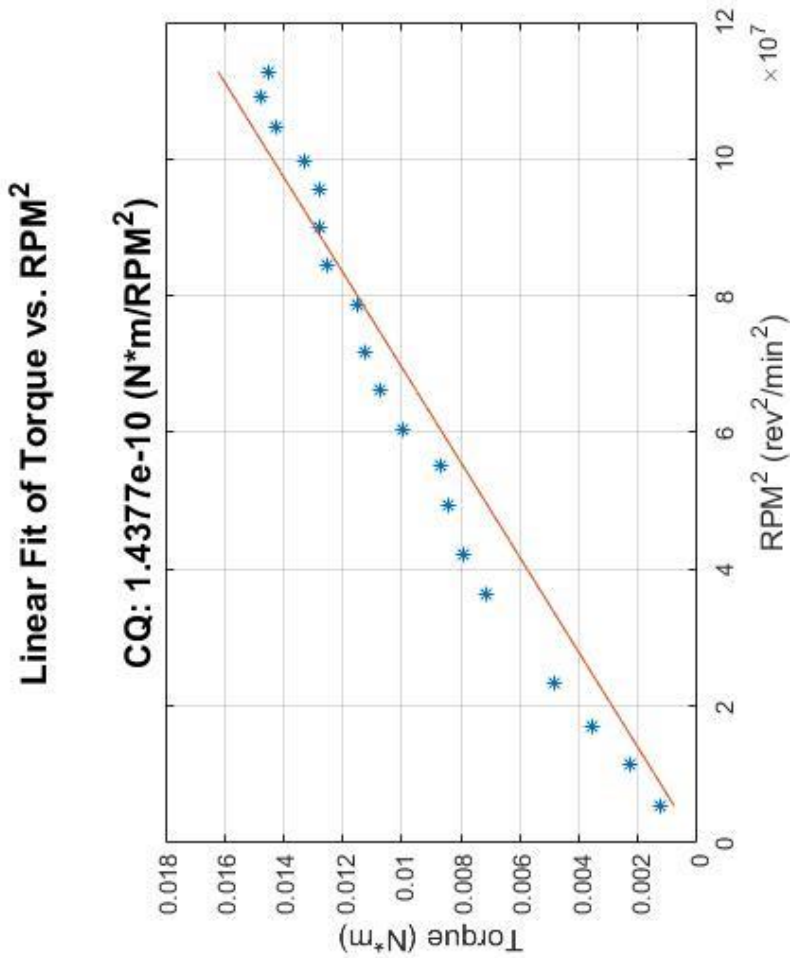
$$C_Q = 1,43e - 10(N * m / RPM^2)$$

Tabela 9 – Ensaio de torque hélice 60x30.

%	Velocidade (RPM)	Força(g)	Corrente (A)	Potencia (w)
5	2370	0,5	0,12	1,332
10	3420	0,9	0,19	2,109
15	4230	1,4	0,27	2,997
20	5040	1,9	0,36	3,996
25	5580	2,5	0,47	5,217
30	6090	2,8	0,58	6,438
35	6630	3,1	0,72	7,992
40	7140	3,3	0,84	9,324
45	7680	3,4	1	11,1
50	7830	3,9	1,14	12,654
55	8310	4,2	1,32	14,652
60	8640	4,4	1,48	16,428
65	9030	4,5	1,68	18,648
70	9270	4,9	1,89	20,979
75	9600	5,0	2,1	23,31
80	9900	5,0	2,34	25,974
85	10100	5,2	2,56	28,416
90	10380	5,6	2,81	31,191
95	10500	5,8	3,01	33,411
100	10710	5,7	3,25	36,075

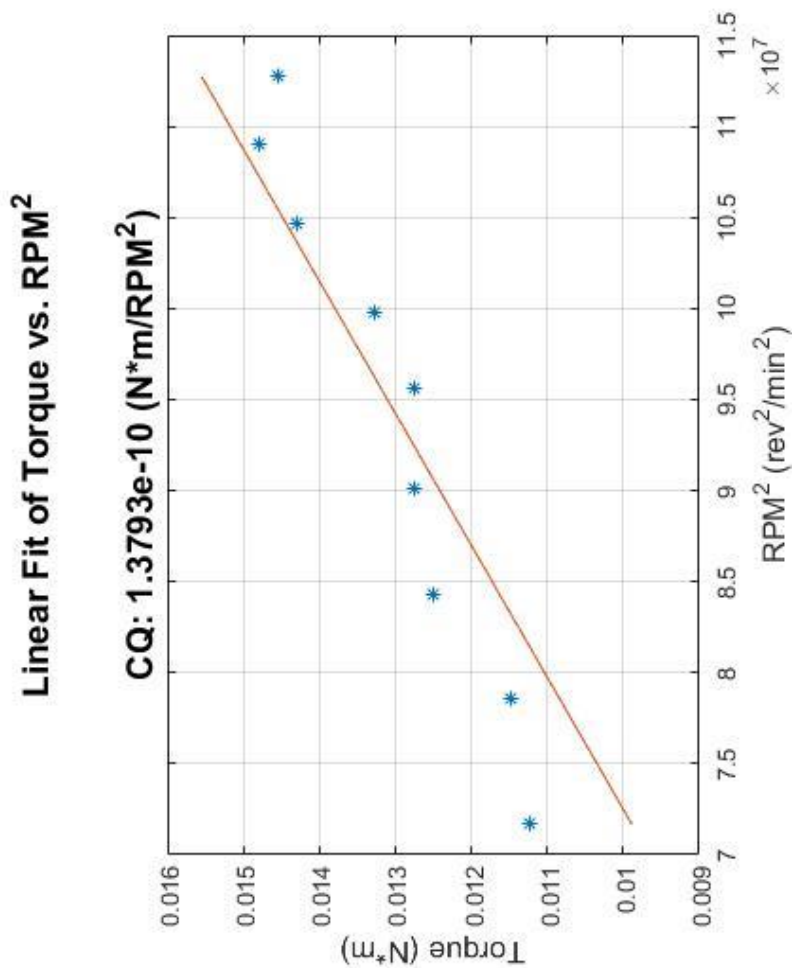
Fonte: Autor

Figura 37 – Linearização Torque vs. rpm2 5-100



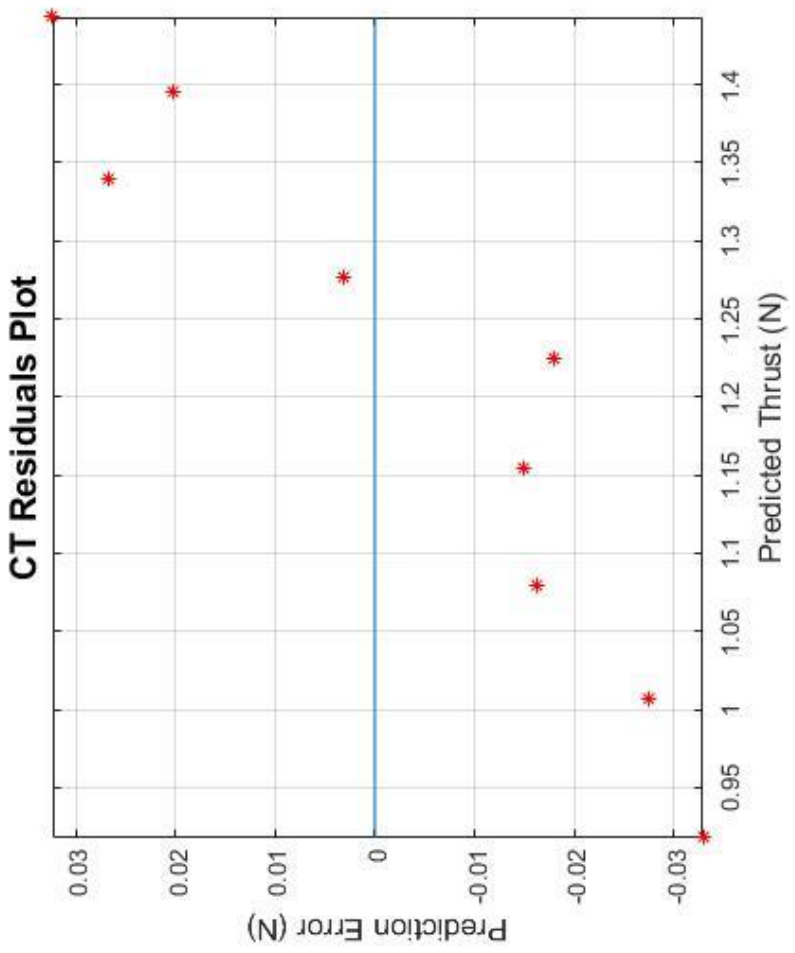
Fonte: Autor

Figura 38 – Linearização Torque vs. rpm2 60-100



Fonte: Autor

Figura 39 – Erro linearização Torque vs. rpm2 60-100



Fonte: Autor

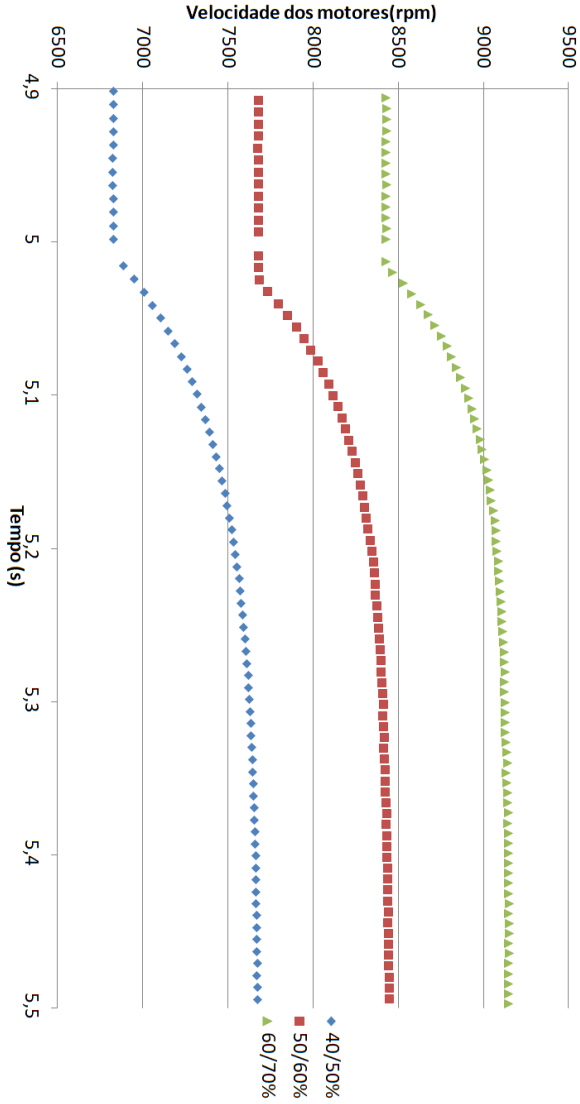
6.1.4 Análise do transitório para os motores

A análise do transitório dos motores foi realizada usando a mesma estrutura dos testes de empuxo, no entanto, a informação referente as medições de força durante o transitório não puderam ser analisadas com a bancada. O gráfico abaixo mostra a resposta do sistema em regime permanente a degraus de dez por cento. O valor do degrau foi escolhido para ampliar a variação de velocidade e assim melhorar a resolução das medidas.

