



Renan de Lima Simões Mondego Vilela

**Desenvolvimento de plataforma para testes e
simulação de sistemas multicópteros**

Dissertação de Mestrado

Dissertação apresentada como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre pelo Programa de Pós-graduação em Engenharia Elétrica, do Departamento de Engenharia Elétrica da PUC-Rio.

Orientador : Eduardo Costa da Silva
Coorientador: Mauro Speranza Neto

Rio de Janeiro
Dezembro de 2020



Renan de Lima Simões Mondego Vilela

**Desenvolvimento de plataforma para testes e
simulação de sistemas multicópteros**

Dissertação apresentada como requisito parcial para obtenção do grau de Mestre pelo Programa de Pós-graduação em Engenharia Elétrica da PUC-Rio. Aprovada pela Comissão Examinadora abaixo:

Eduardo Costa da Silva

Orientador

Departamento de Engenharia Elétrica – PUC-Rio

Mauro Speranza Neto

Coorientador

Departamento de Engenharia Mecânica – PUC-Rio

Prof. Helon Vicente Hultmann Ayala

Departamento de Engenharia Mecânica – PUC-Rio

Prof. Carlos Roberto Hall Barbosa

Departamento de Metrologia – PUC-Rio

Prof. Fernando Ribeiro da Silva

CEFET/RJ

Rio de Janeiro, 18 de Dezembro de 2020

Todos os direitos reservados. A reprodução, total ou parcial do trabalho, é proibida sem a autorização da universidade, do autor e do orientador.

Renan de Lima Simões Mondego Vilela

Graduou-se em Engenharia de Controle e Automação pela Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro em 2018. Foi membro da equipe AeroRio UAV Design de pesquisa e desenvolvimento de veículos aéreos, tendo conquistado prêmios nacionais e internacionais, em destaque a Menção Honrosa de Melhor Sistema Embarcado na competição SAE Brasil Aerodesign nos anos de 2016, 2018 e 2019.

Ficha Catalográfica

de Lima Simões Mondego Vilela, Renan

Desenvolvimento de plataforma para testes e simulação de sistemas multicópteros / Renan de Lima Simões Mondego Vilela; orientador: Eduardo Costa da Silva; coorientador: Mauro Speranza Neto. – 2020.

178 f: il. color. ; 30 cm

Dissertação (mestrado) - Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, Departamento de Engenharia Elétrica, 2020.

Inclui bibliografia

1. Engenharia Elétrica – Teses. 2. VANTs. 3. Modelagem. 4. Grafos de Ligação. 5. Instrumentação. 6. Identificação de Parâmetros. I. Costa da Silva, Eduardo. II. Speranza Neto, Mauro. III. Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro. Departamento de Engenharia Elétrica. IV. Título.

CDD: 621.3

Dedico esse trabalho a minha família, pelo apoio e amor incondicional.
Desde sempre e para sempre.

Agradecimentos

Agradeço a Deus e a Nossa Senhora de Aparecida, por terem iluminado meu caminho e por terem me dado saúde e vigor ao longo de toda minha vida, acompanhando cada passo que foi dado. Agradeço por todas as bênçãos e por todas as pessoas maravilhosas que foram colocadas na minha vida, cada uma exercendo seu papel na minha formação como ser humano, cidadão e engenheiro.

Ao meu pai Ricardo e minha mãe Vânia por serem minha base e meu porto-seguro. Por todo o amor incondicional, por nunca medirem esforços para realizar meus sonhos e por sempre me apoiarem nas minhas escolhas. Obrigado por toda a dedicação na minha formação, não seria metade do que eu sou hoje se não tivesse vocês ao meu lado guiando meus passos. A vocês todo o meu amor e o meu muito obrigado. Te amo, pai! Te amo, mãe!

A minha avó e madrinha Lucy, por todo o amor, carinho e afeto dado em todas as fases da minha vida! Obrigado por estar sempre ao meu lado e pelo apoio incondicional. Te amo, vó!

A toda a minha família, em especial meu tio e padrinho Lamartine, minha tia Nilzes e minha prima Thamires, por estarem sempre por perto acompanhando minha vida e torcendo sempre por mim. Amo vocês!

A Bárbara Schorchit, pelo companheirismo, apoio e compreensão. Obrigado por ter entrado na minha vida e me mostrado o lado mais belo dela. Que os meses se transformem em anos e em décadas ao seu lado. Te amo!

A todos os amigos que fazem parte da minha vida e comemoram os momentos de alegria e oferecem carinho e alento nos momentos de dificuldade. Meu muito obrigado pela compreensão nos momentos de ausência enquanto desenvolvo minha carreira e muito obrigado por estarem sempre de braços abertos. Um agradecimento especial as amigas Camila Viana e Danielle Cohen, presentes que a PUC me deu e que acompanham todos meus passos.

A Ângela Speroni, pelo acolhimento nos momentos difíceis, pela ajuda a desembaraçar todos meus pensamentos e me ajudar a escolher o melhor caminho a ser seguido.

Ao meu orientador Eduardo Costa da Silva, por todo o conhecimento transmitido e pela oportunidade de parceria no desenvolvimento desse trabalho e de outros realizados ao longo dos 2 anos e meio deste mestrado. Por não negar esforços em ajudar todos os meus projetos e os projetos da equipe AeroRio e por me dar a liberdade necessária para o desenvolvimento das minhas idéias.

Ao meu co-orientador Mauro Speranza Neto, com quem já contabilizo 8 anos de parceria, desde o primeiro período da minha graduação. Obrigado por todas as oportunidades oferecidas e por confiar no meu potencial desde o

início da minha vida acadêmica, colaborando de forma incondicional em todos os projetos e sempre oferecendo o suporte necessário.

A todos os professores do Centro Técnico Científico da PUC-Rio com quem tive a oportunidade de cruzar o caminho tanto na graduação e no mestrado e que sempre se colocaram a disposição de transmitir todo seu conhecimento. O trabalho que vocês realizam é o trabalho mais nobre que existe na sociedade, a vocês toda a minha gratidão.

Ao amigo e colega de trabalho no LDSM - Laboratório de Desenvolvimento de Sistemas Mecatrônicos, Caio Cavalcanti, por toda a parceria em diversos projetos desenvolvidos no laboratório e pelo auxílio no desenvolvimento e montagem da plataforma utilizada nesta dissertação.

A Equipe AeroRio e a todos os integrantes com quem convivi e trabalhei ao longo dos 6 anos em que participei do projeto. O Aero tem uma influência enorme na minha formação acadêmica e pessoal e sempre ofereceu um ambiente incrível de aprendizado associado a oportunidade de trabalhar em um projeto real de engenharia e representar a PUC-Rio em competições nacionais e representar o Brasil em competições internacionais. Todas as premiações conquistadas foram fruto de muito trabalho e dedicação e eu agradeço pela confiança que sempre me foi depositada. Um agradecimento especial aos amigos Alef Oliveira, Catharina Melo, Gabriel Vidigal, Guilherme de Paula, Henrique Saraiva, Igor Lins e Silva, João Lopes, João Pedro Marçano, Juliana Kanto (in memoriam), Larissa Paiva, Liliane Chen, Lucas Ribeiro, Maria de Lisieux, Marcos Caldas, Pablo Milheiro, Paula Ferro, Petrus Arruda, Raphael Pizzaia, Thiago Costa e Vivianne Wang.

Agradeço a todos os funcionários e ao corpo administrativo da PUC-Rio por trabalharem sempre para manter a nossa universidade funcionando e permitindo que nossos estudos e nossas pesquisas corram sem grandes empecilhos.

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - Brasil (CAPES) - Código de Financiamento 001.

Por fim, deixo registrado o meu sentimento a todas as pessoas que perderam alguém querido durante a pandemia do coronavírus ao longo do ano de 2020 e agradeço a todos os profissionais da saúde que estiveram na linha de frente de combate salvando vidas e amenizando os danos provocados a sociedade.

Resumo

de Lima Simões Mondego Vilela, Renan; Costa da Silva, Eduardo; Speranza Neto, Mauro. **Desenvolvimento de plataforma para testes e simulação de sistemas multicópteros**. Rio de Janeiro, 2020. 178p. Dissertação de Mestrado – Departamento de Engenharia Elétrica, Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro.

O crescente uso de veículos aéreos não tripulados (VANTs) em diversos setores da sociedade é fruto de avanços da tecnologia. Por sua vez, a ampliação de aplicações de VANTs traz consigo a necessidade de aumento de robustez destes sistemas, especialmente em ambientes compartilhados com o ser humano. A presente dissertação aborda o desenvolvimento de uma plataforma para testes de veículos multicópteros, com o objetivo de contribuir para o processo de desenvolvimento e implementação de drones, permitindo sua movimentação em torno dos seus graus de liberdade de rotação e realizando medições de atitude e força geradas pelo sistema, sem colocar o veículo ou seu operador em risco. Todos os dados adquiridos pela plataforma são transmitidos para um computador, onde foi desenvolvida uma interface virtual para sua visualização em tempo real, além de permitir armazenamento para pós-processamento e análises futuras. Também apresenta-se e discute-se o desenvolvimento do simulador de trajetórias proposto, que mostra o deslocamento do veículo em função da sequência de comandos fornecida, com base nos dados adquiridos pela plataforma. No intuito de se propiciar um melhor entendimento do funcionamento do sistema aqui desenvolvido, é apresentado um estudo detalhado dos subsistemas que compõem um multicóptero, bem como do processo de modelagem dinâmica de um veículo quadricóptero, por meio da técnica de grafos de ligação. A modelagem do veículo é complementada com a identificação de parâmetros fundamentais para a implementação do modelo, sendo discutidos métodos para identificação de parâmetros inerciais do veículo e parâmetros dinâmicos do sistema motopropulsor.

Palavras-chave

VANTs; Modelagem; Grafos de Ligação; Instrumentação; Identificação de Parâmetros.

Abstract

de Lima Simões Mondego Vilela, Renan; Costa da Silva, Eduardo (Advisor); Speranza Neto, Mauro (Co-Advisor). **Development of a platform for tests and simulation of multicopter systems**. Rio de Janeiro, 2020. 178p. Dissertação de Mestrado – Departamento de Engenharia Elétrica, Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro.

The growing use of unmanned aerial vehicles (UAVs) in various sectors of society is a result of advances in technology. In turn, the expansion of UAV applications brings with it the need to increase the robustness of these systems, especially in environments shared with humans. and comes together with the need for increased robustness due to its use in shared environments with humans. This dissertation approaches the development of a platform for testing multicopter vehicles aiming at assisting the process of developing and implementing drones, allowing movements around their rotational degrees of freedom and making measurements of attitude and forces generated by the system, without putting the vehicle or its operator at risk. All data acquired by the platform is transmitted to a computer, where a virtual interface was developed to provide real time visualization, in addition to allowing data storage for post-processing and future analysis. The development of the proposed trajectory simulator is also presented and discussed, that shows the displacement of the vehicle as a function of the sequence of commands provided, based on the acquired data. Aiming at allowing a better understanding of the functioning of the developed system, a detailed study of the subsystems that compose a multicopter is presented, as well as the process of dynamic modeling of a quadcopter vehicle, by using bond graph technique. The modeling of the vehicle is complemented with the identification of fundamental parameters for the model implementation, such as methods for the identification of inertial parameters of the vehicle and dynamics of the powertrain system.

Keywords

UAVs; Modelling; Bond Graphs; Instrumentation; Parameter Identification.

Sumário

1	Introdução	21
1.1	Objetivo	21
1.2	Contextualização	21
1.3	Motivação	25
1.4	Revisão Bibliográfica	26
1.4.1	Modelagem Dinâmica	26
1.4.2	Tecnologias de drones	27
1.4.3	Identificação de Parâmetros	28
1.4.4	Plataformas de Teste	30
1.5	Estrutura da Dissertação	31
2	Metodologia	33
2.1	Conceitos Básicos	33
2.1.1	Numeração dos Motores	33
2.1.2	Sistema de Coordenadas	34
2.1.2.1	Ângulos de Euler	35
2.1.3	Princípios de Funcionamento	37
2.1.3.1	Atuadores	37
2.1.3.2	Dinâmica	38
2.2	Modelagem do Sistema	40
2.2.1	Nomenclatura	41
2.2.1.1	Forças e Momentos	42
2.2.1.2	Referencial Local	42
2.2.1.3	Referencial Global	43
2.2.1.4	Ângulos de Euler	43
2.2.2	Dinâmica	43
2.2.2.1	Dinâmica de Translação	44
2.2.2.2	Dinâmica de Rotação	46
2.2.3	Forças e Momentos Atuantes	48
2.2.4	Cinemática	51
2.2.5	Integração	52
2.3	Quadricóptero Utilizado	55
2.3.1	Descrição dos Componentes	55
2.3.1.1	Chassi	55
2.3.1.2	Controladora	56
2.3.1.3	Sistema Motopropulsor	59
2.3.1.4	Sistemas de Comunicação	67
2.3.2	Identificação de Parâmetros	72
2.3.2.1	Dados Inerciais	72
2.3.2.2	Sistema Motopropulsor	76
3	Desenvolvimento da Plataforma	80
3.1	Projeto Conceitual	80
3.2	Sensores	81

3.2.1	<i>Encoder</i>	81
3.2.2	Célula de Carga	85
3.2.3	Amplificador	87
3.3	<i>Slip Ring</i>	89
3.4	Microcontrolador	91
3.5	Modelagem e Fabricação	93
3.5.1	Estrutura Externa	93
3.5.2	Estrutura Interna	94
3.5.2.1	Placa de <i>Roll</i>	96
3.5.2.2	Arcos de <i>Pitch</i> e <i>Yaw</i>	98
3.6	Implementação e Calibração	101
3.6.1	<i>Encoder</i>	102
3.6.2	Célula de Carga	104
3.7	Interface	106
3.8	Modelo de Trajetória	109
4	Resultados e Discussões	111
4.1	Identificação de Parâmetros	111
4.1.1	Massa	111
4.1.2	Momento de Inércia	112
4.1.3	Sistema Motopropulsor	114
4.2	Funcionamento da Plataforma	117
4.2.1	Célula de Carga	117
4.2.2	Ângulos de Atitude	118
4.3	Comparação de Dados	120
4.3.1	Célula de Carga	120
4.3.2	Ângulos de Atitude	122
4.4	Aquisição Dinâmica	129
4.5	Simulação de Trajetória	137
5	Conclusão e Trabalhos Futuros	141
5.1	Análise	141
5.2	Contribuições	142
5.3	Trabalhos Futuros	144
	Referências bibliográficas	146
A	Equacionamento Completo dos Grafos de Ligação	153
A.1	Grafos de Ligação	153
A.1.1	Elementos de Representação	154
A.1.1.1	Elementos de 1 porta	155
A.1.1.2	Elementos de 2 portas	157
A.1.1.3	Elementos de 3 ou mais portas	158
A.2	Modelagem	159
A.2.1	Dinâmica de Translação	160
A.2.2	Dinâmica de Rotação	163
A.2.3	Dinâmica dos Atuadores	166
B	Ângulos de Euler	172

Lista de figuras

Figura 1.1	Exemplos de VANTs: (a) asa fixa (b) asa rotativa	23
1.1(a)	Predator MQ-1 da General Atomics [8]	23
1.1(b)	Mavic 2 da DJI [9]	23
Figura 1.2	VANT Nauru 500C da Xmobots [10]	24
Figura 1.3	Arquitetura da modelagem de um veículo multicóptero proposta por <i>Quan Quan</i> [14], traduzido	27
Figura 1.4	Bancada de avaliação de sistema motopropulsor proposto por <i>Quan Quan</i> [14], traduzido	28
Figura 1.5	Aparato comercial de medição de empuxo da <i>Turnigy</i> [23]	29
Figura 1.6	Bancada de avaliação de sistema motopropulsor da <i>RC-benchmark</i> [24]	30
Figura 2.1	Numeração dos motores e sentidos de rotação	34
Figura 2.2	Sistemas de coordenadas adotados	34
Figura 2.3	Ângulos de Euler	35
Figura 2.4	Ângulos de <i>roll</i> , <i>pitch</i> e <i>yaw</i> , respectivamente, visualizados individualmente	36
Figura 2.5	Força de empuxo (T) e torque resultante (M) da rotação do conjunto rotor-hélice	37
Figura 2.6	Grafo de Ligação da Dinâmica Translacional	45
Figura 2.7	Grafo de Ligação da Dinâmica Rotacional	47
Figura 2.8	Grafo Multiligação da Dinâmica dos Atuadores	49
Figura 2.9	Integração dos grafos	53
Figura 2.10	Diagrama de blocos do sistema	54
Figura 2.11	Quadricóptero utilizado	55
Figura 2.12	Frame comercial <i>Totem Q250</i> [47]	55
Figura 2.13	Diagrama de sistemas e componentes de um veículo quadricóptero	56
Figura 2.14	Controladora <i>PixRacer</i> [50]	58
Figura 2.15	Fluxograma de um dos 4 conjuntos do sistema motopropulsor	59
Figura 2.16	Circuito de acionamento de um motor BLDC [25]	65
Figura 2.17	Hélice 5X3 bipá de carbono [47]	66
Figura 2.18	Motor EMAX MT1806-2280 [52]	66
Figura 2.19	Bateria <i>LiPo</i> 3S 2200 mAh [47]	67
Figura 2.20	ESC BLHeli 12A [53]	67
Figura 2.21	Sinais PWM	68
Figura 2.22	Sinal PPM	69
Figura 2.23	Rádio transmissor <i>Taranis X7</i> [47]	70
Figura 2.24	Rádio receptor FrSky R-XSR [47]	70
Figura 2.25	Telemetria <i>mRo</i> 915 MHz [55]	71
Figura 2.26	Interface de telemetria - software <i>Mission Planner</i>	72
Figura 2.27	Balança utilizada	73
Figura 2.28	Aparato de medição de centro de massa [47]	73