Dos ensaios $t_{5\%} = 0,27$ e por consequência a função de transferência para uma aproximação de primeira ordem é dada pela equação (57).

$$T(S) = \frac{1}{1 + 0,09S} \quad (57)$$

Figura 40 – Resposta ao degrau do motor



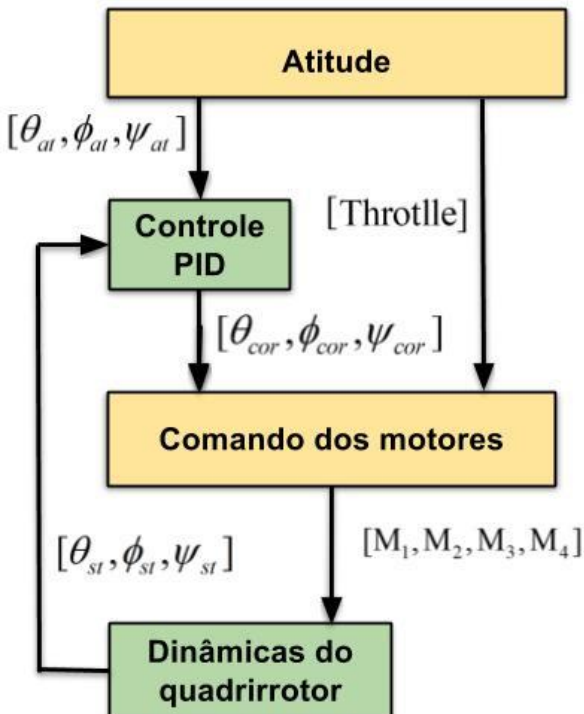
Fonte: Autor

7 SIMULAÇÕES

7.1 DIAGRAMA DE BLOCOS DAS SIMULAÇÕES

Nesta seção são apresentados os dados referentes as simulações realizadas com o auxílio do Simulink. Essas simulações foram usadas para estudar o comportamento do quadricóptero e sua relação com os parâmetros do controlador de voo. O diagrama de blocos mostrado na Figura 41 representa a estrutura usada para representar o sistema e sua malha de controle.

Figura 41 – Diagrama de blocos das simulações



Fonte: Autor

7.1.1 Estrutura das simulações

7.1.1.1 Atitude

Promove o papel do controle remoto, os valores apontados por esse bloco correspondem aos comandos de orientação do quadricóptero. São usados como parâmetros $roll(\hat{\phi}_{at})$, $pitch(\hat{\theta}_{at})$ e $yaw(\hat{\psi}_{at})$ e o empuxo global do sistema ou **Throttle**. Durante as simulações foram programadas manobras, usadas como referência para se estimar o desempenho do sistema.

Entrada:

N/A

Saída:

$[\hat{\theta}_{at}, \hat{\phi}_{at}, \hat{\psi}_{at}, \text{Throttle}]$

7.1.1.2 Controle PID

O bloco **Controle PID** corresponde aos controladores PID's usados na estabilização do sistema. Como entrada são recebidos os dados provenientes do bloco de **Dinâmica do Quadricóptero** $[\theta_{st}, \phi_{st}, \psi_{st}]$, estes dados equivalem a leitura dos sensores, também são recebidos como entrada os comandos do bloco de **Atitude** $[\hat{\theta}_{at}, \hat{\phi}_{at}, \hat{\psi}_{at}]$, que servem como referência. Aqui também é realizado o processo de amostragem correspondente a taxa de aquisição, usada nos sensores, a frequência de amostragem deste processo é de 100 Hz.

São usados três controladores do tipo PID, cada um associado a uma das variáveis de ângulo $[\theta, \phi, \psi]$, que correspondem aos movimentos de *roll*, *pitch* e *yaw*. Em alguns casos, é feito o uso de um quarto controlador PID responsável pela altitude, este estaria ligado a variável de **Throttle**. Porém, o quadricóptero construído não possui nenhum sensor de altitude, o que inviabiliza a implementação de tal malha de controle.

A saída dos controladores PID produz o vetor $[\theta_{cor}, \phi_{cor}, \psi_{cor}]$ que é conectado ao bloco **Controle dos motores**.

Entrada:

$$[\theta_{at}, \phi_{at}, \psi_{at}]$$

$$[\theta_{st}, \phi_{st}, \psi_{st}]$$

Saída:

$$[\theta_{cor}, \phi_{cor}, \psi_{cor}]$$

7.1.1.3 Controle dos motores

Este bloco calcula o empuxo percentual de cada motor, usando as correções apresentadas pelo **Controle PID**, para isso são aplicadas as equações (58), (59), (60) e (61). Essas equações usam os valores de $[\theta_{cor}, \phi_{cor}, \psi_{cor}]$ e os comandos de **Throttle** do bloco de **Atitude**, para determinar a velocidade de cada motor em termos percentuais através de $[M_1, M_2, M_3, M_4]$. Aqui também é executado um processo de discretização referente as limitações do PWM, os valores discretizados possuem uma resolução de 0,1%. A discretização é seguida de outro processo amostral, este representando a velocidade de comunicação entre o controlador e os motores, sendo realizado numa taxa de 50Hz.

$$M_1 = Throttle - \theta_{cor} - \phi_{cor} - \psi_{cor} \quad (58)$$

$$M_2 = Throttle - \theta_{cor} + \phi_{cor} + \psi_{cor} \quad (59)$$

$$M_3 = Throttle + \theta_{cor} + \phi_{cor} - \psi_{cor} \quad (60)$$

$$M_4 = Throttle + \theta_{cor} - \phi_{cor} + \psi_{cor} \quad (61)$$

Entrada:

$$[\theta_{cor}, \phi_{cor}, \psi_{cor}]$$

$$[Throttle]$$

Saída:

$$[M_1, M_2, M_3, M_4]$$

7.1.1.4 Dinâmicas do quadrrorotor

Esse bloco contém quatro importantes relações do sistema. A primeira é usada para converter os dados referentes ao **Controle dos motores**, sendo aplicada a equação (56), que descreve a velocidade dos motores em *rpm* usando os valores de $[M_1, M_2, M_3, M_4]$. A segunda relação calcula o comportamento transitório dos motores a partir da aproximação de primeira ordem, mostrada em 6.1, usando para isso a equação (57). Ambas as operações são realizadas para cada motor individualmente. A terceira aplica as aproximações de empuxo e torque discutidas no capítulo 6 através da matriz de forças (equação 44) abordada na seção 4.3. A quarta relação usa a matriz de forças, juntamente com as aproximações para massa e momento de inércia do quadrrorotor, esses valores são aplicados nas equações de estado (seção 4.4).

Com as equações de estado é possível estimar o comportamento do quadrrorotor ao longo do tempo. Esse sistema de equações também depende de uma série de condições iniciais referentes a velocidade, posição e aceleração do quadrrorotor, que são especificadas antes de cada simulação para descrever uma manobra em execução.

Como saída são obtidos os valores de $[\theta_{st}, \phi_{st}, \psi_{st}]$ que representam a inclinação do quadrrorotor em relação ao eixo de coordenadas inercial. Das equações de estado também é possível usar dados de velocidade e posição do centro de massa e dados de velocidade angular do quadro da aeronave.

Entrada:

$$[M_1, M_2, M_3, M_4]$$

Saída:

$$[\theta_{st}, \phi_{st}, \psi_{st}]$$

7.1.2 Resultado das simulações

O principal objetivo com as simulações foi avaliar o papel exercido por cada controlador PID e a influência de seus parâmetros na operação do quadricóptero. O sistema foi analisado usando como condições iniciais situações em voo estacionário (*hovering*), seguida de comandos para execução de manobras. Como principais métricas para o desempenho, foram consideradas melhorias na velocidade de recuperação do sistema, redução do *overshoot* e erro reduzido.

7.1.2.1 Roll, Pitch

Devido a simetria do sistema, os controladores responsáveis pelas manobras de *Roll* e *Pitch* foram configurados com parâmetros idênticos. Apesar de possuírem malhas de controle diferente, ambos possuem respostas semelhantes quando submetidos a manobras em seus respectivos eixos, por este motivo o ajuste desses controladores pôde ser realizado em conjunto.

A Figura 42 representa uma primeira simulação e mostra a evolução do ângulo θ ao longo do tempo. Para esta simulação foi usado apenas um dos controladores em malha fechada com ganho proporcional $K_p = 1$. A simulação inicia com o sistema em voo estacionário e velocidade zero. Todas as outras referências são especificadas em zero, exceto θ_{at} que é alterado para 3° durante os 2,5 segundos iniciais, antes de retornar para zero.

Como resultado dessa simulação é possível observar a instabilidade do sistema para o uso de um único controlador proporcional. O acréscimo de K_p só amplifica o problema, sem uma variável para amortizar o ganho as oscilações tendem a se amplificar.

Nota: Para todos os gráficos apresentados neste capítulo, corresponde a seguinte legenda.



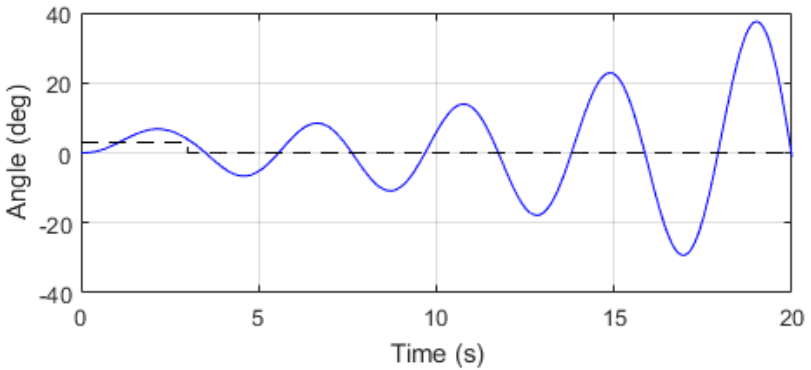
	Posição
	Referência

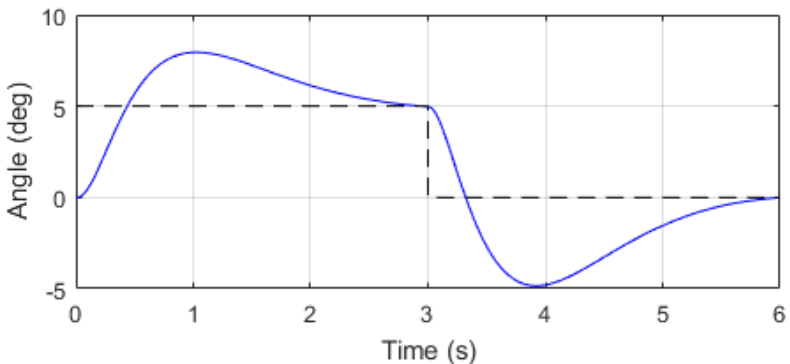
Figura 42 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 0, K_D = 0$



Fonte: Autor

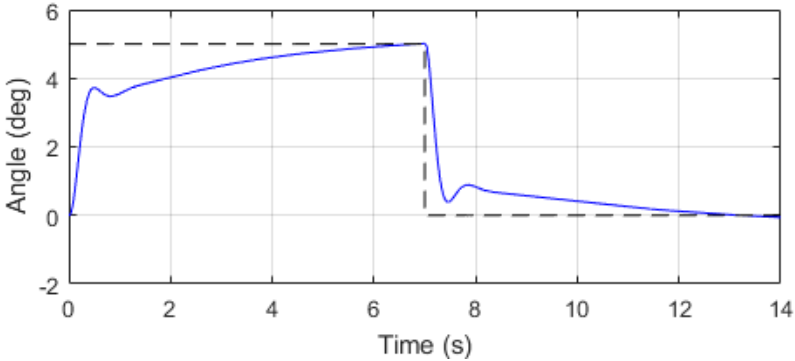
Usando um ganho derivativo $K_D = 1$ soluciona o problema de estabilidade para perturbações de baixa frequência e reduz o *overshoot*, a Figura 43 mostra os efeitos dessa correção. No entanto, o incremento indiscriminado do ganho derivativo reduz a velocidade do sistema tornando-o menos responsivo. Isso pode ser observado comparando-se os gráficos das Figura 43 e Figura 44, para $K_D = 1$ e $K_D = 3$ respectivamente.

Figura 43 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 0, K_D = 1$



Fonte: Autor

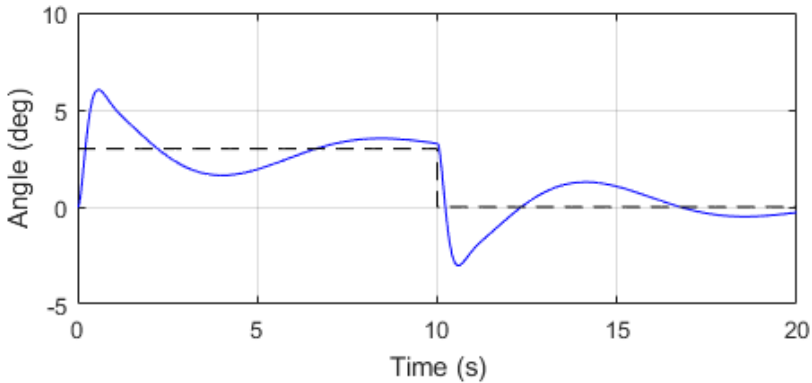
Figura 44 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 0, K_D = 3$



Fonte: Autor

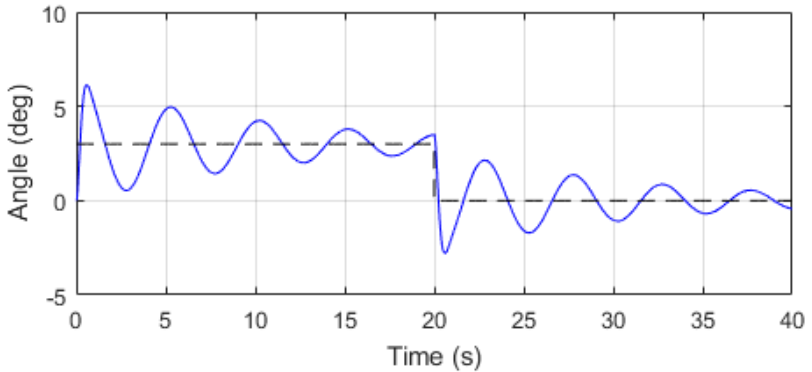
A adição de um ganho integral (K_I) ao controlador reduz o erro e melhora o tempo de resposta do sistema de maneira semelhante ao ganho proporcional, porém adiciona uma oscilação em torno do ponto de operação e pode levar a instabilidade para ganhos mais elevados.

Figura 45 – Simulações com $K_P = 1, K_I = 1, K_D = 2$



Fonte: Autor

Figura 46 – Simulações com $K_p = 1, K_I = 3, K_D = 2$

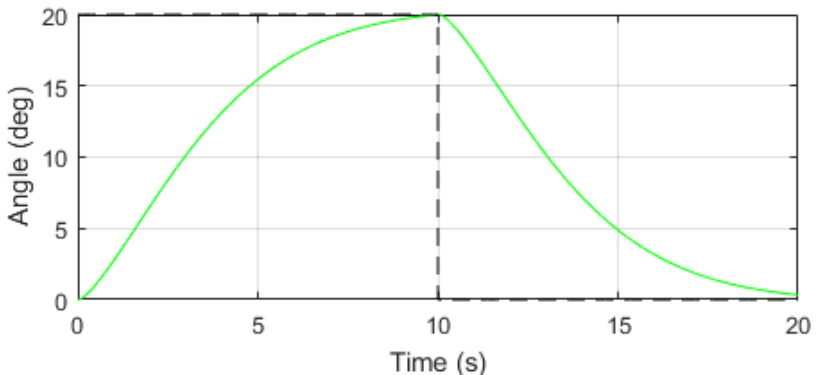


Fonte: Autor

7.1.2.2 Yaw

O controlador de *yaw* foi ajustado para uma resposta controlada e sem *overshoot* do sinal. O valor do integrador foi ajustado a um valor mínimo somente para controlar o erro, na Figura 47 é possível acompanhar a evolução do sistema para manobra de *yaw* com 20° .

Figura 47 – Simulações PSI com $K_p = 1, K_I = 0.05, K_D = 4$



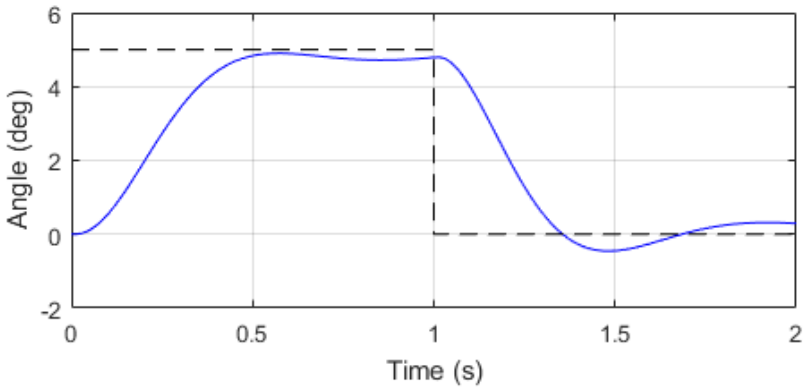
Fonte: Autor

7.1.2.3 Ajustes dos controladores

A Figura 48 mostra a resposta do sistema para a configuração usada nos testes práticos, o ajuste dos controladores foi feito de maneira iterativa, a partir das simulações. Esses valores foram avaliados em testes com múltiplas manobras em sequência. Também foi verificado o desempenho do quadricóptero para valores de ganho em pontos no entorno dos selecionados para a implementação. Isso foi feito para verificar a existência de variações abruptas no desempenho do sistema causada por pequenos ajustes nos parâmetros do sistema.

Não foram implementados métodos numéricos para otimização de desempenho do sistema. Este tema é abordado brevemente em [21] e pode servir de referência para trabalhos futuros. No apêndice C é possível encontrar o resultado de uma simulação mais completa com várias manobras e ajuste de direção, também foram incorporados gráficos de velocidade dos motores.

Figura 48 – Simulações com $K_p = 4, K_I = 1, K_D = 3$



Fonte: Autor

8 CONSTRUÇÃO DO QUADRIRROTOR E TESTES

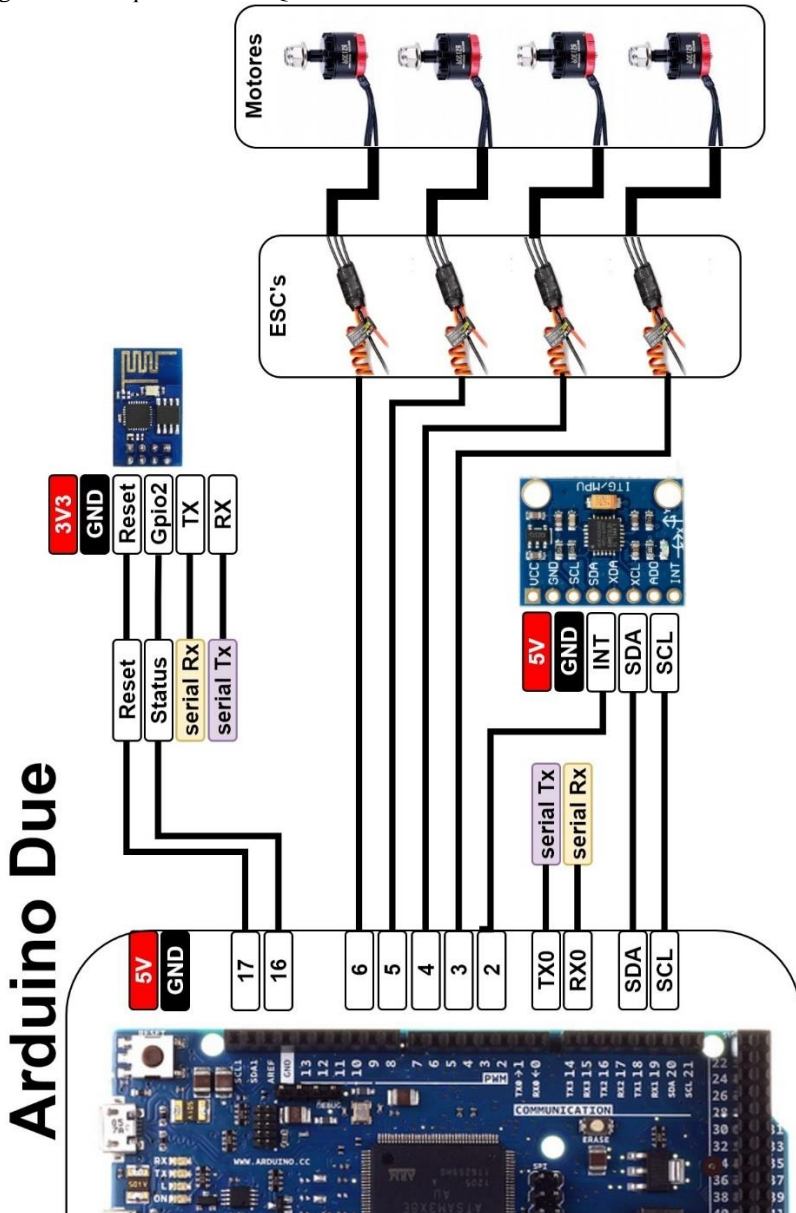
8.1 QUADRIRROTOR

Assim como descrito na seção 2.2 os principais componentes do quadrirrotor construído são:

- a) Sistema de controle
- b) Controlador de Voo
- c) Módulo de comunicação
- d) ESCs
- e) Sensoriamento
- f) Motores sem escovas
- g) Bateria

Neste capítulo são abordadas as principais decisões de projetos referentes a estes elementos e seu desempenho no sistema durante os testes, com exceção aos motores que já foram abordados durante o processo de caracterização. O esquema elétrico usado para conexão dos módulos do quadrirrotor é representado pela Figura 49.