Figura 2.29 Pêndulo bifilar em posição de medição do momento de inércia J_{zz} do corpo	74
Figura 2.30 Posicionamento do veículo para medição de cada um dos seus três momentos principais de inércia, J_{xx} , J_{yy} e J_{zz} respectivamente [14]	75
Figura 2.31 Pêndulo bifilar para medição do momento de inércia em torno do eixo y	76
Figura 2.32 Aparato desenvolvido para medições de empuxo e torque	77
Figura 2.33 Display de visualização dos dados da bancada de teste de empuxo e momento	78
Figura 2.34 Uso da bancada para medição de empuxo	78
Figura 2.35 Uso da bancada para medição de torque	79
Figura 3.1 Exemplos de discos de <i>encoder</i> [56], traduzido	82
Figura 3.2 <i>Timing Chart</i> de um <i>Encoder</i> Incremental	83
Figura 3.3 <i>Encoder</i> YUMO E6B2-CWZ3E [58]	84
Figura 3.4 Célula de carga do tipo ponto único	86
Figura 3.5 Ponte de <i>Wheatstone</i>	86
Figura 3.6 Célula de carga de 10N	87
Figura 3.7 Diagrama do HX711 [61]	88
Figura 3.8 Circuito integrado HX711 [61]	89
Figura 3.9 <i>Slip Ring</i> modelo M220F-12-2 da Senring [62]	90
Figura 3.10 Diagrama de Fluxo de Dados	92
Figura 3.11 Arduino Mega 2560 [65]	93
Figura 3.12 Perfil de alumínio da <i>Bosch</i> [66]	94
Figura 3.13 Estrutura externa com perfis <i>Bosch</i> e placas de MDF, com suas respectivas dimensões	94
Figura 3.14 Desenho CAD da plataforma	95
Figura 3.15 Estrutura sanduíche de espuma e fibra de carbono	95
Figura 3.16 Esquema ilustrativo do processo de laminação da placa de <i>roll</i>	96
Figura 3.17 Processo de laminação da placa de <i>roll</i>	96
Figura 3.18 Fluxograma de fabricação da placa de <i>roll</i>	97
Figura 3.19 Detalhes da conexão da placa de <i>roll</i> com o <i>encoder</i> e <i>slip ring</i>	97
Figura 3.20 Detalhe da placa de fixação do veículo na estrutura de <i>gimbal</i>	98
Figura 3.21 Esquema ilustrativo das etapas de laminação dos arcos de <i>pitch</i> e <i>yaw</i>	99
Figura 3.22 Primeira etapa de laminação dos arcos de <i>pitch</i> e <i>yaw</i>	99
Figura 3.23 Fluxograma de fabricação dos arcos de <i>pitch</i> e <i>yaw</i>	100
Figura 3.24 Detalhe da conexão dos arcos entre si e com o <i>encoder</i>	101
Figura 3.25 Foto da montagem final da plataforma com o veículo já instalado	101
Figura 3.26 Representação de estados de um <i>encoder</i> incremental	103
Figura 3.27 Máquina de estados de funcionamento do <i>encoder</i>	103
Figura 3.28 Calibração da Célula de Carga A	105
Figura 3.29 Calibração da Célula de Carga B	105

Figura 3.30	Diferença absoluta das medições feitas durante o carregamento e o descarregamento da célula de carga	106
Figura 3.31	Transmissão de dados entre o Arduino e o Computador	107
Figura 3.32	Diagrama de blocos do Simulink referente à leitura de dados seriais	107
Figura 3.33	Diagrama de blocos do Simulink referente ao ambiente de visualização 3D	107
Figura 3.34	Interface de realidade virtual do <i>Simulink</i>	108
Figura 3.35	Diagrama de blocos modularizado desenvolvido no Simulink	108
Figura 3.36	Diagrama de blocos do simulador de voo	109
Figura 3.37	Diagrama de blocos do <i>Simulink</i> referente ao modelo de trajetória	110
Figura 4.1	Procedimento de determinação da distribuição de massa do veículo	112
Figura 4.2	Modelo em CAD do veículo	112
Figura 4.3	Curva da velocidade angular em função do percentual de comando	114
Figura 4.4	Curva do empuxo em função da velocidade angular	115
Figura 4.5	Curva do torque em função da velocidade angular	116
Figura 4.6	Interface de teste dos motores no <i>Mission Planner</i>	117
Figura 4.7	Leitura da célula de carga para um comando de 50 % nos 4 motores	118
Figura 4.8	Visualização do veículo na plataforma e da interface em diferentes posições	119
Figura 4.9	Aquisição dinâmica de ângulos pela plataforma dado um impulso manual no veículo	119
Figura 4.10	Comparação dos dados obtidos pela célula de carga da plataforma com os obtidos durante o teste dos motores na bancada de empuxo	121
Figura 4.11	Comparação da área de sombra aerodinâmica na hélice quando instalada na bancada de empuxo e no veículo	122
Figura 4.12	Interface de configuração do aplicativo do <i>Matlab</i> para <i>iPhone</i>	123
Figura 4.13	Plataforma com o <i>iPhone</i> fixado para a realização dos testes	124
Figura 4.14	Comparação entre os ângulos medidos por uma IMU e os provenientes do <i>encoder</i> da plataforma, para o ângulo de <i>pitch</i> (θ)	124
Figura 4.15	Visualização região inicial da Figura 4.14, entre 0 s e 7 s	125
Figura 4.16	Comparação entre os ângulos medidos por uma IMU e os provenientes do <i>encoder</i> da plataforma, para o ângulo de <i>roll</i> (ϕ)	125
Figura 4.17	Visualização região inicial da Figura 4.16, entre 0 s e 4 s	126
Figura 4.18	Comparação entre os ângulos medidos por uma IMU e os provenientes do <i>encoder</i> da plataforma, para o ângulo de <i>yaw</i> (ψ)	126
Figura 4.19	Visualização região inicial da Figura 4.18, entre 0 s e 4 s	127

Figura 4.20	Aquisição pela plataforma de todos os ângulos variando simultaneamente	127
Figura 4.21	Aquisição por uma IMU de todos os ângulos variando simultaneamente	128
Figura 4.22	Erro entre as aquisições de <i>roll</i> e <i>pitch</i> feitas pela plataforma e pela IMU com todos os ângulos variando simultaneamente	128
Figura 4.23	Erro entre as aquisições de <i>yaw</i> feitas pela plataforma e pela IMU com todos os ângulos variando simultaneamente	129
Figura 4.24	Aquisição dos ângulos de atitude do veículo durante o teste inicial	130
Figura 4.25	Interface do <i>Mission Planner</i> para ajuste dos ganhos da controladora, mostrando os ganhos que levaram ao comportamento ilustrado na Figura 4.24	130
Figura 4.26	Interface do <i>Mission Planner</i> para ajuste de sensibilidade da controladora, mostrando o valor deste parâmetro (0,2498) que levou ao comportamento ilustrado na Figura 4.24	131
Figura 4.27	Aquisição dos ângulos de atitude, para sensibilidade de 0,199	132
Figura 4.28	Interface do <i>Mission Planner</i> para ajuste dos ganhos da controladora, mostrando os ganhos referente a configuração de sensibilidade de 0,199	132
Figura 4.29	Aquisição dos ângulos de atitude, para sensibilidade igual a 0,075	133
Figura 4.30	Interface do <i>Mission Planner</i> para ajuste dos ganhos da controladora, mostrando os ganhos referentes a configuração com sensibilidade de 0,075	134
Figura 4.31	Aquisição dos ângulos de atitude para a sequência de comandos fornecida	135
Figura 4.32	Aquisição da célula de carga para a sequência de comandos fornecida	135
Figura 4.33	Visualização da trajetória tridimensional do veículo	137
Figura 4.34	Visualização da trajetória do veículo no plano x-y	138
Figura 4.35	Posição do veículo no referencial global em função do tempo	138
Figura 4.36	Componentes da velocidade do veículo no referencial local	139
Figura 4.37	Componentes da velocidade do veículo no referencial global	139
Figura 4.38	Módulo da velocidade do veículo no referencial global	140
Figura A.1	Possíveis representações de um ligação em um grafo de ligação	154
Figura A.2	Representações possíveis de fontes de fluxo	155
Figura A.3	Representações possíveis de fontes de esforço	155
Figura A.4	Representações possíveis do elemento resistor e seus respectivos equacionamentos	155
Figura A.5	Representações possíveis do elemento capacitor e seus respectivos equacionamentos	156
Figura A.6	Representações possíveis do elemento de inércia e seus respectivos equacionamentos	156

Figura A.7 Representações possíveis dos transformadores e seus respectivos equacionamentos	157
Figura A.8 Representações possíveis dos giradores e seus respectivos equacionamentos	157
Figura A.9 Junção '0'	158
Figura A.10 Junção '1'	159
Figura A.11 Sistema de coordenadas adotado	159
Figura A.12 Grafo de Ligação da Dinâmica Translacional	160
Figura A.13 Grafo de Ligação da Dinâmica Rotacional	163
Figura A.14 Grafo Multiligação da Dinâmica dos Atuadores	166
Figura B.1 Ângulos de Euler	172
Figura B.2 Rotação em torno do eixo Z	173
Figura B.3 Rotação em torno do eixo Y	173
Figura B.4 Rotação em torno do eixo X	174

Lista de tabelas

Tabela 2.1	Nomenclatura dos Motores	33
Tabela 2.2	Atuação dos motores para configuração X	40
Tabela 2.3	Razão empuxo/peso demandadas para diferentes aplicações de acordo com [18]	61
Tabela 2.4	Especificação do motor EMAX MT1806-2280 [52]	66
Tabela 2.5	Parâmetros do pêndulo para cada um dos testes realizados	75
Tabela 3.1	Especificação do Encoder YUMO E6B2-CWZ3E [58]	84
Tabela 4.1	Composição de massa do veículo	111
Tabela 4.2	Valores dos momentos de inércia obtidos por <i>software</i>	113
Tabela 4.3	Resultados empíricos da determinação do momento de inércia	113
Tabela 4.4	Comparação dos dados empíricos com os obtidos por <i>software</i>	113
Tabela 4.5	Comparativo dos valores de massa do veículo	120
Tabela 5.1	Resumo dos parâmetros estimados para o quadróptero estudado	142
Tabela A.1	Relação entre as variáveis de potência e seus respectivos domínios físicos	154
Tabela A.2	Relação entre as variáveis de energia e seus respectivos domínios físicos	154
Tabela C.1	Célula de Carga A	177
Tabela C.2	Célula de Carga B	178

Lista de Abreviaturas

VANT – Veículo Aéreo Não-Tripulado
VTOL – *Vertical Take-Off and Landing*
HTOL – *Horizontal Take-Off and Landing*
UAV – *Unmanned Aerial Vehicle*
CW – *clockwise*
CCW – *counter-clockwise*
EFCF – *Earth-Fixed Coordinate Frame*
ABCF – *Aircraft-Body Coordinate Frame*
EJS – *Eulerian Junction Structure*
CG – centro de gravidade
IMU – *Inertial Measurement Unit*
DOF – *degrees of freedom*
PWM – *pulse width modulation*
PPM – *pulse position modulation*
UART – *universal asynchronous receiver/transmitter*
RSSI – *received signal strength indication*
I2C – *inter-integrated circuit*
SPI – *serial peripheral interface*
CAN – *controller area network*
GPS – *global positioning system*
ESC – *electronic speed controller*
CC – corrente contínua
BLDC – *brushless direct current*
RPM – rotações por minuto
LiPo – lítio-polímero

LiFe – lítio-ferro

GCS – *ground control station*

MAVLink – *Micro Air Vehicle Link*

PPR – pulsos por revolução

PGA – *programmable gain amplifier*

ADC – *analog to digital converter*

IDE – *integrated development environment*

MDF – *medium density fiberboard*

PVC – policloreto de vinila

PRFC – polímero reforçado por fibra de carbono

CNC – comando numérico controlado

ISR – *interrupt service routine*

RC – *remote controlled*

CAD – *computer aided design*

ROS – *robot operating system*

Se te apetece esforçar, esforça-te; se te apetece repousar, repousa; se te apetece fugir, fuja; se te apetece resistir, resista; mas saiba bem o que te apetece, e não recue ante nenhum pretexto, porque o universo se organizará para te dissuadir.

Friedrich Nietzsche, *Also sprach Zarathustra: Ein Buch für Alle und Keinen* (1900).

1 Introdução

Neste capítulo são apresentados os objetivos gerais da dissertação, uma contextualização sobre veículos aéreos não-tripulados (VANTs), a motivação para o presente trabalho, uma revisão do estado-da-arte de trabalhos existentes neste campo de pesquisa e a organização da estrutura geral do documento.

1.1 Objetivo

A presente dissertação tem como objetivo o desenvolvimento e construção de uma plataforma de testes para multicópteros, que permita tanto a movimentação do veículo em relação aos graus de liberdade angulares quanto a aquisição de seus ângulos de atitude. Também se pretende desenvolver uma interface virtual para visualização dos dados adquiridos pela plataforma. Ademais, objetiva-se apresentar um estudo detalhado sobre um VANT quadricóptero testado na plataforma desenvolvida, analisando sua modelagem pela técnica de grafos de ligação e identificação de parâmetros necessários para o modelo.

1.2 Contextualização

O uso de sistemas robóticos pela sociedade vem crescendo de forma acelerada, impulsionado pelo avanço das tecnologias, permitindo a substituição do ser humano em tarefas de alto risco e proporcionando uma maior eficiência e precisão nas atividades executadas. Neste contexto, nota-se que o uso de veículos aéreos (aviões, helicópteros, dirigíveis, entre outros) apresenta-se como uma alternativa viável e vantajosa para realização de determinadas atividades em diversos setores.

Por sua vez, os VANTs são fruto da combinação de veículos aéreos com sistemas robóticos, sendo categorizados como veículos aéreos que não demandam um ser humano embarcado para sua operação, a qual pode ser feita de forma remota ou até mesmo autônoma. As designações para esse tipo de veículo são várias, sendo as mais comuns: drones, ARP (aeronave remotamente pilotada) e UAV (do inglês, *unmanned aerial vehicle*).

Drones são utilizados pelo setor militar desde a Segunda Guerra Mundial, tendo por muito tempo sido equipamentos de uso exclusivo das forças armadas. Segundo [1], o uso de UAVs era geralmente caracterizado por 3 D's: *dull*, *dirty* e *dangerous*, que se traduzem em maçante, sujo e perigoso. Do ponto de vista de atividades maçantes, drones eram utilizados em tarefas repetitivas e de longa duração; por sua vez, atividades sujas eram aquelas realizadas em condições insalubres para o ser humano; já atividades perigosas se referem às militares de alto risco ou aquelas que colocariam seres humanos em situações de grave risco. Nesse contexto, na indústria militar, drones são utilizados para vigilância, espionagem, bombardeamento, entre outras atividades [1].

A popularização dos drones em atividades civis se expande para aplicações que vão além dos 3 D's citados no âmbito militar. O avanço tecnológico e a consequente redução de preços destes dispositivos proporcionou uma maior acessibilidade ao público em geral [2,3]. O acoplamento de câmeras aos drones e a inclusão de *links* de transmissão de imagens em tempo real ampliou o espectro de alternativas para seu uso, variando desde uso recreativo a atividades de inspeção de plantas industriais. O uso de drones para fotografias e filmagem tem crescido tanto no âmbito recreativo quanto no âmbito profissional, na indústria do entretenimento, onde VANTs equipados com câmeras de última geração substituem o uso de helicópteros em filmagens aéreas [4].

Além disso, ao se embarcarem outros dispositivos e sensores nos VANTs permite-se que estes sistemas se tornem extremamente úteis para as mais diversas atividades, além do escopo da geração de imagens aéreas. Por exemplo, no setor agrícola, a dispersão de pesticidas em plantações é uma atividade realizada tradicionalmente com o uso de aeronaves tripuladas de pequeno porte, que têm sido substituídas por drones com dispositivos de pulverização [5,6]. Outro importante exemplo de setor onde drones têm sido cada vez mais empregados é na área de logística, onde drones começam a ser utilizados para realizar entregas de diversos tipos de produtos [7].

Estas aplicações representam apenas alguns poucos exemplos do amplo espectro de utilização de drones. Na maioria dos casos, onde drones tem sido utilizados para substituir as formas tradicionais de se executar determinadas tarefas, existe um denominador comum que motiva o uso dessa tecnologia, o menor custo. Entretanto, além da redução de custo, também é importante ressaltar que em muitos casos o uso de VANTs também proporciona uma maior eficiência na realização dos processos, que depende da atividade desempenhada e do tipo de veículo utilizado.