Figura 49 – Esquemático do Quadrrrotor



Fonte: Autor

8.1.1 Controlador de voo e sistema de controle

O papel de sistema de controle e controlador de voo no quadricóptero construído é desempenhado pelo Arduino DUE. Das conexões disponíveis na placa são usadas 4 portas PWM, 3 pinos de GPIO, uma porta serial e uma porta de comunicação I2C.

Como sistema de controle o DUE adquire dados de um controle remoto via ESP8266 por uma de suas portas serial. Um pino de GPIO auxiliar, é usado durante a inicialização para indicar que a comunicação com o controle remoto foi estabelecida, um segundo pino de GPIO está ligado ao reset do ESP8266 sendo usado para reiniciar o WIFI caso haja algum problema com a comunicação. Os dados recebidos através do ESP8266 correspondem aos parâmetros de entrada do controlador de voo $[\theta_{at}, \phi_{at}, \psi_{at}, Throttle]$, sendo atualizados sempre que uma nova mensagem é recebida. A taxa com que os dados são recebidos depende do transmissor no controle remoto.

Quanto as mensagens, devido a características do protocolo UDP não existe a garantia da entrega dos pacotes enviados, e nem há garantias quanto a integridade desses pacotes. Este problema, no entanto, é mitigado pela natureza dos dados transmitidos, mesmo que algum dado dentro da mensagem esteja corrompido ou que sequer seja recebido, a mensagem seguinte irá sobrescrever a primeira informação.

Para controle dos motores são usadas as portas PWM, mencionadas anteriormente, estas são ajustadas a uma frequência de 50Hz, e um *duty cycle* que varia entre 1000 e 1600 microssegundos, respectivamente 0 e 100% do *throttle* do quadricóptero.

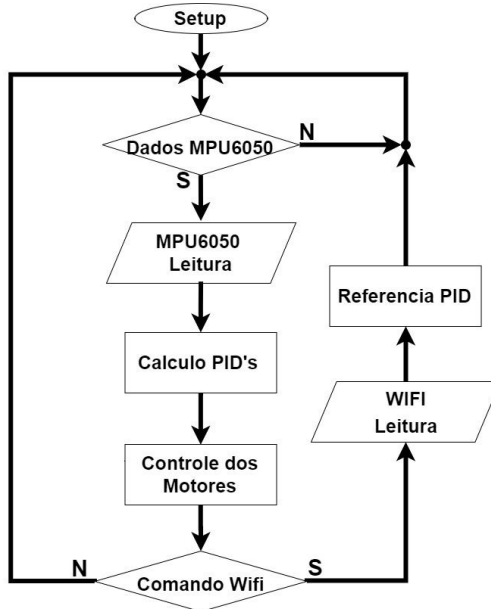
Para comunicação com o MPU6050 é usado uma porta de I2C com frequência de 400KHz. Um pino auxiliar é usado para sinalização, sendo ativo quando o sensor está pronto para enviar um pacote de dados ao processador.

A Figura 50 apresenta um fluxograma simplificado contendo a sequência de rotinas programadas no Arduino e usadas para o controle do quadricóptero. As rotinas usadas para o controle do quadricóptero são relativamente simples e poucas operações são necessárias na malha de controle do sistema.

Considerando o fluxograma da Figura 50 as configurações iniciais do *hardware*, a inicialização do sistema de comunicação e a configuração do MPU6050 são realizadas durante o *Setup* do sistema. Também é incluído o tempo necessário para que os sensores estabilizem suas

leituras. Esse processo é seguido por um teste que verifica a presença de dados provenientes do MPU6050, a malha de controle aguarda até que tal informação esteja disponível. Assim que é realizada a leitura dos dados do MPU6050 estes são processados junto aos controladores PID, sendo por fim ajustada a velocidade dos motores. O que segue é uma rotina que verifica se novos comandos estão disponíveis para leitura no *buffer* da porta serial usada para comunicação com o ESP8266. Em caso positivo, essa informação é lida e processada, em seguida a referência dos controladores é atualizada de acordo. O loop de controle volta então para sua posição inicial e aguarda novas amostras por parte do MPU. Algumas rotinas referentes a travas de segurança do sistema não foram incluídas nesse diagrama. Por exemplo, foi implementado um contador ligado a execução de leituras das rotinas de leitura de comandos do WIFI, que propositalmente desliga os motores caso a conexão permaneça inativa por longos períodos. Esse artifício não seria indicado para o sistema final, porém, mostrou-se útil durante as fases de teste.

Figura 50 – Diagrama de blocos do controlador de voo

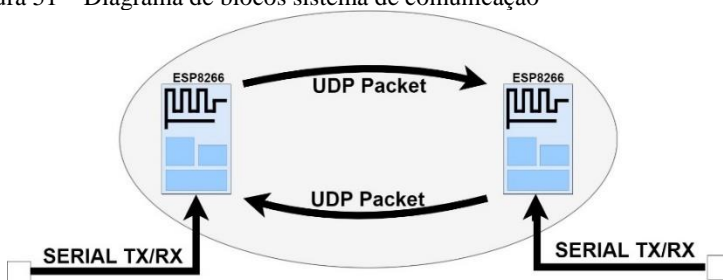


Fonte: Autor

8.1.2 Módulo de comunicação

O ESP8266 foi programado para operar como uma ponte Serial-Wifi. O módulo conectado ao quadricóptero executa o papel de *host*, sendo programado como *Acess-point*, enquanto um segundo módulo foi configurado como *client*. Durante a inicialização a rede é configurada pelo *host* e o *client* requisita um IP, assim que a comunicação se estabelece, o *host* cria um *socket*, com protocolo UDP (*User Datagram Protocol*), numa porta previamente definida e aguarda o recebimento de dados. O *client* envia os pacotes de dados para o *socket* pré-determinado. Outro *socket* é criado no *client*, mas este foi usado apenas para *debug* do sistema. A figura 54 representa o diagrama de blocos do sistema de comunicação.

Figura 51 – Diagrama de blocos sistema de comunicação



Fonte: Autor

Os dados a serem transmitidos pelo ESP8266 são enviados a ele via porta serial, sendo retransmitidos na outra ponta do enlace também via serial.

8.1.3 ESCs

O desempenho do ESC já foi analisado durante a caracterização dos motores e seu controle foi abordado durante a seção 5.4, no entanto cabe uma nota com relação ao *firmware* usado neste controlador.

Os ESCs adquiridos, possuem originalmente uma versão da Emax do *firmware* BLHeli. O BLHeli juntamente com SimonK são programas de código aberto, desenvolvidos e mantidos pela comunidade de aeromodelismo. Lentamente esses *firmwares* se tornaram o padrão para ESCs, e muitos fabricantes utilizam versões desses programas em seus

dispositivos, este é o caso para Emax BLHeli 12 A. No entanto, sem um programador apropriado a configuração desses dispositivos só pode ser realizada através de *feedback* sonoro. Esse processo é demorado e passível de erros, por este motivo todos os ESCs usados foram atualizados com a versão BLHeli 14.9.

O novo *firmware* foi gravado com o auxílio do *software* BLHeliSuite, o procedimento é descrito em detalhes em [22]. Com a mudança foi possível configurar e testar o desempenho dos motores com maior agilidade e segurança. No apêndice B é possível encontrar uma imagem mostrando a configuração usada para o ESCs. A correta calibração deste dispositivo é necessária, caso contrário o desempenho dos motores pode ser prejudicado. Os parâmetros usados na configuração destes controladores de velocidade dependem do motor, hélices e baterias usados. Foram seguidas as recomendações do fabricante para esse tipo de motor, seguido de testes de desempenho com todo o conjunto, afim de determinar a melhor configuração.

8.1.4 Sensoriamento

Neste projeto o sensoriamento é realizado pelo módulo MPU6050. Esse sensor foi configurado para operar com seu *Digital Motion Processor* ou DMP, que adquire, processa e filtra os dados fornecidos pelo acelerômetro e giroscópio. O sensor entrega ao Arduino DUE os valores de *roll* (ϕ), *pitch* (θ) e *yaw* (ψ) a uma taxa de 100Hz. É possível operá-lo neste mesmo modo com taxas de até 200Hz, porém para estes valores o sinal recebido contém níveis excessivos de ruído. Sem o uso do DMP os dados referentes a amostragem do sensor teriam de ser processados e filtrados pelo DUE.

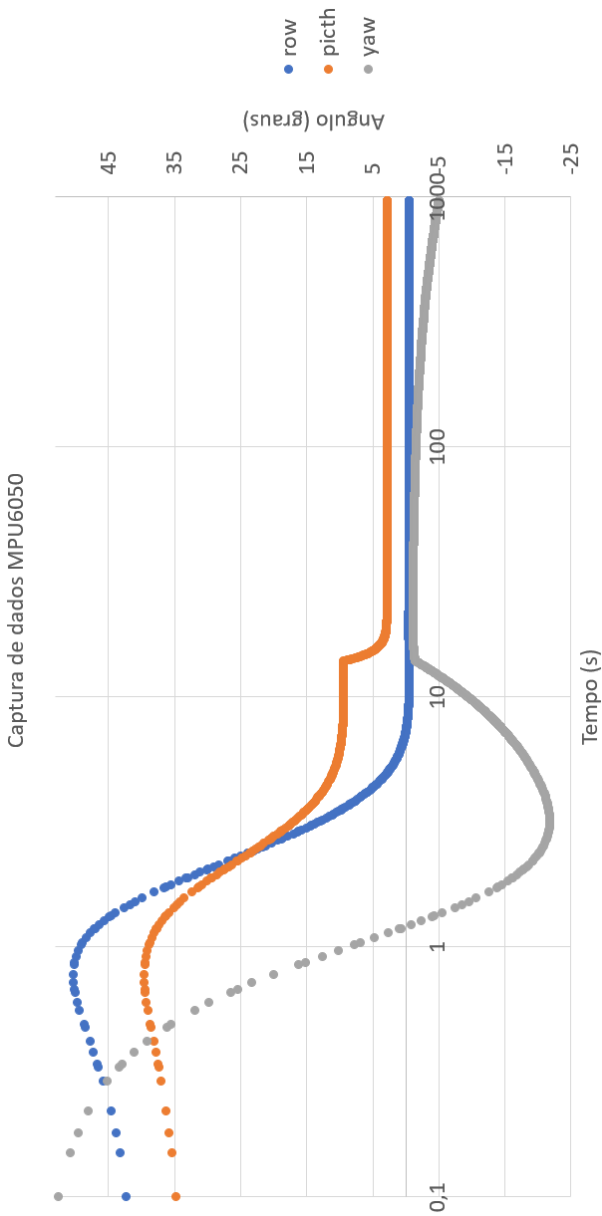
Os controladores PID programados no Arduino DUE operam na mesma frequência com a qual as amostras do MPU6050 são obtidas, o controlador executa uma iteração sempre que uma nova medida é realizada. A eficácia do sistema de controle, para essa frequência, foi verificada previamente através das simulações abordadas no capítulo 7.

Durante os testes foram verificadas algumas características de desempenho desse sensor, que não foram consideradas nas fases iniciais do projeto. No processo de inicialização os dados fornecidos pelo MPU6050 são muito inconsistentes, o sistema leva em torno de vinte segundos para fornecer leituras estáveis. O gráfico da Figura 52 mostra os dados de leitura para este sensor, durante todo o teste o dispositivo foi

mantido estável. É possível notar, que os valores de *yaw* sofrem um desvio de alguns poucos graus ao longo do tempo, o gráfico foi construído em estala logarítmica para expressar melhor esse efeito. Uma solução comum para esse problema é usar um sensor auxiliar, no caso um magnetômetro para corrigir erros das leituras desse eixo. Como o desvio é muito pequeno essa solução não chegou a ser implementada.

Outro problema detectado nos testes é referente ao próprio módulo usado como sensor, foi verificado que caso o controlador (Arduino Due) falhe em atender uma das requisições para o envio de amostras, o sensor “congela”, parando de responder aos comandos via I2C. O módulo em questão não possui *reset* via *hardware* e portando o único meio de reiniciar o dispositivo é desligando o sensor. Isso causou muitos inconvenientes durante os testes, e não foi possível identificar se esta é uma característica do sensor ou um erro relacionado a sua configuração. Para mitigar esse problema foi dada prioridade na execução das rotinas referentes a leitura do sensor e foi implementado uma trava de segurança para os motores caso o sensor perca comunicação.

Figura 52 – Leitura MPU6050

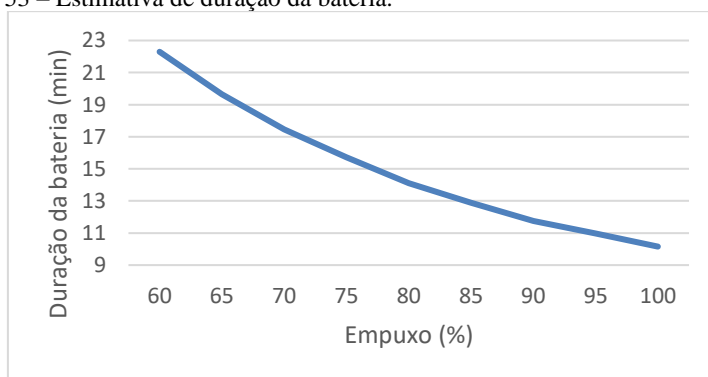


Fonte: Autor

8.1.5 Bateria

O gráfico da Figura 53 foi construído com base no desempenho dos motores durante os testes de empuxo da seção 6.1. Nela é apresentada uma estimativa de duração da bateria para diferentes valores de empuxo. Considerando as projeções iniciais é possível notar uma melhora de desempenho, mesmo ao se considerar o aumento de peso do quadricóptero em relação ao projeto inicial (discutido em 8.1.6). O uso de hélices com lâminas maiores as apresentadas nos ensaios do fabricante aumentaram a eficiência do sistema. Os dados abaixo não consideram o consumo de corrente do restante do circuito, pelos motivos já mencionados e não foi feita uma avaliação com relação ao desempenho do sistema para situações com pouca carga na bateria.

Figura 53 – Estimativa de duração da bateria.



Fonte: Autor

8.1.6 Protótipo e testes

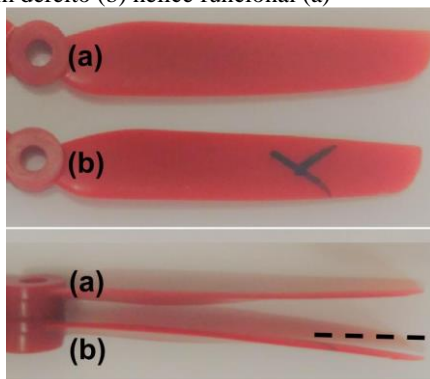
O quadricóptero usado nos testes pode ser observado Figura 55, algumas diferenças em relação as estimativas iniciais precisam ser consideradas. O modelo construído possui 460g, quase quinze por cento mais massa do que o previsto no capítulo 5, essa diferença foi causada pela adição do distribuidor de energia e pela presença da fiação e do circuito usado para interconectar os módulos do aparelho, que não haviam sido incluídos na estimativa inicial. O peso adicional, no entanto, não prejudicou os testes já que o empuxo fornecido pelos motores é mais do

que o suficiente mesmo ao se considerar a carga extra. As simulações foram feitas usando os valores obtidos a partir de medidas do próprio quadricóptero e, portanto, incorporam as modificações no peso da estrutura. Também foram adicionadas hastes de fibra de vidro usadas para proteger as pás das hélices, no entanto esta medida não foi suficiente para evitar que as lâminas sofressem danos em quedas mais bruscas.

Durante os testes foi possível verificar que o *software* implementado responde corretamente aos estímulos do sistema e tenta compensar a inclinação do quadricóptero ajustando a velocidade dos motores conforme especificado. Porém, não foi possível estabilizar e sustentar voo com o quadricóptero construído, nos testes o modelo não apresentou o desempenho estimado com as simulações. Vários fatores contribuíram para que o sistema não conseguisse sustentar voo de maneira apropriada e um estudo mais aprofundado de alguns dos problemas ainda é necessário.

Alguns fatores que contribuíram para os resultados podem ser destacados, nos testes foram encontradas pequenas variações entre as hélices usadas no quadricóptero, algumas das peças usadas possuíam pequenas deformações decorrentes de seu processo de fabricação. Nesse tipo de componente mesmo uma pequena variação é suficiente para variar o empuxo e torque gerado durante o voo, quebrando assim a simetria assumida para o modelo. Esse problema foi resolvido através da substituição das peças com defeito, porém, isso não foi suficiente para estabilizar o sistema. A Figura 54 destaca um dos problemas encontrados nas hélices adquiridas.

Figura 54 – Hélice com defeito (b) hélice funcional (a)



Apesar das tentativas em manter o quadricóptero simétrico ainda existem variações na distribuição de peso na estrutura, que não puderam ser evitadas. Essas variações estão concentradas principalmente junto ao *hub* central, onde a maior parte da eletrônica do quadricóptero se encontra.

Outro problema detectado durante os ensaios foram as condições de voo durante a decolagem. Nas simulações o sistema foi considerado sempre em voo estático, isso foi feito para restringir a influência de dinâmicas que não foram modeladas e assim reduzir disparidades entre o sistema real e o simulado. Considerando os resultados, a influência da decolagem não deveria ter sido negligenciada, durante esse procedimento os integradores tenderam a acumular erro, já que não era possível controlar a inclinação do quadricóptero com ele ainda em solo, quando o empuxo gerado vence a gravidade o erro acumulado faz o quadricóptero se inclinar e tocar o solo com uma das estruturas de suporte. Essa perturbação faz com que o sistema perca o controle e impede que o quadricóptero adquira altitude.

O uso de hastes de fibra de vidro também não foi suficiente para proteger as lâminas do quadricóptero, que por serem fabricadas em material plástico sofrem com o mais leve impacto contra o solo, sendo danificadas irreversivelmente.

Outro possível problema que pode ter gerado o mau funcionamento do sistema, pode estar relacionado a biblioteca de *software* usada para comunicação com os motores. Foi usada a biblioteca padrão Arduino para controle de servo motores, no entanto não foi possível verificar se existe algum atraso em relação a execução da instrução e sua execução por parte do *hardware*, esse é um ponto de grande importância e merece atenção em trabalhos futuros.

Figura 55 – Quadrrrotor construído



Fonte: Autor

8.2 CONTROLE REMOTO

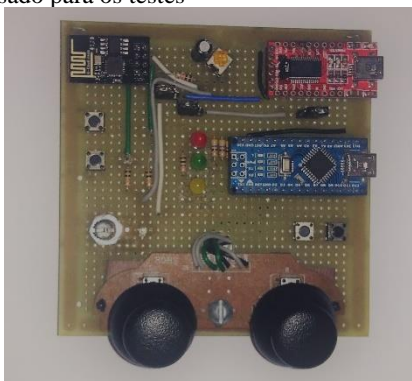
Nesta seção são abordados os principais aspectos construtivos usados na elaboração do controle remoto do quadrrrotor.