Das diferentes classificações de VANTs, destacam-se as relacionadas ao método de decolagem (horizontal - HTOL ou vertical - VTOL) e ao tipo de

sustentação (asa fixa ou asa rotativa).

A distinção entre os métodos de decolagem se dá pela necessidade ou não de uma pista para decolagem e pouso da aeronave. Veículos do tipo HTOL necessitam de uma pista, cujo comprimento deve ser tão grande quanto necessário para permitir que o veículo atinja a velocidade mínima para a sustentação aerodinâmica necessária para decolagem. Já no caso dos veículos VTOL, não existe a necessidade de uma pista, visto que sua decolagem e pouso é feita de forma vertical.

Em relação ao tipo de sustentação, tem-se que veículos de asa fixa possuem dispositivos de sustentação (asas) estáticos. A sustentação é gerada pelo fluxo de ar imposto sobre as asas quando o veículo se movimenta. Seu controle é feito pela atuação nas chamadas superfícies de comando, que são superfícies aerodinâmicas integradas ao veículo que ao se moverem acarretam em mudanças nas forças aerodinâmicas aplicadas ao veículo e consequentemente possibilitam o controle dos movimentos realizados pelo mesmo. Exemplos dessas superfícies de controle são os ailerons e o leme, responsáveis por gerar momentos de rotação de rolagem e arfagem no veículo.

Por outro lado, veículos de asa rotativa possuem seus dispositivos de sustentação (hélices) acoplados a motores que as rotacionam durante o voo. A força de sustentação destes veículos é gerada pelo fluxo de ar que passa pelas hélices, que possuem um perfil aerodinâmico como as asas, em decorrência do movimento de rotação feito pelos motores.

A Figura 1.1 exemplifica modelos comerciais de VANTs de asa fixa e de asa rotativa, ambos utilizados em larga escala.



1.1(a): Predator MQ-1 da General Atomics [8]



1.1(b): Mavic 2 da DJI [9]

Figura 1.1: Exemplos de VANTs: (a) asa fixa (b) asa rotativa

O tipo de sustentação proferida ao veículo está intrinsecamente relacionada ao seu método de decolagem. Veículos de asa fixa em sua maioria possuem decolagem horizontal (HTOL), devido à necessidade de que haja um fluxo de ar na asa para que a mesma possa gerar sustentação. Por outro lado, veícu-

los de asas rotativas não necessitam de velocidade horizontal para decolagem, possibilitando sua decolagem vertical (VTOL) instantânea com o acionamento dos motores.

É importante ressaltar que essas duas configurações apresentam características consideravelmente distintas do ponto de vista de consumo energético, dado que veículos de asas rotativas precisam gerar ativamente as suas forças de sustentação enquanto veículos de asa fixa geram a sustentação de forma passiva, sendo necessário apenas uma força propulsiva que proporcione o deslocamento horizontal. Conseqüentemente, veículos de asa fixa são mais energeticamente eficientes, conseguindo efetuar tarefas de maior duração e percorrer trajetos maiores que os de asa rotativa. Em contrapartida, destaca-se que veículos VTOL não necessitam de pista para pouso e decolagem, o que representa uma importante vantagem operacional e aumenta sua viabilidade de uso.

Dessa forma, percebe-se que a seleção do veículo ideal para determinada aplicação está diretamente relacionada ao objetivo a ser alcançado com o voo, sendo necessário a realização de um *trade-off* entre consumo energético e características da decolagem. Nesse contexto, surgem os veículos híbridos, que possuem características de aeronaves de asa fixa e rotativa simultaneamente. Esse tipo de aeronave permite decolagem vertical, por meio do uso de suas asas rotativas, e também longos tempos de voo a fim de se percorrer longas distâncias, por meio do uso de sua asa fixa.

A Figura 1.2 exemplifica um veículo híbrido utilizado na indústria agrícola para monitoramento de plantações.



Figura 1.2: VANT Nauru 500C da Xrobots [10]

Focando especificamente em veículos de asas rotativas, também chamados de multicópteros, nota-se que seu uso cresceu significativamente na última década, com o lançamento de diversos drones comerciais. Esse tipo de veículo possui diversas configurações possíveis, de acordo com a quantidade de rotores utilizados. Os mais tradicionais são os quadricópteros, com 4 motores, e os hexacópteros, com 6 motores. A seleção de qual configuração deve ser utilizada depende da aplicação, estando intimamente associada à quantidade de massa

a ser carregada pelo veículo. Todas as diferentes configurações, características e aplicabilidades tornam os veículos multicópteros extremamente populares, atraindo interesse tanto de setores civis e militares quanto de trabalhos acadêmicos voltados para pesquisa e desenvolvimento.

1.3

Motivação

O aumento do espectro de aplicações para VANTs, especialmente multicópteros, inclui diversas funcionalidades que fazem uso desses veículos em ambientes críticos e/ou compartilhados com seres humanos. Dessa forma, visando reduzir riscos a infraestruturas locais dos ambientes de operação e aos seres humanos neles presentes, torna-se necessário aumentar a robustez de tais sistemas.

Por outro lado, o avanço das tecnologias de microcontroladores e sensores, incluindo a miniaturização de processadores cada vez mais rápidos, torna possível o aumento da capacidade de processamento computacional dos sistemas embarcados nestes veículos. Este advento possibilita a criação de veículos cada vez mais ágeis e versáteis, aumentando ainda mais a gama de aplicações possíveis.

A necessidade de inclusão de novas funcionalidades nestes veículos e do desenvolvimento de veículos capazes de combinar requisitos de robustez e agilidade demanda constantes avanços na proposta de novos algoritmos de controle. Dessa forma, observa-se uma tendência de aumento gradual na complexidade dos sistemas, implicando na necessidade de etapas mais elaboradas de testes e validação.

Em particular, no que tange à implementação de novos algoritmos de controle, é necessário que seja feita anteriormente uma modelagem adequada do sistema, de modo a possibilitar que a mesma represente de forma precisa a dinâmica e o funcionamento do sistema, incluindo todos os efeitos que podem ser causados ao veículo durante o voo. Além do equacionamento completo da dinâmica que rege o sistema, é necessária que seja feita a determinação de parâmetros do sistema e que os mesmos representem da forma mais fidedigna possível a realidade do veículo.

Por sua vez, veículos aéreos apresentam grandes dificuldades ao se atingir as etapas de testes e validação do sistema, dado que após a decolagem o veículo não possui nenhum ponto de apoio com o ambiente, estando sujeito apenas à força da gravidade e a sua força propulsora. Dessa forma, no caso de dificuldades de controle e/ou problemas de estabilidade, que impliquem na interrupção do funcionamento do sistema motopropulsor, o veículo entrará

em queda livre até atingir o solo. Essa queda pode causar danos severos ao veículo, ou mesmo a pessoas ou objetos que estejam presentes no ambiente de teste. Vale ressaltar que essa não é uma dificuldade exclusiva no processo de desenvolvimento de novos algoritmos de controle. O ajuste dos ganhos de controladores comerciais já existentes faz parte do processo de montagem de drones e também apresenta tais dificuldades.

Dessa forma, considerou-se oportuno o desenvolvimento de uma plataforma que permita o teste de veículos multicópteros em um ambiente controlado, para a verificação da operacionalidade do sistema antes de um primeiro voo livre. Para garantir sua utilidade, a plataforma deve permitir a movimentação do multicóptero em, ao menos, seus 3 graus de liberdade angulares. De uma forma mais elaborada, instrumentando esta plataforma, por meio da adição de sensores, é possível transformá-la em um sistema mais completo, possibilitando o desenvolvimento de um simulador de voo e interfaces virtuais.

1.4

Revisão Bibliográfica

1.4.1

Modelagem Dinâmica

O processo de modelagem dinâmica de um veículo quadricóptero não tripulado é amplamente discutido na literatura, com trabalhos datando desde o início dos anos 2000, apresentando a modelagem de um veículo quadricóptero na configuração ‘+’ e o controle de estabilidade a partir das funções de Lyapunov [11], além do desenvolvimento do veículo protótipo *X4-Flyer* [12], um dos primeiros quadricópteros a serem desenvolvidos e utilizados no meio acadêmico. Por sua vez, em 2010, uma evolução destes estudos iniciais é apresentada em [13], onde uma segunda versão do *X4-Flyer* é desenvolvida e um maior detalhamento da dinâmica do veículo é explicitado.

Mais recentemente, em 2017, foi publicada uma revisão prática e sistêmica de todos os componentes de um quadricóptero, detalhando seus subsistemas e respectivos funcionamentos [14]. O autor também apresenta de forma didática e detalhada o modelo dinâmico de um veículo quadricóptero, bem como a generalização da arquitetura da modelagem de quadricópteros para veículos multicópteros, conforme mostrado na Figura 1.3.

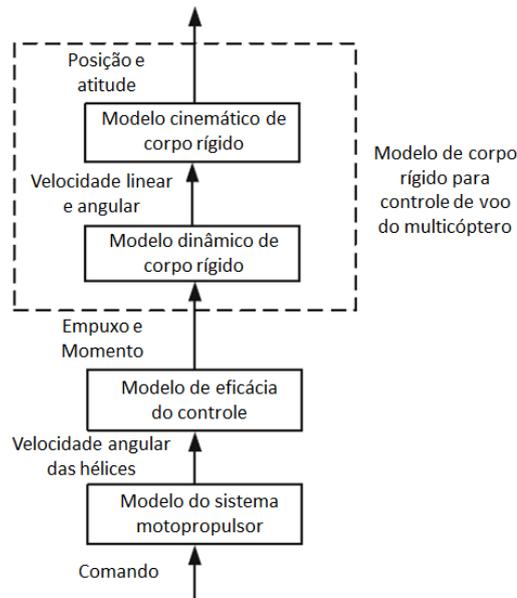


Figura 1.3: Arquitetura da modelagem de um veículo multicóptero proposta por *Quan Quan* [14], traduzido

Em 2018, foi publicada uma revisão detalhada dos principais trabalhos na área de quadricópteros detalhando o conceito de sistemas sub-atuados, avaliando a incerteza dos diferentes modelos desenvolvidos e o tratamento dos casos de falha de atuadores durante o voo [15].

Especificamente, [16, 17] apresentam modelos de quadricópteros na configuração ‘+’ utilizando a técnica de grafos de ligação. Por um lado, [16] apresenta uma modelagem simplista das forças e momentos gerados no veículo e faz uso de notação muitas vezes confusa na construção do grafo de ligação, além de realizar simulações com parâmetros não realistas do sistema. Já [17] apresenta uma modelagem mais completa do sistema motopropulsor, porém esta modelagem é feita para motores de corrente contínua, quando na realidade os motores mais utilizados em veículos aéreos são de corrente alternada, além de fazer simplificações na dinâmica de Newton-Euler que rege o comportamento do sistema. Dessa forma, nesta dissertação, será proposto um modelo aprimorado para a dinâmica de quadricópteros, baseado em grafos de ligação, visando superar as limitações observadas nestes outros modelos apresentados na literatura.

1.4.2 Tecnologias de drones

Além de tratar da modelagem dinâmica do sistema, [14] apresenta também todos os principais componentes mecânicos e eletrônicos que compõem o sistema de multicópteros, especificando suas funções e detalhando seu funcio-

namento. Já [18] detalha especificamente o sistema motopropulsor, propondo uma metodologia para dimensionamento e seleção dos componentes do sistema (hélice, motor, controlador de velocidade e bateria) de um veículo multicóptero, em função dos requisitos de projeto.

Por sua vez, os trabalhos [19, 20] detalham o funcionamento do protocolo de comunicação *MAVLINK*, utilizado para transmissão de dados entre sistemas robóticos não tripulados e suas estações de controle. Ambos os trabalhos apresentam uma visão sistêmica e detalhada sobre os componentes do protocolo, seu funcionamento e suas características de segurança.

1.4.3 Identificação de Parâmetros

A modelagem dinâmica se utiliza do conhecimento de diferentes parâmetros inerciais e dinâmicos do veículo. Conseqüentemente, a adequada determinação destes é parte essencial para o sucesso da modelagem. Mais especificamente, no presente trabalho, fez-se necessária a determinação de dados inerciais de massa e momento de inércia do veículo, além das constantes de empuxo e momento do sistema motopropulsor, detalhadas na Seção 2.3.2.

Em [14] o autor propõe um método experimental para medição do momento de inércia de drones, por meio do equacionamento de um pêndulo bifilar e da medição do respectivo período de oscilação. Neste mesmo livro, também é proposto um aparato de medição de momento e de empuxo, mostrado na Figura 1.4, visando à determinação dos coeficientes do sistema motopropulsor.

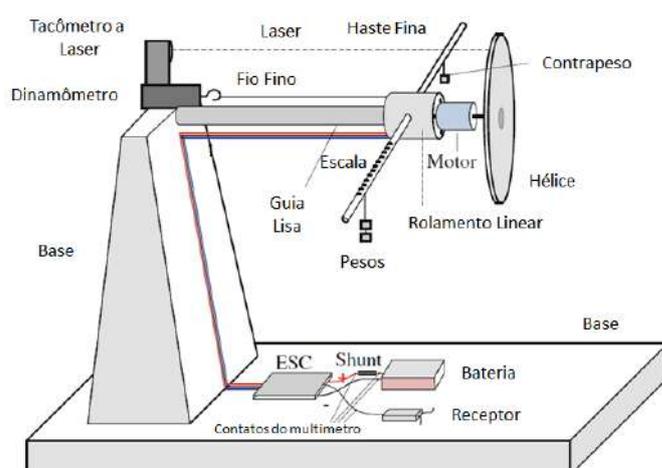


Figura 1.4: Bancada de avaliação de sistema motopropulsor proposto por *Quan Quan* [14], traduzido

Em [21], a determinação do momento de inércia é feita a partir do mesmo princípio do pêndulo, utilizado em [14], porém é empregado um sistema de câmeras para medição dos períodos de oscilação.

Por sua vez, em [22] é apresentada a montagem de um aparato para medição de empuxo e momento, por meio de uma balança comercial e de estruturas metálicas que formam um braço de alavanca.

Existem ainda na indústria diversos aparatos comerciais que realizam a medição de empuxo e momento, por meio de diversos métodos e, consequentemente, com diferentes precisões e faixas de medição. A plataforma da *Turnigy* [23], mostrada na Figura 1.5, é muito utilizada por hobistas para realização de medições de forças de empuxo de até 5 kgf (1 kgf equivale a 9,81 N no SI), com resolução de 10 gf, além de também efetuar concomitantemente medições de corrente e tensão consumidas pelo motor.



Figura 1.5: Aparato comercial de medição de empuxo da *Turnigy* [23]

Outra fabricante de bancadas de medição de empuxo é a *RCbenchmark* [24], que comercializa aparatos destinados ao monitoramento do empuxo e do torque gerado pelo conjunto motor-hélice, além das medições de corrente e tensão demandadas pelo motor. As plataformas da *RCbenchmark* apresentam interface direta com o computador que permitem a visualização em tempo real dos dados adquiridos. A Figura 1.6 mostra o modelo *Series 1580/1585 Thrust Stand*, que possui capacidade de medição de até 5 kgf de empuxo, torque máximo de 1,5 N.m, e potência máxima de 2,75 kW.



Figura 1.6: Bancada de avaliação de sistema motopropulsor da *RCbenchmark* [24]

1.4.4 Plataformas de Teste

Com a proposta de desenvolvimento da plataforma instrumentada como objetivo desta dissertação, foi feito um levantamento de eventuais dispositivos com características similares já existentes. A pesquisa efetuada identificou na literatura e na indústria algumas plataformas que são utilizadas para testes preliminares, durante o processo de desenvolvimento e montagem de multicópteros.

Em trabalho publicado em 2020 [25], é descrito um procedimento experimental para montagem de um quadricóptero e é feita a sugestão da realização de testes do veículo em uma plataforma estática de fixação do veículo, que não permite a livre movimentação do veículo pelo espaço, antes de ser realizado o primeiro voo livre.

Por sua vez, em trabalho de 2017 o autor apresenta a implementação de uma plataforma a partir de uma junta esférica e um rolamento linear, que permite a movimentação em 4 graus de liberdade (3 de rotação e 1 de translação), para fins de testes de algoritmos de controle [22].

Foram também encontradas duas plataformas comerciais que se propõem a avaliar o desempenho de veículos multicópteros. A primeira [26], faz o monitoramento de energia consumida pelo veículo e da força gerada pelo sistema motopropulsor, utilizando células de carga. Com base nestas medidas, a bancada avalia a eficiência do veículo, indicando possíveis falhas nos motores. As principais características desta plataforma são descritas em [27], onde é

apresentada a metodologia adotada no projeto da plataforma, bem como o detalhamento de seu funcionamento. Apesar de realizar medições relevantes sobre o multicóptero, como o empuxo e o momento gerados pelo sistema motopropulsor, a plataforma mantém o veículo estático, não permitindo nenhuma movimentação em torno dos graus de liberdade.