Para construção do controle remoto foi usado o auxílio de um ESP8266, já mencionado nas seções anteriores e de um Arduino Nano. O ESP8266 está conectado ao Nano via serial, devido a incompatibilidade entre as tensões dos dois dispositivos é usado um divisor resistivo entre os pinos Tx do Arduino e o pino Rx do ESP8266. O pino de Rx não necessita de artifício semelhante, já que sua tensão é determinada pelo ESP8266, esta tensão está acima do limiar de ativação do Arduino e por isso a comunicação pode ser estabelecida. O uso do divisor resistivo como *shift-level* não é o método ideal para conversão de tensão, no entanto para velocidades de 19.200 bit/s usadas na comunicação, este não é um problema. A comunicação é estabelecida conforme apresentado na seção 8.1

O ESP8266 pode exigir correntes de até 300mA em pico durante operação, por este motivo foi usada um circuito auxiliar para alimentar

esse módulo. Dois botões analógicos do tipo *joystick* foram conectados ao Arduino, esses botões são responsáveis pelo controle do *throttle*, *roll*, *pitch* e *yaw* do quadricóptero. Os ângulos do controle foram limitados entre 15° e -15° , sendo estes usados para corrigir a posição do quadricóptero durante voo. Dois botões do tipo *push-button* são usados para auxiliar no controle do quadricóptero. Um deles é responsável por ativar/desativar a transmissão de dados, enquanto o segundo é usado como *flag* de sinalização para ativar o controlador de voo, evitando assim o acúmulo de erro por parte dos integradores durante a inicialização. Dois LEDs, um vermelho e outro amarelo são usados como indicadores para essas funções respectivamente. A Figura 56 mostra o circuito montado em uma placa perfurada.

Figura 56 – Controle usado para os testes



Fonte: Autor

Na figura é possível notar a presença de outros elementos, em destaque um potenciômetro, um conversor serial USB e dois botões que neste caso não são usados.

9 CONCLUSÃO

Neste trabalho foram estudadas as principais dinâmicas relacionadas ao voo de um quadricóptero, foram necessárias diversas aproximações e generalizações para que fosse possível construir um modelo que representasse esse sistema. Essas aproximações permitiram a realização do processo de caracterização apresentado. Sem essas generalizações, levando em conta a complexidade do sistema, seria extremamente difícil construir um modelo que descrevesse o funcionamento do quadricóptero de forma apropriada. Apesar de simplificado, o processo de caracterização utilizado consegue incorporar boa parte das dinâmicas do sistema. Os testes realizados para a caracterização apresentaram bons resultados e se mostraram promissores, considerando as estimativas iniciais e a amplitude das aproximações utilizadas.

O modelo proposto para as simulações é simples, porém incorpora a maior parte das dinâmicas envolvidas no controle deste aparelho e permitiu um estudo sobre o comportamento do quadricóptero em voo. As simulações também possibilitaram uma correlação entre os parâmetros dos controladores e o desempenho do quadricóptero. No entanto, ainda é necessária a elaboração de uma metodologia que permita o ajuste destes parâmetros de maneira mais eficiente.

A falta de clareza na documentação de alguns dos componentes usados na construção do quadricóptero, contribuíram de forma negativa para o desenvolvimento deste projeto. Os exemplos apresentados neste documento e a descrição dos componentes usados, podem servir como referência para a realização de futuros trabalhos na área, evitando assim alguns dos percalços inerentes a este tipo de projeto

Apesar dos resultados negativos com relação ao controle e operação do protótipo, as informações reunidas e organizadas neste trabalho devem servir de base para o desenvolvimento de experiências futuras. Dificuldades na construção do quadricóptero impediram que o modelo funcionasse conforme o previsto, mas os resultados dos testes se mostram promissores. Muito trabalho será necessário para que o protótipo consiga se comportar da maneira satisfatória e algumas modificações ao modelo ainda podem ser necessárias. Algumas decisões de projeto podem ter levado ao resultado negativo obtido e um estudo mais aprofundado sobre esses problemas pode ser necessário para elaboração das devidas correções. Isto pode servir de inspiração para a elaboração de trabalhos

futuros. Dentre os tópicos avaliados é possível destacar três temas com capacidade de atribuir mais relevância a este projeto.

1. Aprimorar o modelo com a inclusão de outras dinâmicas e perturbações, como aqueles presentes durante pouso e decolagem. Juntamente com a elaboração de uma estratégia de controle, usando um método para ajuste automático dos parâmetros do sistema.
2. Desenvolvimento de um novo protótipo tomando como base o modelo construído, porém com a adição e integração de outros sensores como o magnetômetro, barômetro e GPS.
3. Aprimoramento do sistema de comunicação de forma que seja possível integrar o quadricóptero a rede WIFI, com a implementação de controles usando dispositivos celulares e computadores como interface de comunicação. A integração do quadricóptero a rede WIFI permitiria a criação de um *hub* de comunicação móvel, conectado com sistemas de IoT (*Internet of Things*).

REFERÊNCIAS

- [1] D. Hartman; K. Landis; J. Kim; M. Mehrer; S. Morenom. **Quadcopter Dynamic Modeling and Simulation (Quad-Sim) v1.00**. 2014. Disponível em: <<https://github.com/dch33/Quad-Sim>>. Acesso em: 12 Fev. 2018.
- [2] S. Norouzi Ghazbi; Y. Aghli; M. Alimohammadi; A. A. Akbari. **Quadrotors Unmanned Aerial Vehicles: A Review**. International Jornal On Smart Sensing And Intelligent Systems. Vol 9 No 1 Mar 2016.
- [3] BREZINA, Aron Jon. **Measurement of Static and Dynamic Performance Characteristics of Electric Propulsion Systems**. A thesis the degree of Master of Science in Engineering B.S., Wright State University, 201.
- [4] CASTANEDA, Herman et al. **Guidelines for propulsion system design and implementation in a quadrotor MAV**. 2017 International Conference On Unmanned Aircraft Systems (icuas), [s.l.], jun. 2017. IEEE.
- [5] LIU, Zhen; DONG, Longlei; MOSCHETTA, Jean-marc; ZHAO Jianping; YAN Guirong. **Evaluation of Nano-scale rotors and motors at static condition**. Paper. Xi'an Jiaotong University, China e Institut Supérieur de L'aéronautique Et de L'espace, University Of Toulouse, Toulouse, France, Toulouse, 2013.
- [6] SAEDAN, Mana; PUANGMALI, Pinyo. **Characterization of motor and propeller sets for a small radio controlled aircraft**. 2015 10th Asian Control Conference (ascc), [s.l.], maio 2015.
- [7] BRESCIANI, Tommaso. **Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter**. 2008. Dissertação (Mestrado), Department Of Automatic Control, Lund University, Lund Sweden, 2008.
- [8] PAULA, Julio Cesar de. **Desenvolvimento de um vant do tipo quadrirrotor para obtenção de imagens aéreas em alta**

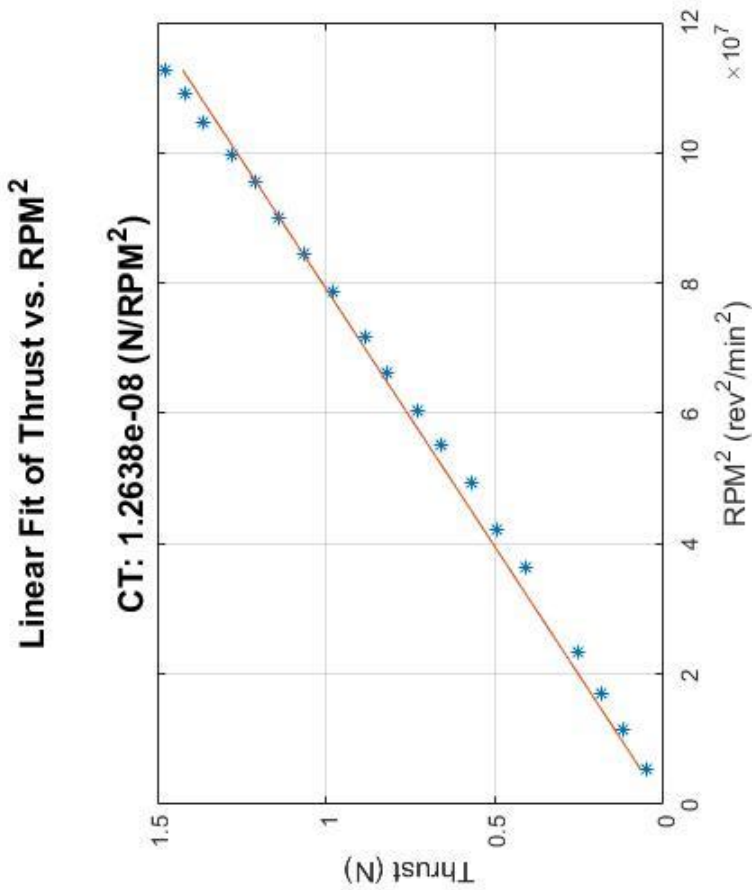
- definição.** 2012. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Elétrica, Setor de Tecnologia, Universidade Federal do Paraná, Curitiba, 2012.
- [9] MAHONY, Robert; KUMAR, Vijay; CORKE, Peter. **Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor.** Ieee Robotics & Automation Magazine, [s.l.], v. 19, n. 3, set. 2012. Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE).
- [10] BOUABDALLAH, Samir. **Design and control of quadrotors with application to autonomous flying.** PhD Tese, École Polytechnique FÉDÉrale de Lausanne, Lausanne, 2007.
- [11] YOON, Myunggon. **A Transfer Function Model of Thrust Dynamics for Multi-Rotor Helicopters.** International Journal Of Engineering Research & Technology (ijert), Department Of Precision Mechanical Engineering, Gangneung-wonju National University, Dfsdf, 2016.
- [12] JIŘINEC, Tomáš. **Stabilization and control of unmanned quadcopter.** Dissertação (Mestrado) - Faculty Of Electrical Engineering, Department Of Cybernetics, Czech Technical University In Prague, Prague, 2011.
- [13] POUNDS, Paul; MAHONY, Robert; GRESHAM, Joel. **Towards Dynamically-Favourable Quad-Rotor Aerial Robots.** Paper. Australian National University, Canberra, Australia, 2010.
- [14] HOFFMANN, Gabriel M.; HUANG, Haomiao; WASLANDER, Steven L.; TOMLIN, Claire J. . **Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment.** In: AIAA GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL CONFERENCE AND EXHIBIT, 20., 2007, Hilton Head, South Carolina.
- [15] HUANG, Haomiao et al. **Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive**

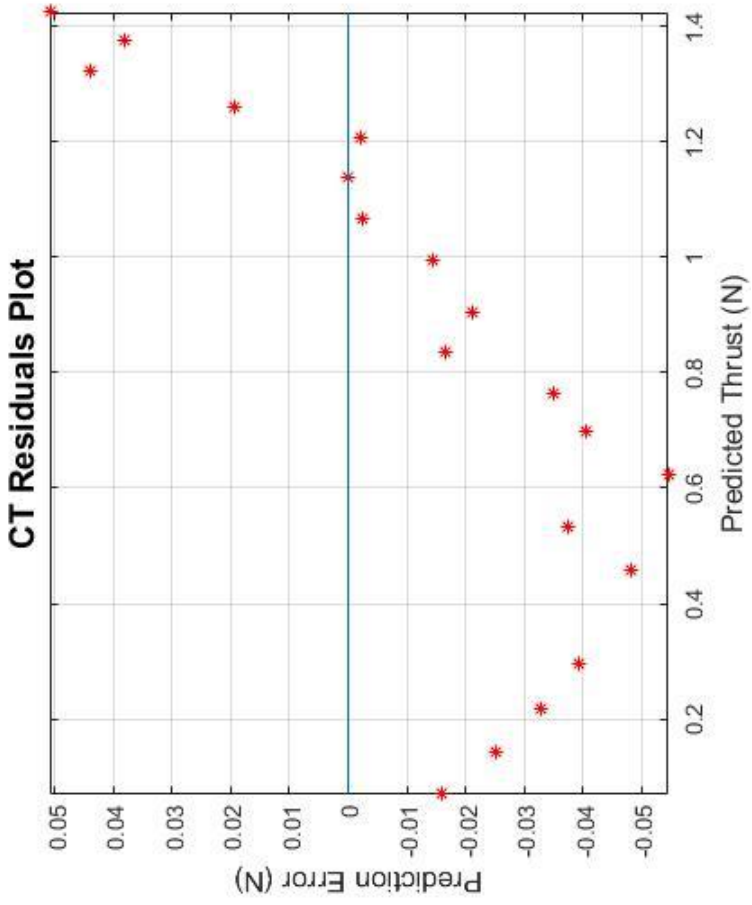
- maneuvering**. 2009 Ieee International Conference On Robotics And Automation, [s.l.], maio 2009. IEEE.
- [16] LUUKKONEN, Teppo. **Modelling and control of quadcopter**. Independent research project in applied mathematics, Aalto University, 2011.
- [17] MONTEIRO, João Carlos Espiúca. **Modelagem e Controle de um Veículo Quadrirrotor**. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia de Controle e Automação. Escola Politécnica da Universidade Federal do Rio de Janeiro, Rio de Janeiro, 2015.
- [18] CUTLER, Mark Johnson. **Design and Control of an Autonomous Variable-Pitch Quadrotor Helicopter**. Master Of Science In Aeronautics And Astronautics, Massachusetts Institute Of Technology, Massachusetts, 2012.
- [19] STEVENS, Brian L.; LEWIS, Frank L.. **Aircraft Control and Simulation**. 3. ed. John Wiley & Sons, 2016.
- [20] TAYEBI, A.; MCGILVRAY, S.. **Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot**. 2004 43rd Ieee Conference On Decision And Control (cdc) (iee Cat. No.04ch37601), [s.l.], p.12-12, 2004.
- [21] GIBIANSKY, Andrew. **Quadcopter Dynamics, Simulation, and Control**. 2015. Disponível em: <<https://github.com/Lauszus/LaunchPadFlightController>>. Acesso em: 12 Fev. 2018.
- [22] FLASHING BLHELI to EMAX BLHELI 12A ESCS. 2017. Disponível em: <<http://fatrotor.blogspot.com.br/2017/03/flashing-blheli-to-emax-blheli-12a-escs.html>>. Acesso em: 12 fev. 2018.
- [23] MATRICE200 Series. Disponível em: <<https://www.dji.com/matrice-200-series>>. Acesso em: 12 fev. 2018.

- [24] MULTIWIIL. Disponível em: <<https://github.com/multiwii>>. Acesso em: 12 fev. 2018.
- [25] PIXHAWK. Disponível em: <<https://pixhawk.org/>>. Acesso em: 12 fev. 2018.

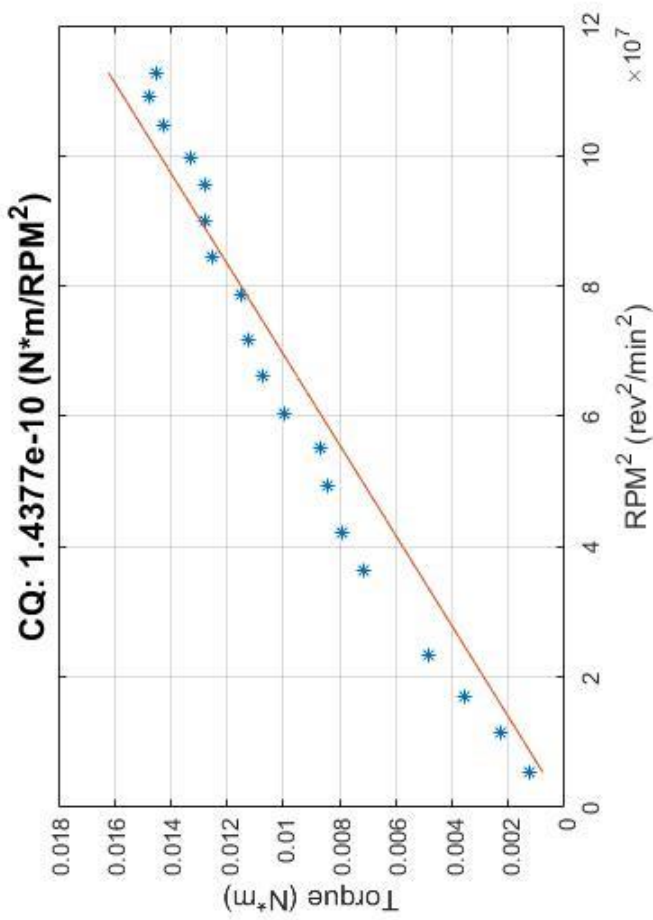
APÊNDICES

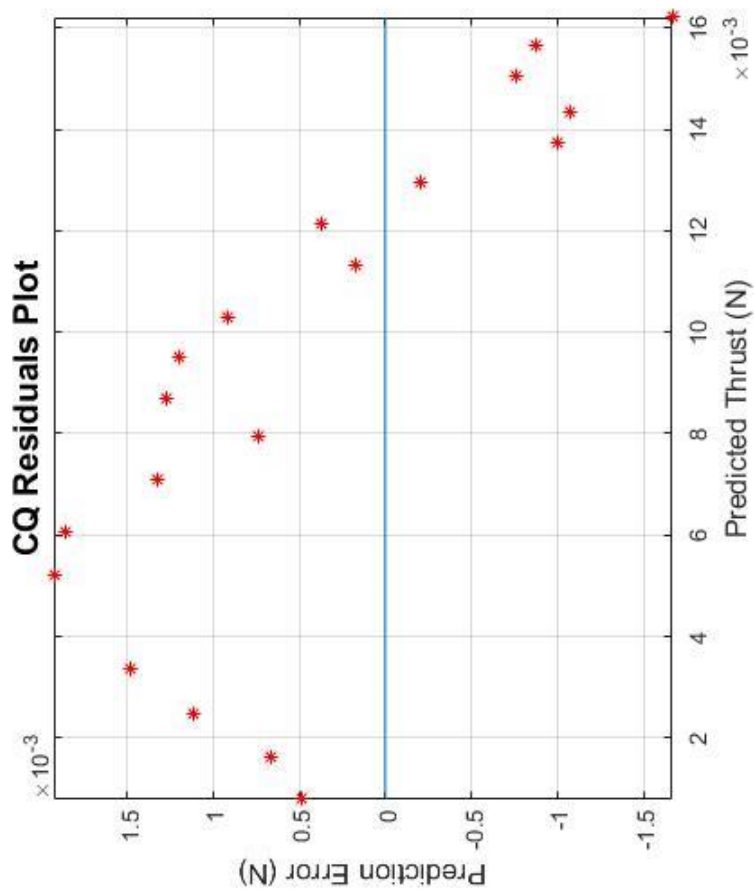
APÊNDICE A – Gráficos de linearização dos ensaios.





Linear Fit of Torque vs. RPM²





APÊNDICE B – Configuração dos ESCs

BLHeliSuite 16.7.14.9.0.0 [SILABS C2 (4way-ff) @COM7]
 ESC setup ESC tools Select ATME1 / SILABS Interface Options ? BLHeli info Save Screenshot

SILABS ESC Setup Make interfaces

ESC# 1 - Name
 Esc

Misc
 Programming by TX

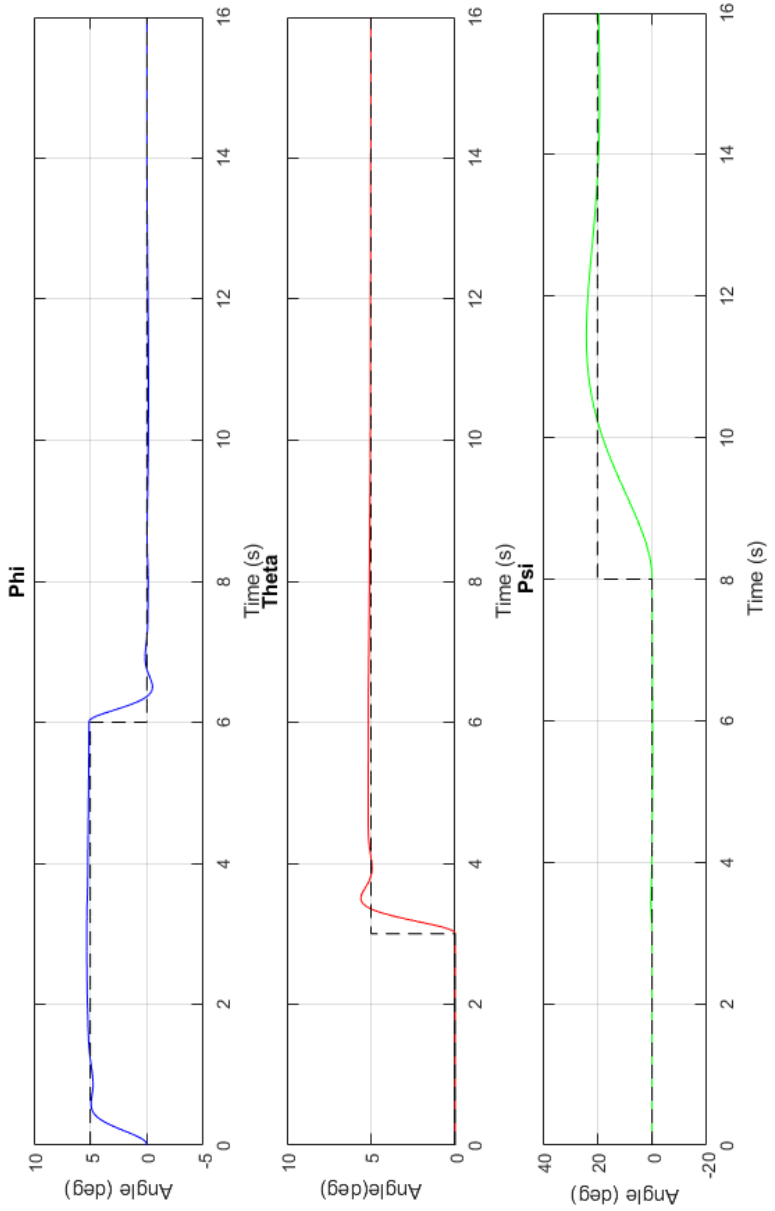
XP-12A Motors for Multicopter BLHeli Revision: 14.9