Por sua vez, [28] apresenta uma estrutura de *gimbal* que permite a movimentação do veículo em torno dos três graus de liberdade angulares e é chamada de *First Flight Tester Gyroscope*. A plataforma também apresenta *encoders* nos eixos de rotação, além de motores que podem simular perturbações ao veículo, e se comunica diretamente com um computador para transmissão dos dados adquiridos. Esta plataforma é usada para verificação de falhas no sistema motopropulsor e para visualização da atitude do veículo [29–31].

A plataforma projetada na presente dissertação faz a junção de características das plataformas apresentadas anteriormente. Ela foi projetada para permitir uma avaliação do veículo antes da realização de testes de voo, como proposto em [25], permitindo a visualização da atitude do veículo durante os testes, como em [22] e [28]. A plataforma também faz a aquisição da força gerada pelo veículo, como em [27] e da atitude a partir do uso de *encoders*, como em [28].

1.5

Estrutura da Dissertação

O presente trabalho consiste de 5 capítulos, divididos em Introdução, Metodologia, Desenvolvimento da Plataforma, Resultados e Discussões, e Conclusão e Trabalhos Futuros, além de 3 apêndices complementando o conteúdo da dissertação.

O Capítulo 2, **Metodologia**, apresenta conceitos básicos necessários para o entendimento do funcionamento de veículos quadricópteros, seguido da descrição da modelagem dinâmica do veículo utilizando o método de grafos de ligação. Também são detalhados os diferentes sistemas presentes em um drone, além dos métodos utilizados para identificação de parâmetros relevantes ao modelo.

O Capítulo 3, **Desenvolvimento da Plataforma**, aborda o desenvolvimento da plataforma de testes, desde a seleção dos sensores e microcontroladores a serem utilizados até a modelagem e fabricação das peças do *gimbal* projetado. Também apresenta o ambiente virtual para visualização de dados, desenvolvido no *Matlab/Simulink*.

O Capítulo 4, **Resultados e Discussões**, apresenta os resultados obtidos na identificação de parâmetros do veículo avaliado, além de apresentar

o funcionamento da plataforma e os principais resultados obtidos nos testes realizados.

O Capítulo 5, **Conclusão e Trabalhos Futuros**, destaca os resultados e objetivos alcançados, além de trabalhos futuros que podem ser desenvolvidos a partir dos resultados aqui alcançados.

Além dos capítulos que compõem o cerne desta dissertação, também foram adicionadas informações complementares em 3 apêndices, cujos conteúdos são descritos a seguir.

O Apêndice A, **Equacionamento Completo dos Grafos de Ligação**, apresenta o equacionamento completo dos grafos de ligação, fazendo a análise de todas as junções e elementos do grafo desenvolvido.

O Apêndice B, **Ângulos de Euler**, apresenta o processo de obtenção das matrizes de transformação e rotação entre os referenciais local e global, descritas em função dos ângulos de atitude do veículo (ângulos de Euler).

O Apêndice C, **Dados da Calibração da Célula de Carga**, descreve o processo de calibração das células de carga utilizadas na plataforma e apresenta os valores utilizados na regressão linear para obter a curva de calibração das mesmas.

2 Metodologia

O presente capítulo aborda conceitos básicos referentes a veículos quadricópteros, apresentando toda a modelagem dinâmica do sistema. Além disso, apresentam-se as principais características do quadricóptero utilizado no projeto, detalhando seus subsistemas e fazendo uma identificação de parâmetros.

2.1 Conceitos Básicos

2.1.1 Numeração dos Motores

A nomenclatura utilizada ao longo da dissertação para os motores do quadricóptero é apresentada na Tabela 2.1 e indicada na Figura 2.1. Também são apresentados os sentidos de rotação de cada motor, que podem assumir rotações nos sentidos horário (*clockwise*, CW) ou anti-horário (*conterclockwise*, CCW).

Tabela 2.1: Nomenclatura dos Motores

Motor	Frontal Direito	Traseiro Direito	Traseiro Esquerdo	Frontal Esquerdo
Numeração	1	2	3	4
Variável	ω_1	ω_2	ω_3	ω_4
Sentido de Rotação	CCW	CW	CCW	CW

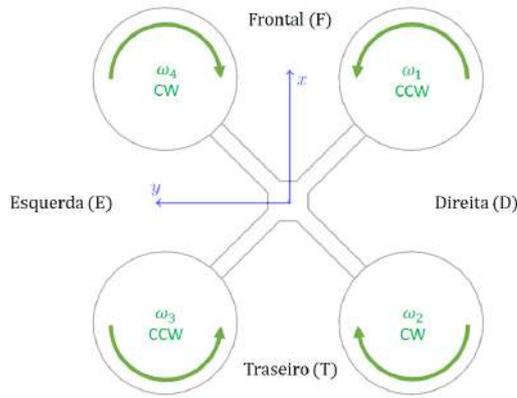


Figura 2.1: Numeração dos motores e sentidos de rotação

2.1.2 Sistema de Coordenadas

Para a descrição do modelo, são utilizados dois sistemas de coordenadas. O primeiro funciona como um referencial inercial global fixo à superfície da Terra, chamado de EFCF (Earth-Fixed Coordinate Frame) [32, 33]. Como o trabalho foca em um veículo que cobre distâncias pequenas, comparadas ao raio da Terra, a curvatura do planeta pode ser desprezada, assumindo então superfície plana [14]. A origem desse referencial é escolhida arbitrariamente de acordo com a necessidade. Por sua vez, o segundo sistema adotado é um referencial local solidário ao veículo, chamado de ABCF (Aircraft-Body Coordinate Frame), cuja origem é posicionada no centro de gravidade do veículo. A notação do referencial local é dada pelas letras x , y e z minúsculas, enquanto o referencial global é representado pelas letras X , Y e Z maiúsculas, conforme indicado na Figura 2.2.

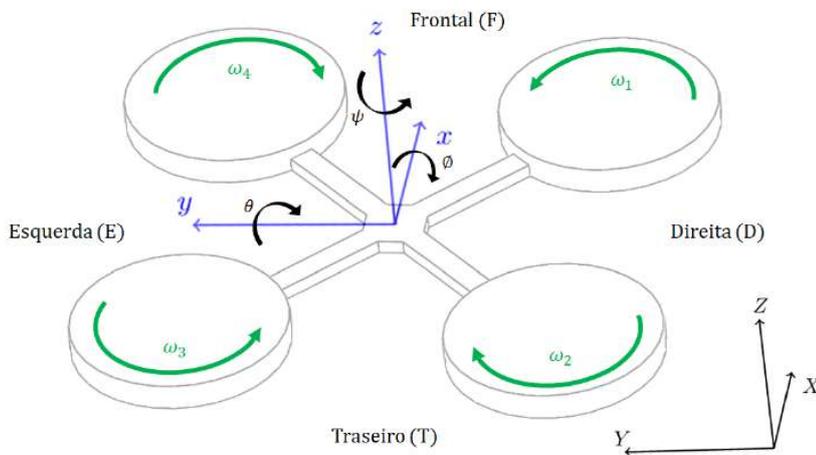


Figura 2.2: Sistemas de coordenadas adotados

Uma notação análoga é utilizada para denotar as variáveis associadas a cada um desses sistemas. Por exemplo, v_x representa a velocidade ao longo do eixo x local enquanto V_X representa a velocidade ao longo do eixo X global.

2.1.2.1

Ângulos de Euler

Adicionalmente, também é necessário estabelecer uma referência para determinação da atitude do veículo. Para tal, convencionalmente utilizam-se os ângulos de Euler, que permitem descrever a orientação de corpos rígidos no espaço, a partir de rotações consecutivas [34, 35]. As Figuras 2.3 e 2.4 apresentam os ângulos de Euler, associados aos sistemas de coordenadas local e global. Os ângulos utilizados são chamados de *roll*, *pitch* e *yaw*, indicados pelas letras gregas ϕ , θ e ψ respectivamente.

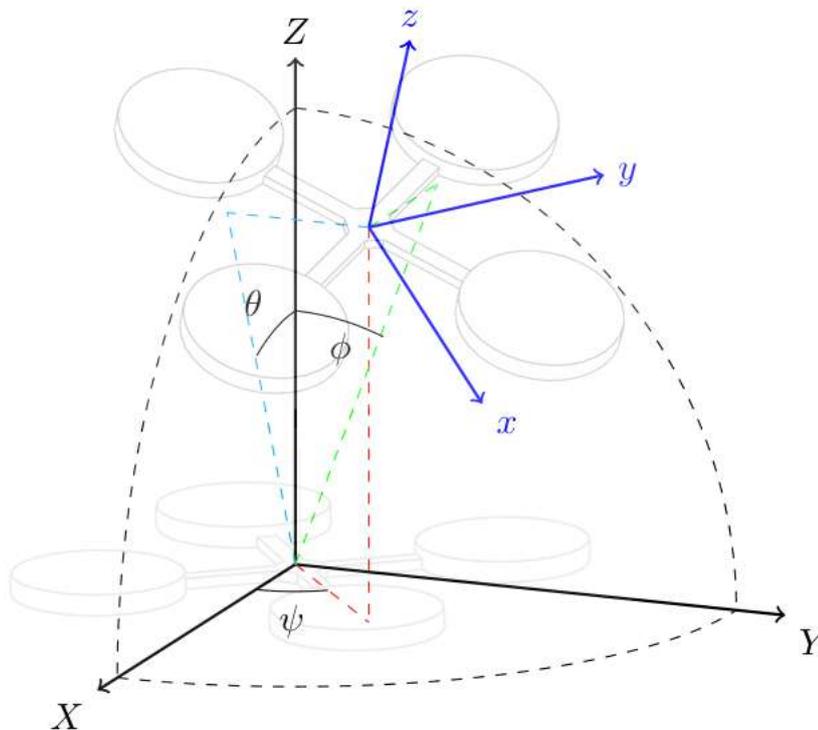


Figura 2.3: Ângulos de Euler

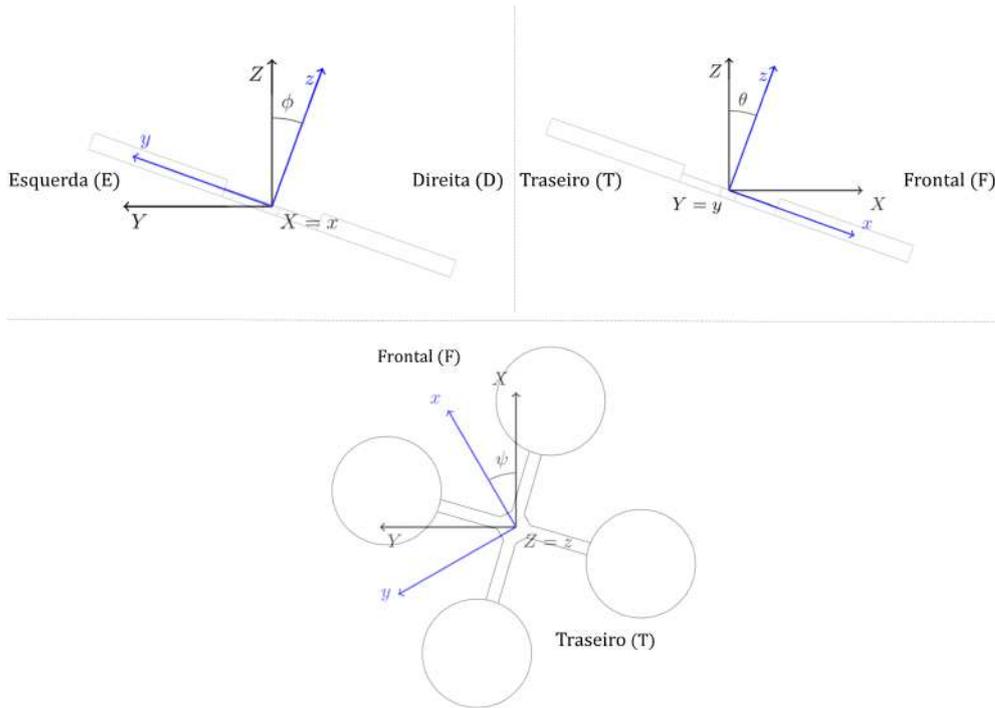


Figura 2.4: Ângulos de *roll*, *pitch* e *yaw*, respectivamente, visualizados individualmente

A transformação de vetores do referencial global para o referencial local é efetuada por meio da Equação (2-1).

$$[\mathbf{q}]_{x,y,z} = \mathbf{R}_{GL} \cdot [\mathbf{q}]_{X,Y,Z} \quad (2-1)$$

onde \mathbf{q} representa qualquer vetor dado no sistema de referência local ou global e \mathbf{R}_{GL} a matriz de rotação apresentada na Equação (2-2), cuja obtenção é mostrada no Apêndice B, juntamente do seu equacionamento.

$$\mathbf{R}_{GL} = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2-2)$$

onde c e s representam as funções cosseno e seno, respectivamente, expressas de forma compacta por conveniência.

Por outro lado, para a transformação contrária, ou seja, do referencial local para o referencial global, tem-se:

$$[\mathbf{q}]_{X,Y,Z} = \mathbf{R}_{LG} \cdot [\mathbf{q}]_{x,y,z} \quad (2-3)$$

onde a matriz \mathbf{R}_{LG} é apresentada na Equação (2-4), sendo que $\mathbf{R}_{LG} = \mathbf{R}_{GL}^{-1}$.

$$\mathbf{R}_{\mathbf{LG}} = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2-4)$$

2.1.3

Princípios de Funcionamento

2.1.3.1

Atuadores

Conforme mostrado na Figura 2.5, veículos aéreos de asa rotativa têm como sistema de atuação motores associados a hélices, responsáveis por gerar a força propulsiva, chamada de força de empuxo. Além dessa força, o torque de reação, causado pela rotação do conjunto rotor-hélice, também exerce influência na atuação do veículo.

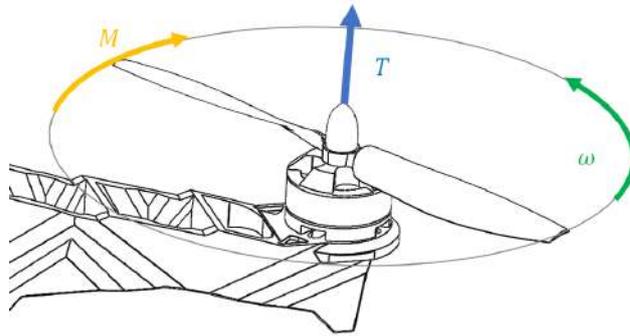


Figura 2.5: Força de empuxo (T) e torque resultante (M) da rotação do conjunto rotor-hélice

A modelagem da relação entre o empuxo (T), torque (M) e velocidade angular da hélice (ω) é feita com base na Teoria de Elementos da Hélice (*Blade Element Theory*) [36] a qual estabelece que:

$$T = \rho c_t D^4 \omega^2 \quad (2-5)$$

$$M = \rho c_m D^5 \omega^2 \quad (2-6)$$

onde ρ é a densidade do ar, c_t e c_m são coeficientes adimensionais de empuxo e torque, respectivamente, que levam em consideração as características aerodinâmicas da hélice e D é o diâmetro da hélice.

Entretanto, essas equações são normalmente definidas em termos dos parâmetros C_T e C_M globais, que deixam as equações de empuxo e momento

apenas em função da velocidade angular da hélice, como mostrado nas Equações (2-7) e (2-8). Um método empírico para determinação dos parâmetros C_T e C_M é descrito na Seção 2.3.2.2.

$$T = C_T \cdot \omega^2 \quad (2-7)$$

$$M = C_M \cdot \omega^2 \quad (2-8)$$

Em suma, observa-se que as forças e momentos atuantes no veículo são dependentes do quadrado da velocidade angular dos conjuntos rotor-hélice presentes no sistema.

2.1.3.2 Dinâmica

Sabendo-se como as forças e momentos são gerados individualmente em cada conjunto motor-hélice, pode-se analisar a interação destes elementos de atuação, de modo a se poder avaliar como a combinação deles resulta na dinâmica de movimentação do veículo.

O movimento de um quadricóptero possui 6 graus de liberdade (3 de rotação e 3 de deslocamento). Ressalta-se ainda que estes dispositivos são sub-atuados, visto que possuem apenas 4 atuadores. Conseqüentemente, possuem movimentação acoplada em seus graus de liberdade [15, 37], fazendo com que movimentos de translação estejam acoplados a movimentos de rotação. A atuação combinada dos conjuntos motor-hélice presentes no sistema gera uma força resultante (empuxo) e 3 momentos atuantes: rolagem, guinada e arfagem, referentes a atuação nos ângulos de *roll*, *pitch* e *yaw* respectivamente.

Em condição de equilíbrio, com o veículo parado no ar, todas as hélices giram com uma mesma velocidade angular, fazendo com que a força de empuxo gerada seja igual ao peso do veículo. Além disso, com todas as forças iguais, não existe desbalanceamento em torno do centro de gravidade do veículo e, conseqüentemente, nenhum momento é gerado. Ademais, devido a todas as rotações estarem iguais, o momento resultante provocado pela rotação da hélice é nulo. Por outro lado, o aumento e decréscimo das velocidades individuais de rotação de cada conjunto motor-hélice (atuador) provoca alterações nessas condições, gerando forças e momentos no veículo, que o retiram da situação de equilíbrio.