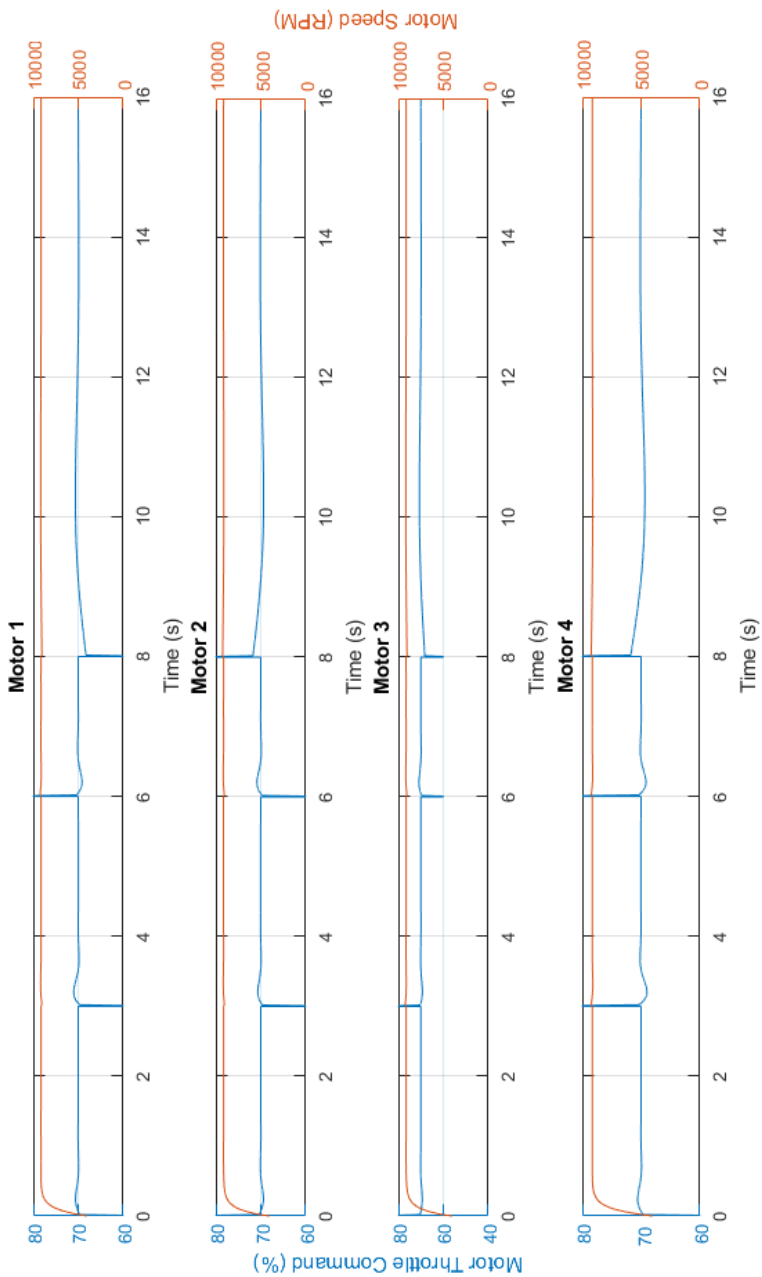
Motor Direction	Reversed	Motor Polarity	Positive
Startup Power	0.25	Startup Beep Volume	40
Temperature Protection	On	Beacon Volume	80
PWM Output Dither	7	Beacon Delay	10 minutes
Low RPM Power Protect	On	PPM Min Throttle	1020
Brake On Stop	Off	PPM Max Throttle	2020
Motor Gain	x 1.00	PPM Center Throttle	1488
Closed Loop P-Gain	x 2.00		
Closed Loop I-Gain	x 2.00		

Buttons: Read Setup, Write Setup, Flash BLHeli, Flash Other, Restart ESC

Port: COM 7 Baud: 38400 Connect

ESC Data loaded.

APÊNDICE C – Simulação com múltiplas manobras



ANEXOS

ANEXO A – Dados dos motores e controladores MT1306-3100KV

Item No.	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (G/W)	Operating temperature(°C)
MT1306 KV3100	7.4	T-MOTOR 6*2CF	50%	2.3	17.02	105	9000	6.17	63
			65%	3.2	23.68	132	10300	5.57	
			75%	4.2	31.08	162	11200	5.21	
			85%	5.3	39.22	196	12200	5.00	
			100%	5.9	43.66	217	12800	4.97	
			50%	2.7	19.98	128	6750	6.41	
	7.4	T-MOTOR 7*2.4CF	65%	4.2	31.08	167	7800	5.37	
			75%	5.2	38.48	197	8500	5.12	
			85%	6.5	48.10	223	9100	4.64	
			100%	7.3	54.02	236	9200	4.37	
			50%	2.6	19.24	110	8900	5.72	
			65%	3.3	24.42	140	9900	5.73	
	GWS6030	75%	4.3	31.82	175	10800	5.50		
		85%	5.7	42.18	203	11600	4.81		
		100%	6.3	46.62	227	12500	4.87		

Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10 min.

MT1806-2280 KV

Item No.	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (g)	RPM	Efficiency (g/W)	Operating temperature (°C)
MN1806 KV2300	7.4	T-MOTOR 6*2CF	50%	2.5	19	144	9600	7.78	42
			65%	3.3	24	183	10500	7.49	
			75%	3.9	29	209	11400	7.24	
		85%	5.1	38	250	12300	6.62		
		100%	6.2	46	290	13300	6.32		
		50%	3.1	23	179	7800	7.80		
	T-MOTOR 7*2.4CF	65%	4.4	33	232	8700	7.13	64	
		75%	5.9	44	285	9700	6.53		
		85%	7.8	58	341	10500	5.91		
	11.1	T-MOTOR 5*3CF	100%	9	67	380	11100	5.71	50
			50%	3.6	40	195	13600	4.88	
			65%	4.9	54	248	14900	4.56	
			75%	6	67	290	16500	4.35	
		T-MOTOR 6*2CF	85%	7.9	88	345	17600	3.93	65
100%			9.5	105	395	18800	3.75		
50%			3.9	43	259	12800	5.98		
65%			5.6	62	335	14000	5.39		
Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10 min.			75%	7.3	81	410	15600	5.06	
			85%	9.4	104	486	16800	4.66	
			100%	11.1	123	535	17500	4.34	

https://www.fpvmodel.com/t-motor-mn1806-2300kv-brushless-motor_g630.html

MT2212-1000kv

Item No.	Volts (V)	Prop	Throttle	Amps (A)	Watts (W)	Thrust (G)	RPM	Efficiency (G/W)	Operating temperature(°C)	
MT2212 KV750	11.1	T-MOTOR 9*3CF	50%	1.6	17.76	240	5000	13.51	38	
			65%	2.1	23.31	280	5600	12.01		
			75%	2.5	27.75	310	6100	11.17		
		85%	3.1	34.41	360	6600	10.46			
		100%	3.7	41.07	390	7000	9.50			
		50%	1.9	21.09	270	4600	12.80			
	T-MOTOR 10*3.3CF	65%	2.7	29.97	340	4950	11.34	39		
		75%	3.4	37.74	390	5600	10.33			
		85%	4.5	49.95	460	6200	9.21			
	T-MOTOR 11*3.7CF	11.1	T-MOTOR 11*3.7CF	100%	5.2	57.72	540	6550	9.36	41
				50%	2.1	23.31	300	4300	12.87	
				65%	3.1	34.41	380	4900	11.04	
75%		4.1	45.51	460	5400	10.11				
85%		5.3	58.83	550	5900	9.35				
100%		6.2	68.82	620	6300	9.01				
T-MOTOR 12*4CF	11.1	T-MOTOR 12*4CF	50%	2.4	26.64	350	3700	13.14	44	
			65%	4.1	45.51	510	4300	11.21		
			75%	5.6	62.16	610	4900	9.81		
	85%	7.2	79.92	700	5300	8.76				
	100%	8.2	91.02	770	5700	8.46				
	50%	2.4	35.52	320	6200	9.01				
T-MOTOR 9*3CF	14.8	T-MOTOR 9*3CF	65%	3	44.40	370	6900	8.33	44	
			75%	3.7	54.76	420	7600	7.67		
			85%	5.1	75.48	530	8400	7.02		
	100%	6	88.80	590	8900	6.64				
	50%	2.8	41.44	360	5600	8.69				
	65%	4	59.20	450	6300	7.60				
T-MOTOR 10*3.3CF	14.8	T-MOTOR 10*3.3CF	75%	5.1	75.48	570	7000	7.55	47	
			85%	6.7	99.16	730	7600	7.36		
			100%	7.6	112.48	780	8200	6.93		
	50%	3	44.40	430	5200	9.68				
	65%	4.7	69.56	590	5800	8.48				
	75%	6	88.80	720	6400	8.11				
T-MOTOR 11*3.7CF	14.8	T-MOTOR 11*3.7CF	85%	7.7	113.96	850	7200	7.46	48	
			100%	9.2	136.16	940	7600	6.90		

Notes: The test condition of temperature is motor surface temperature in 100% throttle while the motor run 10 min.

Catalogo de ESCs do fabricante Emax

Item	Continuous Current	Burst current (10S)	Li-xx Battery (cell)	Dimension L×W×H(mm)	Weight (g) wires Included	BEC Output	Programmable
BLHeli-6A	6A	8A	1-2	22×13×5.5	6	0.8A/5V	YES
BLHeli-12A	12A	15A	2-4	42×20×8	11	1A/5V	YES
BLHeli-20A	20A	25A	2-4	52×26×7	28	2A/5V	YES
BLHeli-25A	25A	30A	2-4	52×26×7	28	2A/5V	YES
BLHeli-30A	30A	40A	2-4	52×26×7	28	2A/5V	YES
BLHeli-30A-OPTO	30A	40A	2-6	67×26×10	25	— —	YES
BLHeli-40A-UBEC	40A	50A	2-6	73×28×12	41	3A/5V	YES
BLHeli-50A-UBEC	50A	60A	2-6	73×28×12	41	3A/5V	YES
BLHeli-60A-UBEC	60A	80A	2-6	73×36×12	63	5A/5V	YES
BLHeli-80A-UBEC	80A	100A	2-6	86×38×12	81	5A/5V	YES