A única força aplicada no sistema é o empuxo resultante de todas as hélices, sendo aplicada ao longo do eixo z local do veículo. Por sua vez, aumentando a velocidade de todas as hélices por igual, faz-se com que a força de empuxo resultante aumente, levando a um aumento da altitude. Ao contrário,

diminuindo a velocidade de todas as hélices por igual, o empuxo resultante diminui, acarretando em um decréscimo de altitude.

Devido ao acoplamento dos movimentos, a análise da translação é feita a partir da atuação nos momentos de rolagem (ϕ) e guinada (θ) [38,39]. A seguir são apresentados os movimentos do veículo considerando atuações isoladas e assumindo que o referencial local e global são coincidentes e alinhados no início do movimento.

O momento de rolagem (ϕ) é gerado por meio de uma atuação diferenciada entre o par de motores do lado direito (1 e 2) e o par de motores do lado esquerdo (3 e 4). Aumentando-se a velocidade de rotação dos motores 3 e 4 enquanto diminui-se a velocidade dos motores 1 e 2, faz-se com que as forças não estejam mais em equilíbrio e, conseqüentemente, gera-se um momento em torno do eixo x , fazendo com que o veículo se incline para a direita (ângulo de rolagem ϕ positivo), provocando um deslocamento negativo no eixo Y . Por outro lado, ao se inverter a atuação, isto é, aumentando a velocidade de rotação de 1 e 2 e diminuindo a de 3 e 4, produz-se um efeito contrário ao anteriormente descrito, fazendo com que o veículo se incline para a esquerda (ângulo de rolagem ϕ negativo), provocando um deslocamento positivo no eixo Y .

O momento de guinada (θ) tem grande semelhança com o momento de rolagem, porém a atuação diferencial é feita entre o par de motores dianteiros (1 e 4) e o de traseiros (2 e 3). O aumento da velocidade dos motores 2 e 3 em conjunto com a diminuição da velocidade dos motores 1 e 4 gera um momento em torno do eixo y , inclinando o veículo para frente (ângulo de guinada (θ) positivo), provocando deslocamento positivo ao longo do eixo X . Por outro lado, ao se inverter esta metodologia de atuação, isto é, aumentando as velocidades de rotação de 1 e 4 e diminuindo as de 2 e 3, faz-se com que o veículo incline para trás (ângulo de guinada (θ) negativo), provocando deslocamento negativo ao longo do eixo X .

Por sua vez, o momento de arfagem (ψ) é produzido por meio de uma atuação diferencial entre os pares de motores diametralmente opostos do veículo, ou seja, entre o par composto pelos motores 1 e 3 e aquele composto por 2 e 4. O aumento da velocidade dos motores 1 e 3, que giram no sentido anti-horário, associado à diminuição da velocidade dos motores 2 e 4, que giram no sentido horário, faz com que seja gerado um torque resultante no sentido horário, acarretando em um movimento de rotação do veículo em torno do eixo z , no sentido horário (ângulo de arfagem (ψ) negativo). Por outro lado, a inversão desta lógica de atuação, isto é, aumentando a velocidade de 2 e 4 enquanto diminui-se a de 1 e 3, faz-se com que seja produzido um torque

resultante no sentido anti-horário, fazendo com que o veículo gire em torno do eixo z , no sentido anti-horário (ângulo de arfagem (ψ) positivo).

Dos 6 graus de liberdade, apenas o deslocamento ao longo do eixo Z e a rotação em torno do eixo z são desacoplados. Por outro lado, destaca-se que a movimentação ao longo do eixo X é acoplada com a rotação ao redor do eixo y , enquanto a movimentação ao longo do eixo Y é acoplada com a rotação ao redor do eixo x .

A Tabela 2.2 apresenta um resumo de como atuar sobre os motores a fim de produzir os movimentos resultantes aqui descritos. O sinal $+$ indica aumento da velocidade de rotação, enquanto que o sinal $-$ indica decréscimo.

Tabela 2.2: Atuação dos motores para configuração X

Atuação	Direção do Movimento	Frontal Direito	Traseiro Direito	Traseiro Esquerdo	Frontal Esquerdo
Acréscimo de Altitude (Z)	Cima	+	+	+	+
Decréscimo de Altitude (Z)	Baixo	-	-	-	-
<i>Roll</i> (ϕ) Positivo	Direita (Y Negativo)	-	-	+	+
<i>Roll</i> (ϕ) Negativo	Esquerda (Y Positivo)	+	+	-	-
<i>Pitch</i> (θ) Positivo	Frontal (X Positivo)	-	+	+	-
<i>Pitch</i> (θ) Negativo	Traseiro (X Negativo)	+	-	-	+
<i>Yaw</i> (ψ) Positivo	Anti-Horário	+	-	+	-
<i>Yaw</i> (ψ) Negativo	Horário	-	+	-	+

2.2

Modelagem do Sistema

Nessa seção, apresenta-se a modelagem matemática do veículo, baseada no método de grafos de ligação, proposto por [40] e discutido por [41–44]. O equacionamento completo e detalhado dos grafos de ligação apresentados ao

longo desta seção é explicitado no Apêndice A, sendo aqui mostradas apenas as equações principais obtidas.

O método de grafos de ligação é uma técnica de modelagem que permite a representação de sistemas físicos de natureza distinta (elétricos, mecânicos, hidráulicos, entre outros), a partir de uma representação gráfica onde se observa o fluxo de potência do sistema e a causalidade do mesmo. Conhecendo-se a relação entre a representação gráfica dos elementos e suas respectivas equações, pode-se obter o modelo matemático do sistema.

A representação gráfica é feita por meio de nove elementos conhecidos: fonte de esforço, fonte de fluxo, resistores, capacitores, inércias, transformadores, giradores, junções tipo ‘0’ (esforço comum) e junções tipo ‘1’ (fluxo comum). De forma geral, são utilizadas quatro variáveis: esforço (e), fluxo (f), quantidade de movimento (p) e deslocamento (q). O sentido físico de cada variável depende do tipo de sistema tratado. Um resumo sobre a técnica de grafos de ligação é apresentado no Apêndice A.

No processo de modelagem aqui realizado, foram feitas algumas simplificações, que não comprometem significativamente o resultado final. São elas:

- A estrutura do veículo é simétrica e rígida, implicando em uma matriz de inércia diagonal invariante no tempo;
- O centro de massa e o centro geométrico do veículo são coincidentes;
- O efeito de solo (interação aerodinâmica do veículo com o solo, quando em baixas altitudes) é desprezado [39];
- Os discos de rotação de todas as hélices são coplanares e paralelos ao plano $x - y$ do veículo, além de possuírem centros igualmente espaçados do centro geométrico do veículo;
- As forças geradas pelo sistema motopropulsor são sempre perpendiculares ao plano $x - y$ do veículo e são apresentadas no referencial local;
- O efeito giroscópico é desprezado na variação da velocidade da rotação dos motores por ser de magnitude desprezível comparado ao momento gerado pela hélice [45].

2.2.1

Nomenclatura

Antes de tratar do equacionamento da dinâmica e cinemática do veículo, é necessário estabelecer uma nomenclatura adequada para tratamento das variáveis nos dois referenciais utilizados na modelagem do sistema.

2.2.1.1**Forças e Momentos**

Seja $\mathbf{F} \in \mathbb{R}^3$ o vetor de forças atuantes no sistema, composto pelas forças em cada um dos eixos do sistema de coordenadas local, conforme dado por:

$$\mathbf{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T \quad (2-9)$$

Seja $\mathbf{M} \in \mathbb{R}^3$ o vetor de momentos atuantes no sistema, composto pelos momentos aplicados em cada um dos eixos do sistema de coordenadas local, de acordo com:

$$\mathbf{M} = [M_x \ M_y \ M_z]^T \quad (2-10)$$

2.2.1.2**Referencial Local**

Seja $\mathbf{v} \in \mathbb{R}^3$ o vetor velocidade linear no referencial local, composto pelas componentes da velocidade em cada um dos eixos do sistema de coordenadas local, definido como:

$$\mathbf{v} = [v_x \ v_y \ v_z]^T \quad (2-11)$$

Seja $\dot{\mathbf{v}} \in \mathbb{R}^3$ o vetor de taxas de variação da velocidade linear no referencial local, composto pelas taxas de variação em cada um dos eixos do sistema de coordenadas local, definido por:

$$\dot{\mathbf{v}} = [\dot{v}_x \ \dot{v}_y \ \dot{v}_z]^T \quad (2-12)$$

Seja $\boldsymbol{\Omega} \in \mathbb{R}^3$ o vetor velocidade angular no referencial local, composto pelas velocidades de rotação em torno dos eixos do sistema de coordenadas local, conforme expresso por:

$$\boldsymbol{\Omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T \quad (2-13)$$

Seja $\dot{\boldsymbol{\Omega}} \in \mathbb{R}^3$ o vetor aceleração angular no referencial local, composto pelas acelerações angulares em torno dos eixos do sistema de coordenadas local, dado por:

$$\dot{\boldsymbol{\Omega}} = [\dot{\omega}_x \ \dot{\omega}_y \ \dot{\omega}_z]^T \quad (2-14)$$

2.2.1.3 Referencial Global

Seja $\mathbf{P} \in \mathbb{R}^3$ o vetor posição linear no referencial global, composto pelas componentes de posicionamento em cada um dos eixos do sistema de coordenadas global, definido como:

$$\mathbf{P} = [X \ Y \ Z]^T \quad (2-15)$$

Seja $\mathbf{V} \in \mathbb{R}^3$ o vetor velocidade linear no referencial global, composto pela velocidade linear em cada um dos eixos do sistema de coordenadas global, expresso por:

$$\mathbf{V} = [V_X \ V_Y \ V_Z]^T \quad (2-16)$$

2.2.1.4 Ângulos de Euler

Seja $\Theta \in \mathbb{R}^3$ o vetor posicionamento angular, composto pela atitude do veículo, descrita em função dos ângulos de Euler, expresso por meio de:

$$\Theta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \quad (2-17)$$

Seja $\dot{\Theta} \in \mathbb{R}^3$ o vetor de taxa de variação da atitude do veículo em função do tempo, descrita em função da taxa de variação dos ângulos de Euler, conforme mostrado em:

$$\dot{\Theta} = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T \quad (2-18)$$

2.2.2 Dinâmica

A dinâmica de um corpo rígido, sujeito a um vetor de forças $\mathbf{F} \in \mathbb{R}^3$ e um vetor de momentos $\mathbf{M} \in \mathbb{R}^3$, é descrita de acordo com as equações de Newton Euler [35], conforme apresentado na Equação (2-19).

$$\begin{cases} m(\Omega \times \mathbf{v} + \dot{\mathbf{v}}) = \mathbf{F} \\ \mathbf{J} \cdot \dot{\Omega} + \Omega \times (\mathbf{J} \cdot \Omega) = \mathbf{M} \end{cases} \quad (2-19)$$

onde \times indica o operador de produto vetorial, $m \in \mathbb{R}^1$ é a massa do veículo e $\mathbf{J} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ é a matriz de inércia diagonal do veículo, apresentada na Equação (2-20). Um detalhamento a respeito desses parâmetros inerciais é apresentado na Seção 2.3.2.

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (2-20)$$

No sistema de equações apresentado, a primeira equação descreve a dinâmica de translação do corpo enquanto a segunda descreve a dinâmica de rotação do corpo.

Em termos de grafos de ligação, esse equacionamento é descrito de acordo com a Estrutura de Junção Euleriana - EJS (*Eulerian Junction Structure*) [40], apresentada nas Figuras 2.6 e 2.7.

Na construção da EJS, cada componente dos vetores velocidade (v_x , v_y , v_z , ω_x , ω_y e ω_z) é representado por uma junção ‘1’ de fluxo comum. Os termos de produto vetorial, apresentados na Equação (2-19), são representados como forças e momentos aplicados ao sistema, sendo assim representados por elementos giradores modulados (**MGY**) no grafo de ligação.

Para facilitar o equacionamento, dividiu-se a EJS em duas grandes partes. A primeira delas representa a dinâmica de translação, sendo apresentada na Figura 2.6, enquanto que a segunda representa a dinâmica de rotação, sendo apresentada na Figura 2.7. Em essência, ambas fazem parte do mesmo corpo e compartilham ligações, para transmitir as velocidades de rotação para os giradores modulados. A representação gráfica dessas ligações foi omitida por simplicidade, mas é levada em consideração nos elementos giradores.

A EJS possui como entrada os vetores $\mathbf{F} \in \mathbb{R}^3$ de forças e $\mathbf{M} \in \mathbb{R}^3$ de momentos aplicados no corpo rígido. Na modularização do sistema, essas entradas são descritas como fontes de esforço (**Se**) cuja modelagem detalhada é feita na Seção 2.2.3. A integração de todos os módulos do grafo de ligação é mostrada na Seção 2.2.5.

2.2.2.1

Dinâmica de Translação

A Figura 2.6 apresenta a parte da EJS responsável por modelar a dinâmica de translação do sistema.

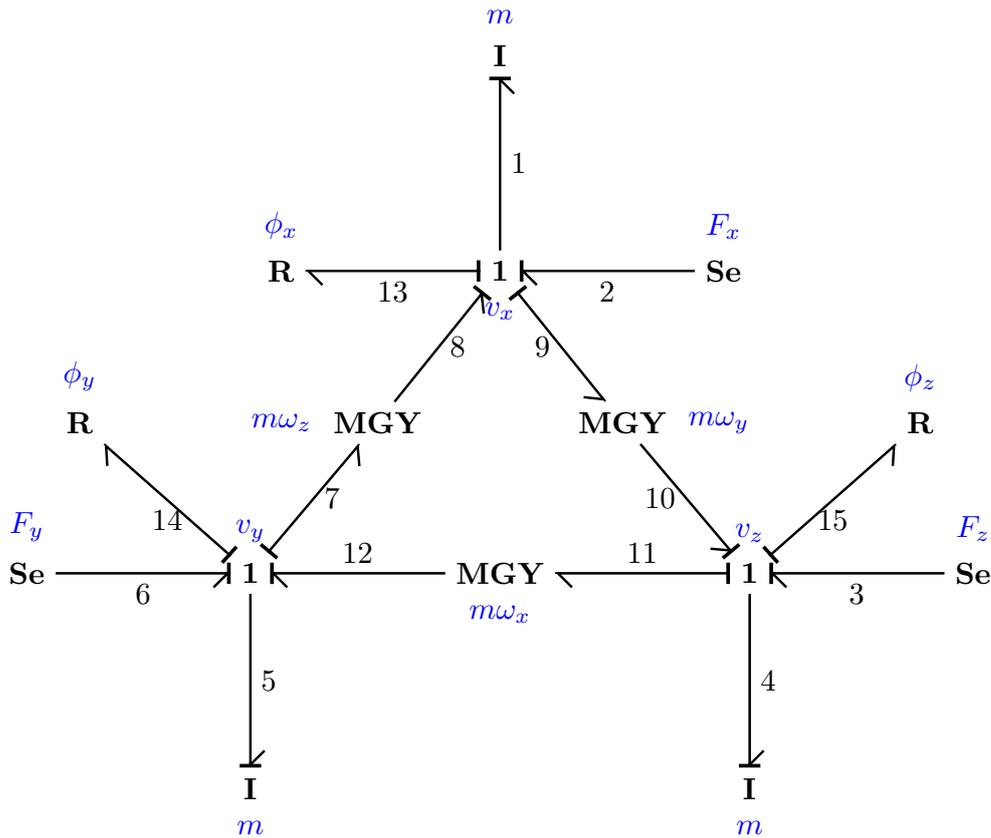


Figura 2.6: Grafo de Ligação da Dinâmica Translacional

Diferentemente da Estrutura de Junção Euleriana tradicional [40], no caso do veículo quadricóptero aqui analisado, a resistência aerodinâmica é levada em consideração nessa etapa da modelagem, para facilitar o acoplamento dos elementos resistores nas junções que representam as velocidades.

Resistência Aerodinâmica O arrasto aerodinâmico é uma das forças atuantes no sistema, com direção contrária ao vetor velocidade do veículo [46], sendo representado no grafo pelos elementos resistores (**R**). A formulação geral para descrição da força de arrasto é dada por:

$$F_D = \frac{1}{2} c_d \rho A v^2 \quad (2-21)$$

onde c_d é o coeficiente adimensional de arrasto do corpo, ρ é a densidade do ar, A é a área projetada perpendicular ao sentido de deslocamento do corpo e v é a velocidade de deslocamento.

A Equação (2-21) pode também ser tratada de forma vetorial, decompondo a velocidade em cada um dos eixos do sistema de referência local, e

utilizando a área projetada individualmente em todos os planos do sistema.

Sendo as forças atuantes no sistema representadas como variáveis de esforço (\mathbf{e}) e as velocidades como variáveis de fluxo (\mathbf{f}), o equacionamento generalizado para os elementos resistores no grafo de ligação é dado por:

$$e_i = \phi_R(f_i) = C_{Dn} f_i^2 \quad (2-22)$$

onde C_{Dn} representa o coeficiente de arrasto aerodinâmico generalizado do veículo no eixo $n = (x, y, z)$.

Feito o equacionamento completo do grafo de ligação, obtém-se o sistema de equações apresentado na Equação (2-23), que modela a dinâmica de translação do quadricóptero, levando em consideração os efeitos aerodinâmicos

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{v}_x - \omega_z v_y + \omega_y v_z) + C_{Dx} v_x^2 \\ F_y = m(\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z) + C_{Dy} v_y^2 \\ F_z = m(\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x) + C_{Dz} v_z^2 \end{cases} \quad (2-23)$$

2.2.2.2

Dinâmica de Rotação

A Figura 2.7 apresenta a parte da EJS responsável por modelar a dinâmica de rotação do sistema. No caso da dinâmica de rotação, não são levados em consideração efeitos aerodinâmicos por serem de pequena magnitude, sendo utilizada a EJS tradicional. Os elementos de inércia (\mathbf{I}) adicionados representam os momentos de inércia principais do veículo.

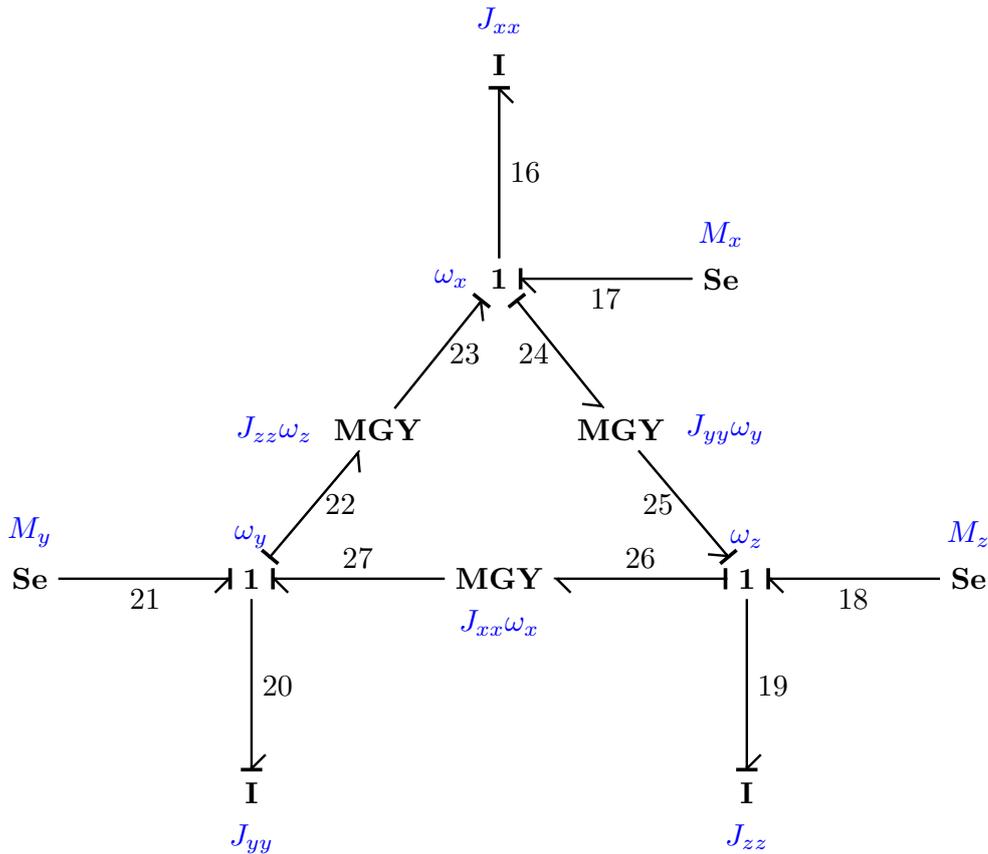


Figura 2.7: Grafo de Ligação da Dinâmica Rotacional

Feito o equacionamento completo do grafo de ligação, conforme apresentado no Apêndice A, obtém-se o sistema de equações apresentado na Equação (2-24), que modela a dinâmica de rotação do quadricóptero.

$$\begin{cases} M_x = J_{xx}\dot{\omega}_x + \omega_y\omega_z(J_{zz} - J_{yy}) \\ M_y = J_{yy}\dot{\omega}_y + \omega_z\omega_x(J_{xx} - J_{zz}) \\ M_z = J_{zz}\dot{\omega}_z + \omega_y\omega_x(J_{yy} - J_{xx}) \end{cases} \quad (2-24)$$

Agregando as Equações (2-23) e (2-24), obtém-se o conjunto de equações que descrevem a dinâmica completa do veículo (translação e rotação). A Equação (2-25) apresenta esse sistema de Equações, que nada mais é do que uma forma expandida da Equação (2-19), com a inclusão dos efeitos aerodinâmicos de resistência do movimento de translação.

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{v}_x - \omega_z v_y + \omega_y v_z) + C_{Dx} v_x^2 \\ F_y = m(\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z) + C_{Dy} v_y^2 \\ F_z = m(\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x) + C_{Dz} v_z^2 \\ M_x = J_{xx} \dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z (J_{zz} - J_{yy}) \\ M_y = J_{yy} \dot{\omega}_y + \omega_z \omega_x (J_{xx} - J_{zz}) \\ M_z = J_{zz} \dot{\omega}_z + \omega_y \omega_x (J_{yy} - J_{xx}) \end{cases} \quad (2-25)$$

Rearrumando as equações do sistema de Equações (2-25) de forma a isolar os termos diferenciais, obtém-se:

$$\begin{cases} \dot{v}_x = \frac{F_x}{m} + \omega_z v_y - \omega_y v_z - \frac{C_{Dx}}{m} v_x^2 \\ \dot{v}_y = \frac{F_y}{m} + \omega_x v_z - \omega_z v_x - \frac{C_{Dy}}{m} v_y^2 \\ \dot{v}_z = \frac{F_z}{m} + \omega_y v_x - \omega_x v_y - \frac{C_{Dz}}{m} v_z^2 \\ \dot{\omega}_x = \frac{M_x}{J_{xx}} + \omega_y \omega_z \frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}} \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y}{J_{yy}} + \omega_x \omega_z \frac{J_{zz} - J_{xx}}{J_{yy}} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_{zz}} + \omega_x \omega_y \frac{J_{xx} - J_{yy}}{J_{zz}} \end{cases} \quad (2-26)$$

As equações diferenciais resultantes, mostradas na Equação (2-26) são não-lineares e não possuem solução geral analítica, sendo necessário um procedimento de integração numérica para determinação das velocidades, lineares e angulares no referencial local.

2.2.3

Forças e Momentos Atuantes

O equacionamento das forças e momentos gerados pelo sistema motopropulsor, bem como seus princípios de funcionamento, foram apresentados na Seção 2.1.3.1.

A aerodinâmica envolvida na rotação da hélice é responsável por converter a velocidade de rotação proveniente do motor em força e momentos aplicados ao sistema. Em termos do grafo de ligação, essa ação é representada por um elemento girador (**GY**), que faz a conversão entre variáveis de fluxo e esforço. Entretanto, no caso específico de quadricópteros, faz-se o uso de giradores modulados (**MGY**) devido à dependência quadrática entre a variável de fluxo (velocidade de rotação) e as variáveis de esforço (força e momento), como mostrada nas Equações (2-7) e (2-8)). A Figura 2.8 apresenta o grafo multiligação da dinâmica dos atuadores.

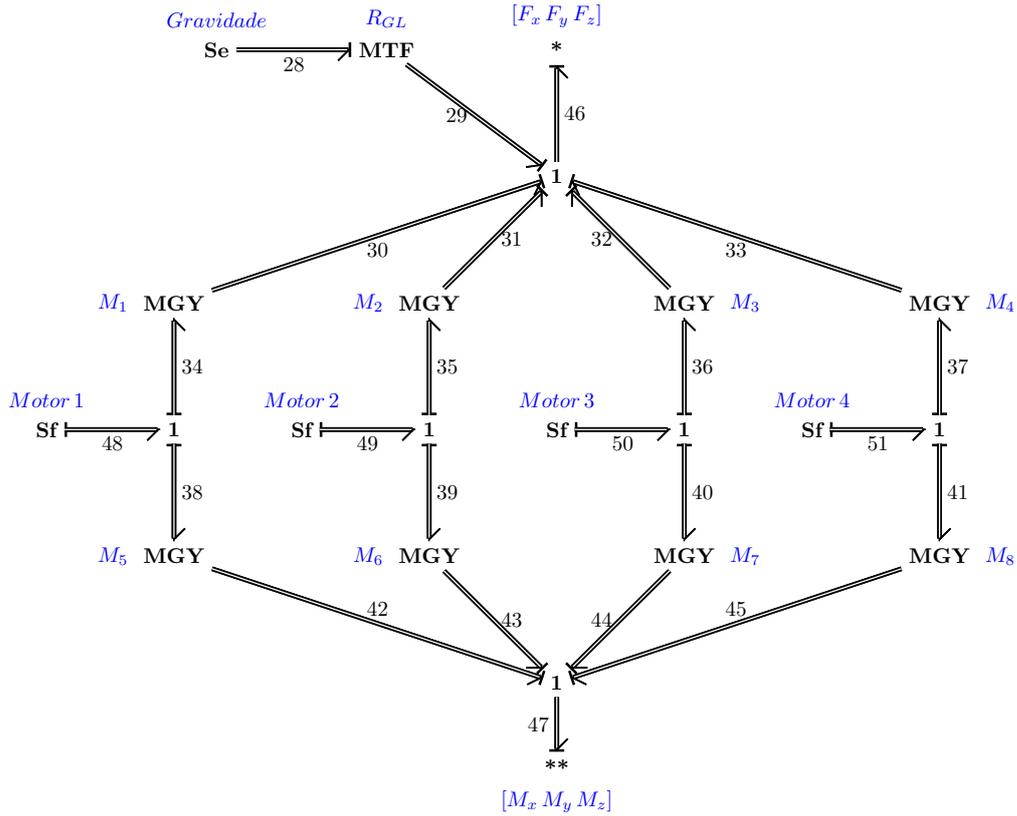


Figura 2.8: Grafo Multiligação da Dinâmica dos Atuadores

No grafo da Figura 2.8, cada um dos 4 motores do veículo foi modelado por uma fonte de fluxo (**Sf**), correspondendo à velocidade de rotação de cada motor. Esse fluxo é então distribuído pelas junções ‘1’ para os elementos giradores. Mais especificamente, tem-se que essas fontes e os respectivos fluxos são modeladas por:

$$\begin{aligned}
 \mathbf{f}_{48} = \mathbf{f}_{34} = \mathbf{f}_{38} &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1 \end{bmatrix} & \mathbf{f}_{49} = \mathbf{f}_{35} = \mathbf{f}_{39} &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_2 \end{bmatrix} \\
 \mathbf{f}_{50} = \mathbf{f}_{36} = \mathbf{f}_{40} &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_3 \end{bmatrix} & \mathbf{f}_{51} = \mathbf{f}_{37} = \mathbf{f}_{41} &= \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_4 \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{2-27}$$

Por sua vez, os giradores modulados M_1 , M_2 , M_3 e M_4 realizam a conversão da velocidade de rotação na força de empuxo enquanto os giradores modulados M_5 , M_6 , M_7 e M_8 realizam a conversão da velocidade de rotação no momento aplicado ao sistema.

Para adequada representação do momento, deve-se atentar também ao fato de que as forças de empuxo geradas não são aplicadas diretamente no CG

do veículo, existindo então um momento em torno do CG a ser considerado. Esses momentos inclusive são responsáveis pelos movimentos de *roll* e *pitch*, conforme anteriormente descrito na Seção 2.1.3.2.

Conseqüentemente, conforme pode ser observado nas Equações (2-28) e (2-29), as matrizes dos giradores modulados (**MGY**) responsáveis pela produção de momento (G_5, G_6, G_7, G_8) possuem mais elementos não-nulos do que as matrizes dos giradores responsáveis pela produção da força de empuxo (G_1, G_2, G_3, G_4). Ademais, também pode-se notar que apesar de todas as matrizes serem dependentes do coeficiente de empuxo (C_T), apenas as matrizes responsáveis pela produção de momentos apresentam dependência com o coeficiente de momento (C_M) e a distância do motor ao CG (l).

Além da dinâmica dos atuadores, o grafo da Figura 2.8 também considera a força gravitacional, modelada por uma fonte de esforço (**Se**) definida pela Equação (2-30).

$$\mathbf{G}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T\omega_1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T\omega_2 \end{bmatrix} \quad (2-28)$$

$$\mathbf{G}_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T\omega_3 \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T\omega_4 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{G}_5 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2}\omega_1 \\ 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2}\omega_1 \\ 0 & 0 & C_M\omega_1 \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}_6 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2}\omega_2 \\ 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2}\omega_2 \\ 0 & 0 & -C_M\omega_2 \end{bmatrix} \quad (2-29)$$

$$\mathbf{G}_7 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2}\omega_3 \\ 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2}\omega_3 \\ 0 & 0 & C_M\omega_3 \end{bmatrix} \quad \mathbf{G}_8 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2}\omega_4 \\ 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2}\omega_4 \\ 0 & 0 & -C_M\omega_4 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{e}_{28} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (2-30)$$

O grafo representa as forças no referencial local do veículo, porém a gravidade é definida no referencial global. Dessa forma, é necessário o uso de um elemento transformador modulado (**MTF**), baseado na matriz de rotação de Euler (**R_{GL}**), definida pela Equação (2-2). Esta matriz possibilita projetar a força da gravidade no referencial local, de acordo com a atitude do veículo.

Feito o equacionamento completo do grafo, conforme detalhado no Apêndice A, as equações resultantes de força e momento em cada eixo do referencial

local são dadas na forma matricial pelas Equações (2-31) e (2-32). Ressalta-se que a força aerodinâmica é a única força atuante no sistema não descrita nesse equacionamento, pois já foi incluída no equacionamento da dinâmica longitudinal, apresentada na Seção 2.2.2.1.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{\mathbf{GL}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + C_T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2-31)$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \begin{bmatrix} -\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \\ -\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \\ 0 \end{bmatrix} + C_M \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2-32)$$

2.2.4 Cinemática

Com a dinâmica completamente definida, a movimentação do veículo é então descrita pela cinemática de corpos rígidos. As Equações (2-33) e (2-34) descrevem a cinemática generalizada do veículo em seus 6 graus de liberdade, relacionando as velocidades de ambos os referenciais adotados na modelagem.

$$\mathbf{V} = \mathbf{R}_{\mathbf{LG}} \cdot \mathbf{v} \quad (2-33)$$

$$\dot{\Theta} = \mathbf{T}_{\mathbf{LE}} \cdot \Omega \quad (2-34)$$

onde $\mathbf{R}_{\mathbf{LG}} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ é a matriz de rotação de Euler (Equação (2-4)), e $\mathbf{T}_{\mathbf{LE}} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ é uma matriz de transformação das velocidades angulares do referencial local para as taxas de variação dos ângulos de Euler, apresentada na Equação (2-35). A formação das matrizes $\mathbf{R}_{\mathbf{LG}}$ e $\mathbf{T}_{\mathbf{LE}}$ é detalhada no Apêndice B.

$$\mathbf{T}_{\mathbf{LE}} = \begin{bmatrix} 1 & \text{sen}(\phi) \tan(\theta) & \cos(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\text{sen}(\phi) \\ 0 & \frac{\text{sen}(\phi)}{\cos(\theta)} & \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{bmatrix} \quad (2-35)$$

Dessa forma, o equacionamento da velocidade linear no referencial global é dado por

$$\begin{cases} V_X = v_x[c(\psi)c(\theta)] + v_y[s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi)] + \\ \quad v_z[c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi)] \\ V_Y = v_x[c(\theta)s(\psi)] + v_y[s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi)] + \\ \quad v_z[c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi)] \\ V_Z = v_x[-s(\theta)] + v_y[s(\phi)c(\theta)] + v_z[c(\phi)c(\theta)] \end{cases} \quad (2-36)$$

Por sua vez o equacionamento da velocidade angular no referencial global é dado por:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \omega_x + \omega_y(\text{sen}\phi \tan \theta) + \omega_z(\cos \phi \tan \theta) \\ \dot{\theta} = \omega_y \cos \phi - \omega_z \text{sen}\phi \\ \dot{\psi} = \omega_y \frac{\text{sen}(\phi)}{\cos(\theta)} + \omega_z \frac{\cos(\phi)}{\cos(\theta)} \end{cases} \quad (2-37)$$

Uma vez obtidas as velocidades de translação no referencial global e as taxas de variação dos ângulos de Euler, pode-se calcular posicionamento (\mathbf{P}) e atitude (Θ) por meio de integrais simples, de modo a se descrever completamente o estado ($[X \ Y \ Z \ \phi \ \theta \ \psi] \in \mathbb{R}^6$) do veículo.

$$\mathbf{P} = \int \mathbf{V} dt \quad (2-38)$$

$$\Theta = \int \dot{\Theta} dt \quad (2-39)$$

2.2.5 Integração

É necessário realizar um acoplamento multidimensional entre as variáveis para integração dos grafos de ligação, apresentados nas Figuras 2.6 e 2.7, que representam respectivamente a dinâmica translacional e rotacional de corpo rígido do quadricóptero, com o grafo multiligação, apresentado na Figura 2.8, que representa as forças e momentos atuantes no quadricóptero. A Figura 2.9 apresenta a integração destes grafos.

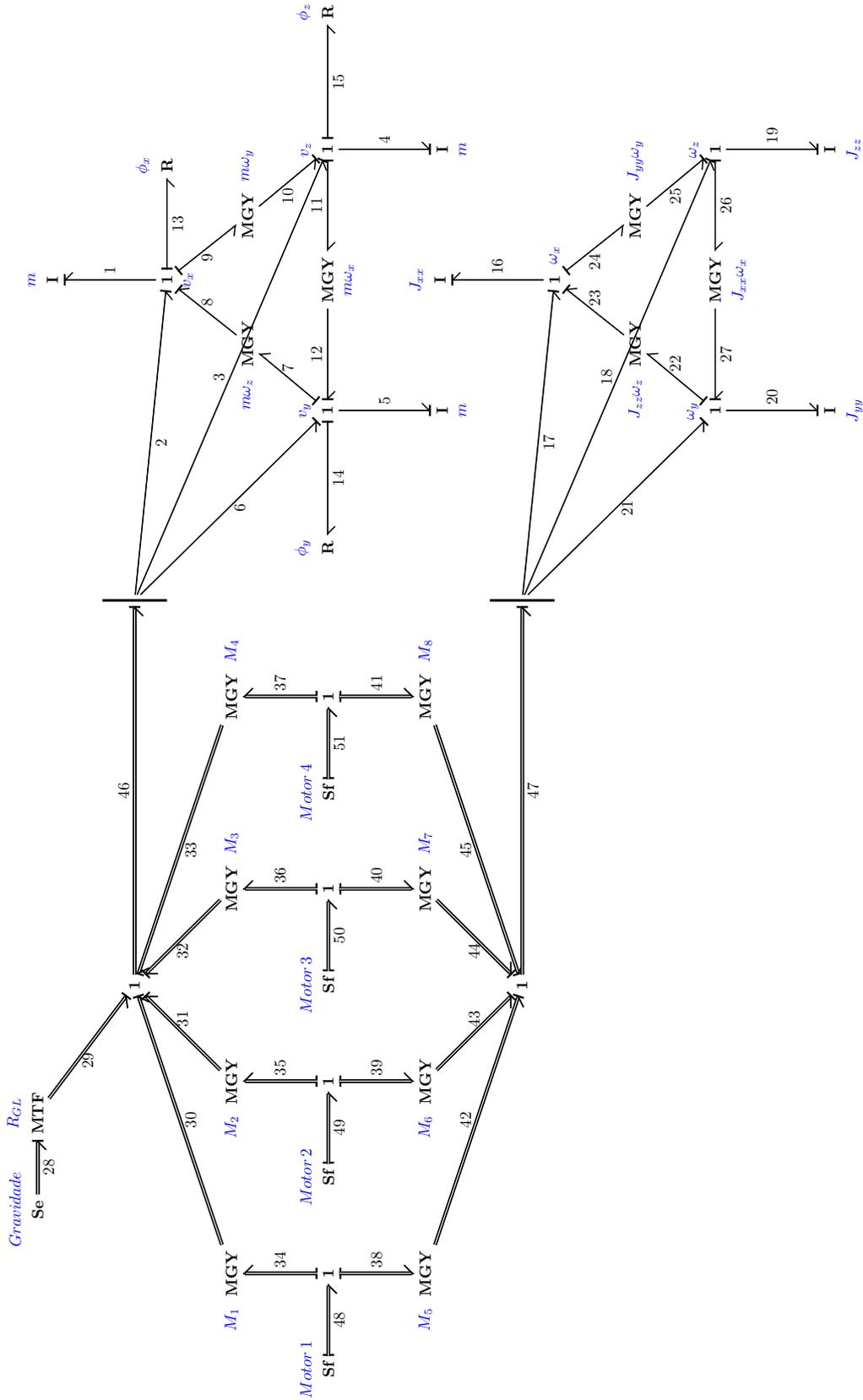


Figura 2.9: Integração dos grafos

As fontes de esforço (**Sf**) que geram os esforços $e_2, e_3, e_6, e_{17}, e_{21}$ e e_{18} são retiradas do sistema e são substituídas pelas componentes das saídas de esforço \mathbf{e}_{46} e \mathbf{e}_{47} de acordo com as Equações (2-40) e (2-41).

Nesse grafo, destaca-se que as fontes de esforço (Sf), responsáveis por gerar os esforços $e_2, e_3, e_6, e_{17}, e_{21}$ e e_{18} foram substituídas pelas componentes das saídas de esforço \mathbf{e}_{46} e \mathbf{e}_{47} . Esse acoplamento é representado pela barra vertical, indicando a troca de dimensão das variáveis.

$$\mathbf{e}_{46} = \begin{bmatrix} e_2 \\ e_6 \\ e_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \quad (2-40)$$

$$\mathbf{e}_{47} = \begin{bmatrix} e_{17} \\ e_{21} \\ e_{18} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (2-41)$$

Em suma, a integração do modelo dinâmico e cinemático do sistema é apresentado na Figura 2.10, em formato de diagrama de blocos, de modo a se destacar sua modularidade. Conforme indicado na Figura 2.10, tem-se que as velocidades de rotação das hélices do quadricóptero são as entradas do sistema, enquanto que a posição e atitude do veículo são as saídas.

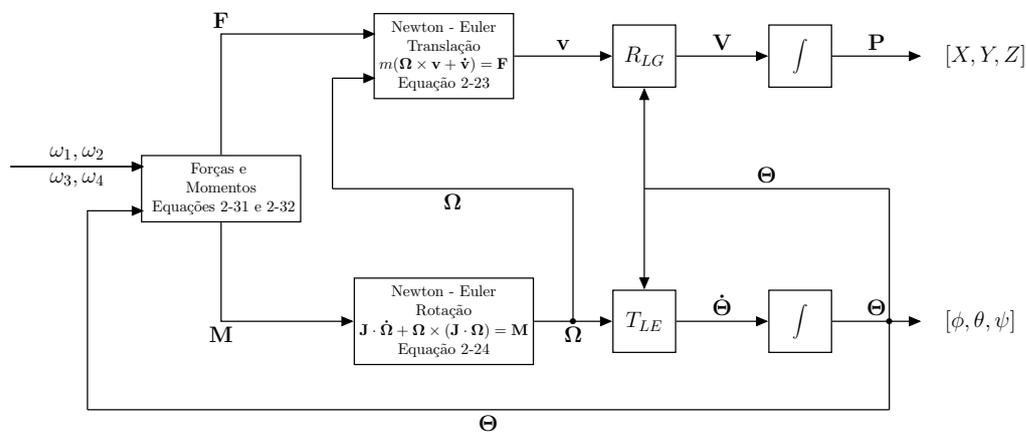


Figura 2.10: Diagrama de blocos do sistema

2.3 Quadricóptero Utilizado

O veículo estudado no presente trabalho é um quadricóptero com características de um *racer*, drone utilizado em corridas, mostrado na Figura 2.11. Esta seção apresenta um detalhamento dos principais componentes presentes no veículo, além da metodologia utilizada para identificação de seus parâmetros inerciais e dinâmicos.



Figura 2.11: Quadricóptero utilizado

2.3.1 Descrição dos Componentes

2.3.1.1 Chassi

Visando reduzir as dimensões da plataforma, optou-se por utilizar um veículo de pequeno porte. O drone utilizado nos testes realizados na presente dissertação é baseado em um chassi comercial de fácil montagem, amplamente utilizado por hobistas, mostrado na Figura 2.12. O chassi utilizado é da Classe 250, possuindo distância diagonal de 250 mm entre os motores



Figura 2.12: Frame comercial *Totem Q250* [47]

Uma das vantagens do uso desse frame é sua placa de circuito impresso integrada, que além de cumprir função estrutural também serve como placa de distribuição de energia, reduzindo a presença de outros componentes.

2.3.1.2 Controladora

A controladora de voo é responsável por promover a interface entre todos os subsistemas do quadricóptero, realizando o processamento dos dados provenientes do piloto e de sensores, de modo a atuar apropriadamente sobre o sistema motopropulsor. A Figura 2.13 mostra um diagrama de blocos que evidencia os principais componentes e subsistemas de um quadricóptero, bem como as inter-relações entre os mesmos.

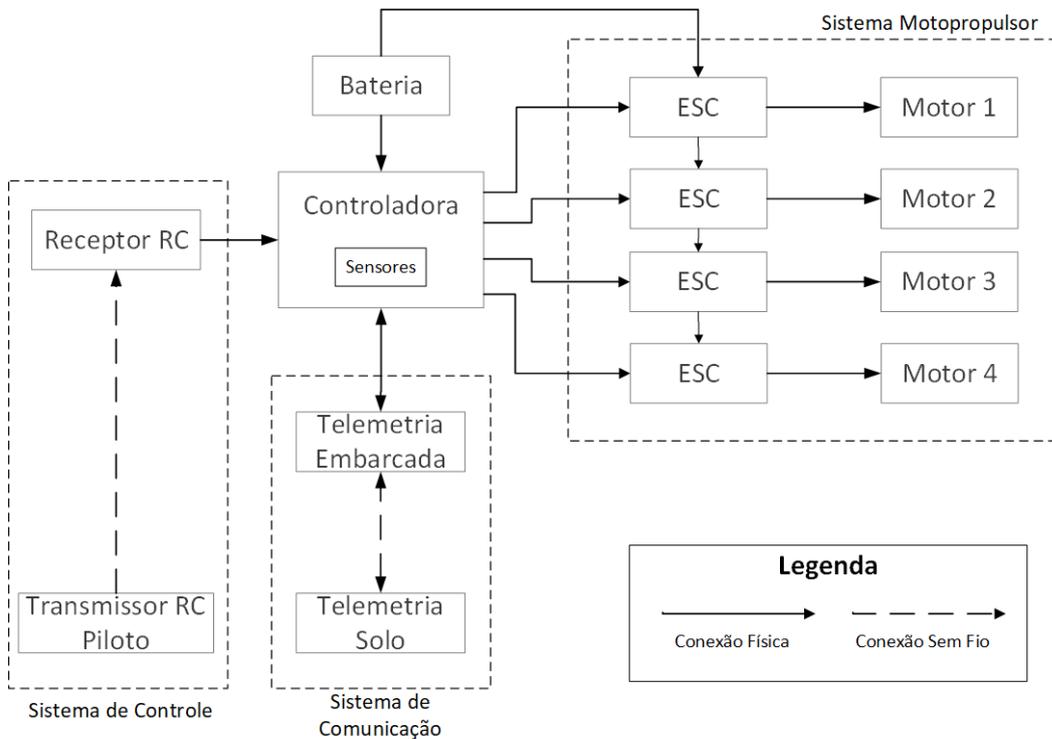


Figura 2.13: Diagrama de sistemas e componentes de um veículo quadricóptero

O controle de veículos quadricópteros é baseado na altitude e atitude do mesmo, sendo necessário o uso de sensores para a medição desses parâmetros. Normalmente, são utilizados múltiplos sensores do mesmo tipo, para garantir redundância dos dados. É comum também o uso de filtros de *Kalman*, para realizar a fusão dos dados provenientes de diferentes sensores e aumentar a precisão das estimativas efetuadas [48, 49]. O uso de MEMS (*Micro Electro Mechanical Sensors*) permite que diversos sensores sejam embarcados, sem que ocorra acréscimo significativo no peso do sistema.

Para medição da altitude, é convencionalmente utilizado um sensor barométrico, que mede a pressão absoluta do ar no veículo e, em seguida, utiliza essa informação como variável de entrada de modelos atmosféricos capazes de estimar a altitude [33]. Ressalta-se que, devido à turbulência aerodinâmica gerada pelas hélices ao redor do veículo, é necessário posicionar o barômetro distante das mesmas e protegê-lo com uma espuma de baixa densidade, que reduza a influência da turbulência sem impedir a tomada de pressão.

A determinação da atitude do veículo é feita por meio de uma central de medição inercial (*Inertial Measurement Unit*, IMU), composta por sensores inerciais (acelerômetro e girômetro) e magnetômetro. Os sensores inerciais utilizam propriedades de inércia para realizar suas medições, enquanto o magnetômetro realiza medições do campo eletromagnético. Uma IMU é a combinação de 2 ou 3 dos sensores supramencionados, podendo permitir a avaliação de 6 graus de liberdade (*degrees of freedom*, DOF), quando implementada apenas por acelerômetro e girômetro, ou 9 DOF, quando composta por acelerômetro, girômetro e magnetômetro. O acelerômetro realiza a medição da aceleração linear do veículo ($[a_x \ a_y \ a_z] \in \mathbb{R}^3$) enquanto o girômetro faz a medição da velocidade angular ($[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z] \in \mathbb{R}^3$), ambas no referencial local.

O acelerômetro faz a medição da aceleração linear do sistema nos 3 eixos coordenados, enquanto o girômetro faz a medição da velocidade angular do sistema em torno dos 3 eixos. O primeiro faz uso de um sistema massa-mola-amortecedor, para determinar a força específica aplicada no sistema e então inferir a aceleração à qual o sistema está submetido. O segundo faz uso do efeito giroscópico e da lei de conservação de momento angular, para determinação da velocidade angular do sistema.

O magnetômetro faz a medição triaxial das componentes do campo eletromagnético ao qual o sensor está submetido. Majoritariamente, essa medição é composta pelo campo eletromagnético da Terra, o qual é considerado muito mais intenso do que as demais componentes de ruído/interferência, de modo que a medição individual em cada eixo possibilita determinar a atitude do veículo.

Porém, na prática, além da medição do campo eletromagnético da Terra, a leitura do sensor também é afetada em maior ou menor grau por diversas outras fontes de campos eletromagnéticos, sofrendo influências advindas desde os campos produzidos pelos motores do drone até sinais eletromagnéticos de transmissão sem fio.

Essas influências sofridas pelo magnetômetro, assim como ruídos de medição dos sensores inerciais, impossibilitam uma determinação direta da atitude do veículo, a partir das saídas desses sensores, sem que ocorra um

adequado tratamento e processamento de todos os sinais. Ressalta-se que todo o processamento dos dados provenientes dos sensores e demais subsistemas do veículo, além da determinação das ações de controle, deve ocorrer em tempo real, exigindo conseqüentemente uma boa capacidade de processamento computacional do sistema.

Em particular, a controladora do veículo utilizado nesta dissertação é a *mRo PixRacer*, mostrada na Figura 2.14.

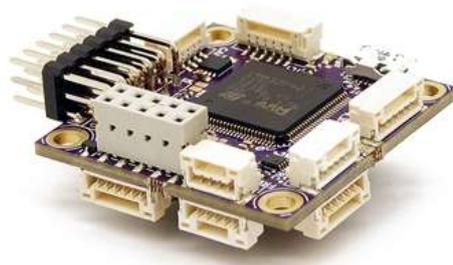


Figura 2.14: Controladora *PixRacer* [50]

O microcontrolador responsável pelo processamento é o ARM Cortex M4, modelo STM34F427VIT6, com um *clock* de 180 MHz, 256 KB de memória RAM e 2 MB de memória Flash. A placa controladora também conta com *slot* de cartão de memória microSD, para armazenamento de *firmware* e *logs* de voo.

A controladora conta com 6 saídas PWM, para controle de motores e periféricos (como um estabilizador de câmera, por exemplo), além de possuir múltiplas interfaces seriais (PPM, UART, RSSI, I2C, SPI e CAN), para conexão de sensores externos (GPS e sensores de distância, por exemplo), e interfaces de comunicação (telemetria, detalhado na Seção 2.3.1.4).

Os sensores presentes na controladora são: barômetro MS5611, central inercial MPU9250, com 9 DOF, central inercial ICM20608, com 6 DOF, e magnetômetro triaxial LIS3MDL. Considerando-se as duas centrais inerciais e o magnetômetro, o sistema completo possui um total de 2 acelerômetros triaxiais, 2 girômetros triaxiais e 2 magnetômetros triaxiais, garantindo uma redundância de sensores.

Além de todos os componentes de hardware embarcado, a controladora já possui um software dedicado ao processamento de todos os dados e aplicação das leis de controle necessárias para controle do veículo. Mais especificamente, destaca-se que o *Arducopter* versão 4.0.3 foi o software utilizado na controladora do veículo estudado nesta dissertação, sendo este um software da família *Ardupilot* voltado para veículos multicópteros.

O *software Arducopter* permite a configuração de diferentes modos de voo no quadricóptero, desde voo manual, onde o piloto tem controle completo sobre o veículo até modo autônomo, onde o veículo faz voos com trajetórias pré-definidas sem a intervenção do piloto. A comutação entre os diferentes modos de voo fica a cargo do piloto e é feita pelos sistemas de comunicação do veículo, a serem apresentados na Seção 2.3.1.4.

2.3.1.3 Sistema Motopropulsor

Conforme indicado na Figura 2.15, o sistema motopropulsor do quadricóptero é composto por 4 conjuntos de hélices, motores e controladores eletrônicos de velocidade (*Electronic Speed Controller, ESC*), alimentados por uma bateria.

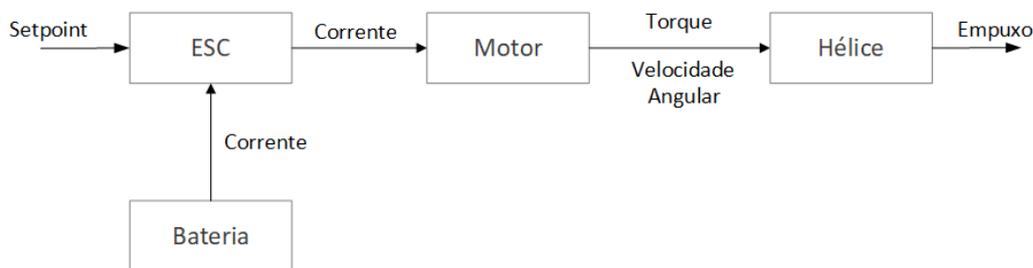


Figura 2.15: Fluxograma de um dos 4 conjuntos do sistema motopropulsor

Hélice A hélice é o componente mais importante na dinâmica de quadricópteros, visto que é ela quem efetivamente gera as forças e momentos responsáveis pela atuação do veículo, como mostrado na Seção 2.1.3.1.

Analisando a formulação das forças e momentos envolvidos na dinâmica da hélice, apresentada nas Equações (2-5) e (2-6), verifica-se que a relação da rotação da hélice com a força de empuxo e o momento gerado é função do diâmetro da hélice e dos parâmetros aerodinâmicos C_T e C_M . Dessa forma, estas são as grandezas a serem especificadas na seleção de uma hélice.

Existem hélices comerciais com diversos diâmetros, sendo possível selecionar aquele mais apropriado para o veículo projetado. A escolha do diâmetro da hélice geralmente é associada ao tamanho do veículo, sendo que, em geral, quanto maiores as dimensões do veículo, maior o diâmetro da hélice. Por outro lado, os parâmetros aerodinâmicos C_T e C_M não são fornecidos diretamente no datasheet de uma hélice, mas são resultado indireto de algumas características explicitadas no datasheet da hélice, apresentadas a seguir:

- **Passo:** o passo de uma hélice se relaciona diretamente com o ângulo de ataque da hélice, em relação ao sentido de rotação da mesma. Da teoria de hélices [36], a grandeza de passo representa o deslocamento linear da hélice a cada rotação completa, em condições ideais. Em suma, o passo da hélice é equivalente a uma relação entre pares de engrenagem, onde hélices com passo alto conseguem girar mais rápido, produzindo uma maior força de empuxo, ao custo de um baixo torque produzido, sendo mais eficientes em altas velocidades. Ao contrário, hélices com passo baixo giram mais devagar, produzindo menos empuxo, mas com torque efetivo maior, sendo mais eficientes em baixas velocidades. Consequentemente, a escolha do passo influencia na quantidade de força e torque gerados no sistema, assim como no consumo de energia do mesmo.
- **Quantidade de Pás:** a quantidade de pás influencia na área efetiva que gera sustentação na hélice, quando em movimento, alterando então seu coeficiente aerodinâmico. O aumento do número de pás propicia o aumento do empuxo, sendo uma alternativa quando existem restrições ao incremento do diâmetro da hélice. Entretanto, por questões aerodinâmicas, esse aumento de empuxo vem acompanhado por uma queda na eficiência da hélice, aumentando o consumo de energia do sistema. Ademais, estruturalmente, o aumento da quantidade de pás provoca como revés um aumento de massa da hélice.
- **Material:** quando submetidas a altas rotações, efeitos estruturais podem ocasionar deformação plástica da hélice durante o voo, alterando seu formato aerodinâmico e consequentemente sua eficiência. Dessa forma, a adequada seleção do material com que a hélice é fabricada torna-se de suma importância, a fim de se evitar que tais deformações ocorram. Materiais mais rígidos tendem a manter a forma durante o voo, mas quebram facilmente em caso de impacto e, em geral, são mais pesados. Por outro lado, materiais mais flexíveis são mais suscetíveis a sofrer deformação, mas são mais leves e menos suscetíveis a quebra. É necessário que se faça uma avaliação entre deformação, peso e durabilidade da hélice, quando se trata da seleção do material. Os materiais mais utilizados para hélices de drones são policarbonato (plástico) e fibra de carbono.
- **Design:** vários parâmetros podem ser alterados no projeto da hélice, incluindo largura da pá, espessura, afilamento, entre outros. Todos com influência direta nos coeficientes aerodinâmicos da hélice.

A seleção do sistema motopropulsor para um quadricóptero é um processo complexo, visto que envolve a definição da combinação ótima do conjunto

hélice, motor e bateria, em um ponto do projeto onde a massa total do veículo ainda não está completamente definida, sendo inclusive fortemente afetada pelas massas da bateria e motores. Ademais, tipicamente, nem todas as grandezas de interesse, para seleção do sistema moto-propulsor, são fornecidas pelos fabricantes, o que dificulta ainda mais o processo.

Uma boa escolha de sistema motopropulsor garante boas condições de manobrabilidade do veículo e boa autonomia de voo. Inicialmente, é necessário que haja uma estimativa de massa do veículo, para que se saiba a quantidade de empuxo necessária, de modo a se obter boas condições de voo. Além disso, é necessário garantir que o sistema possua a razão empuxo-massa desejada para o veículo. Em particular, em função do tipo de aplicação, quadricópteros devem possuir razões empuxo/peso superiores aos valores críticos apresentados na Tabela 2.3.

Tabela 2.3: Razão empuxo/peso demandadas para diferentes aplicações de acordo com [18]

Aplicação	Razão Empuxo/Peso
Voos de baixa velocidade	2
Transporte de carga e fotografia	3
Vigilância e patrulhamento	4
Acrobacias e vídeos de alta velocidade	5
Corrida	7

Tendo-se uma estimativa da massa e sabendo-se a razão empuxo/peso desejada, pode-se inferir o empuxo total necessário. A partir dessa informação do empuxo total, é possível fazer uma pré-seleção de algumas hélices em função de suas características de desempenho fornecidos pelos fabricantes, tais como: empuxo máximo gerado, velocidade de rotação e torque necessário para atingir tal empuxo.

Ressalta-se que no processo de seleção das hélices, deve-se levar em consideração apenas hélices com diâmetros iguais ou inferiores ao diâmetro máximo permitido para a hélice, que é limitado pelo tamanho do *frame*. Com base nessa pré-seleção, a escolha da hélice específica que melhor se adequa às características do projeto fica intrinsecamente acoplada à escolha do motor e da bateria, detalhados a seguir.

Motor Mecanismo essencial para atuação do quadricóptero, promovendo a conversão de energia elétrica, advinda de baterias, em energia mecânica, a fim de propiciar a rotação da hélice.

Motores *brushed* utilizam escovas no processo de transmissão de potência, acarretando em perdas por atrito, além da necessidade maior de manutenção [38, 51]. Por outro lado, motores *brushless* não possuem escovas, sendo compostos por dois componentes principais, o estator e o rotor. O estator é a parte fixa do motor, onde é feita a fixação com o resto do sistema e onde estão posicionados os enrolamentos das bobinas, responsáveis por gerar o campo magnético no motor. Já o rotor é a parte móvel, onde estão presentes os ímãs permanentes do motor, que interagem com o campo magnético das bobinas.

O uso de motores *brushless*, ou BLDC (do inglês, *brushless direct current*), se popularizou para aplicações em veículos autônomos e robótica, devido a sua maior confiabilidade, eficiência e menor vibração, quando comparados a motores *brushed*.

Motores BLDC podem ter duas configurações distintas: *inrunner* ou *outrunner*, que se diferenciam pelo posicionamento dos componentes. Nos motores *inrunners*, o estator faz parte da carcaça externa do motor enquanto o rotor localiza-se internamente ao estator. Ao contrário, os motores *outrunners* possuem a parte móvel do sistema (rotor) na carcaça do motor enquanto o estator localiza-se na parte interna do motor.

Em termos de desempenho, motores *inrunners* atingem velocidades mais altas, porém produzem torques mais baixos, enquanto motores *outrunners* atingem velocidades menores, mas geram torques maiores. Para quadricópteros, a configuração tipicamente utilizada é a *outrunner*, devido à necessidade de maior torque para rotação das hélices.

A escolha de motores é feita baseada em função de aspectos físicos e elétricos. Com relação às características físicas, a nomenclatura padrão de motores é feita com o uso de 4 dígitos, sendo os dois primeiros referentes ao diâmetro do estator e os dois últimos à altura do estator, ambos em milímetros. Essas grandezas influenciam diretamente na capacidade de torque do motor, visto que motores maiores (maior diâmetro e altura de estator) usam ímãs permanentes e bobinas maiores, possibilitando a geração de campos eletromagnéticos mais intensos e, conseqüentemente, torques maiores. Motores com maior capacidade de torque são capazes de rotacionar hélices com diâmetro e passo maiores. Como o maior diâmetro possível para a hélice acaba sendo limitado pelas dimensões do *frame* do veículo, essas grandezas acabam sendo selecionadas também de acordo com o tamanho do veículo.

No caso das grandezas elétricas, os motores são escolhidos de acordo com suas faixa de tensão de alimentação e do parâmetro K_v , medido em RPM/V, que indica a velocidade de rotação do motor para cada unidade de tensão aplicada ao motor, quando o mesmo encontra-se sem carga aplicada.

Por exemplo, um motor com K_v de 1500 RPM/V, quando sujeito a uma tensão de 10 V, vai girar a $1500 \cdot 10 = 15000$ RPM. A grandeza K_v está associada ao número de enrolamentos nas bobinas do estator e à relação entre bobinas no estator e ímãs permanentes no rotor. É importante destacar que essa grandeza indica a velocidade máxima atingida pelo motor para uma dada tensão de bateria, quando o mesmo está rodando em vazio, isto é, sem que haja nenhuma carga aplicada ao seu eixo (sem hélice). Ao aplicar uma carga, ou seja, ao conectar uma hélice ao eixo do motor, passa-se a exigir algum torque do sistema, fazendo com que o motor fique sujeito a deslizamentos e impedindo que atinja a velocidade máxima possível para o sistema. Essas perdas devem ser levadas em conta no processo de escolha do sistema motopropulsor.

Tendo um conjunto de hélices pré-selecionado e sabendo a velocidade necessária para atingir o empuxo necessário, pode-se fazer uma pré-seleção de motores a serem avaliados. No geral, os fabricantes do motor fornecem os dados de velocidade de rotação, empuxo e consumo de energia para alguns tipos de hélice, de forma a simplificar o processo de escolha. A escolha do K_v do motor deve considerar a velocidade de rotação que se deseja atingir, em função da tensão da bateria utilizada no sistema, a qual será discutida em sequência.

Bateria A alimentação do sistema propulsivo, assim como de toda a eletrônica embarcada, é feita por uma fonte de tensão CC (bateria).

O uso de baterias de lítio, comparado a baterias de níquel e chumbo, se destaca em aplicações com veículos aéreos, devido a sua maior densidade energética (energia armazenada por massa) e maiores taxas de descarga. Por sua vez, dentre as baterias de lítio, existem dois tipos que se destacam, as compostas de lítio-polímero (*LiPo*) e as de lítio-ferro (*LiFe*), sendo as baterias *LiPo* vantajosas em relação à densidade energética e taxa de descarga, e desvantajosas no aspecto de segurança. Como a redução da massa é um fator importante, para drones não-tripulados o uso de baterias *LiPo* é o mais recomendado. A escolha de baterias *LiPo* é feita a partir das seguintes especificações:

- **Quantidade de células:** grandeza que indica a tensão total da bateria. Cada célula de uma bateria *LiPo* possui tensão nominal de operação de 3,7 V podendo atingir 4,2 V, quando totalmente carregada, e, por segurança, nunca devendo assumir valores inferiores a 3,0 V, quando descarregada. A nomenclatura convencionalmente adotada pelos fabricantes para indicar a quantidade de células presentes na bateria é dada através da indicação da quantidade de células dispostas em série (S) e de quantos desses arranjos existem em paralelo (P). Por exemplo, uma bateria 3S2P,

possui 2 conjuntos em paralelo compostos por 3 células em série cada, possuindo conseqüentemente tensão nominal de 11,1 V e tensão máxima de 12,6 V, quando totalmente carregada.

- **Capacidade (C):** indica a quantidade de carga que a bateria consegue armazenar, sendo apresentada em termos da quantidade de corrente que a bateria consegue fornecer continuamente em um intervalo de 1 hora. A medida de capacidade de uma bateria *LiPo* é dada em mAh ou Ah. Por exemplo, uma bateria com capacidade de 1000 mAh é capaz de fornecer continuamente 1000 mA, durante o período de 1 hora.
- **Taxa de descarga:** indica a quantidade máxima de corrente que a bateria pode fornecer em qualquer instante de tempo, sendo apresentada em termos da capacidade da bateria (C). Por exemplo, uma bateria de 1000 mAh com taxa de descarga 20 C consegue fornecer no máximo $20 \cdot 1000 = 20$ A em um dado instante de tempo, de forma segura. Geralmente, as baterias possuem duas informações de taxa de descarga: a contínua e a de *burst*. A taxa contínua representa o quanto a bateria consegue fornecer continuamente, isto é, por longos intervalos de tempo. Por outro lado, a taxa de *burst* indica o quanto a bateria consegue fornecer em curtos intervalos de tempo, que também são especificados. A taxa de *burst* sempre será superior ou igual à taxa contínua.

Por exemplo, a mesma bateria de 1000 mAh com taxa contínua de 20 C e taxa de *burst* de 30 C por 5 segundos, consegue fornecer 20 A por longos intervalos de tempo e 30 A apenas por um intervalo de no máximo 5 segundos.

A escolha da quantidade de células em série da bateria fica condicionada à faixa de tensão de alimentação do motor, bem como à velocidade de rotação desejada para a hélice e ao empuxo que se pretende produzir, parâmetros estes que dependem tanto da tensão da bateria quanto do K_v do motor. Ademais, a capacidade da bateria deve ser especificada de modo a se obter a autonomia de voo desejada. Note que a capacidade da bateria pode ser aumentada, incrementando-se o conjunto de células dispostas em paralelo, o que entretanto acarreta em aumento do peso como revés.

A capacidade e a taxa de descarga dependem majoritariamente da corrente demandada pelo conjunto motor-hélice selecionado, visto que o consumo de corrente varia de acordo com a escolha. Na especificação da capacidade da bateria também deve-se levar em consideração a corrente demandada pela eletrônica embarcada, apesar desta tipicamente contribuir significativamente menos para a corrente total drenada das baterias.

Controlador de Velocidade Também chamado de ESC (*Electronic Speed Controller*), é responsável por fornecer potência ao motor de acordo com o sinal de comando recebido da controladora. No caso de motores BLDC, a atuação é feita variando a tensão em cada uma das fases do motor de forma sincronizada. A Figura 2.16 mostra uma representação esquemática da conexão do circuito de acionamento ao motor.

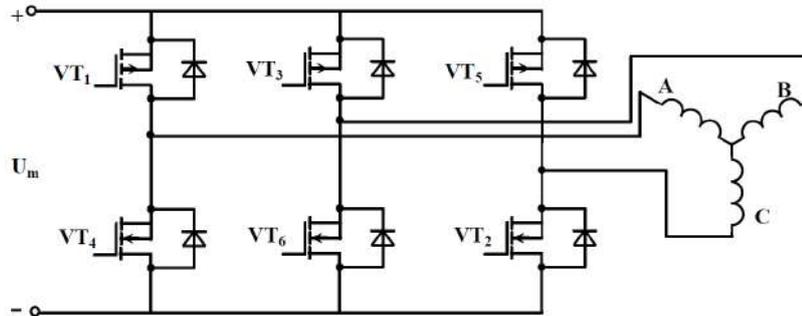


Figura 2.16: Circuito de acionamento de um motor BLDC [25]

O sinal de comando enviado pela controladora ao ESC é um sinal PWM, cujo funcionamento é detalhado na Seção 2.3.1.4. O *duty cycle* desse sinal está diretamente associado ao percentual de potência que deve ser entregue ao motor. No ESC, um microcontrolador processa o sinal PWM recebido e atua sobre os transistores, mostrados no circuito de acionamento representado na Figura 2.16, de modo a excitar adequadamente as fases do motor.

A escolha do ESC a ser usado em um determinado sistema motopropulsor deve ser feita considerando a tensão de alimentação do motor utilizado, bem como a corrente máxima drenada pelo motor. Por sua vez, os fabricantes informam no *datasheet* dos ESCs seus respectivos limites de tensão e capacidade de corrente, de modo a se poder escolher um ESC capaz de atender às características do sistema motopropulsor projetado. Este deve ser o último componente a ser selecionado, uma vez que essas grandezas estão relacionadas com o conjunto hélice-motor-bateria especificado.

Configuração Selecionada para o Sistema Motopropulsor Tendo uma estimativa inicial de 0,450 kg para a massa do veículo, e visando buscar uma razão de empuxo/peso que se enquadrasse entre as categorias de voos de baixa velocidade e transporte de carga e fotografia, mostradas na Tabela 2.3, buscou-se um sistema motopropulsor que fornecesse um empuxo mínimo de 0,9 kg, sendo necessário um empuxo mínimo de 225 g por motor.

As análises efetuadas levaram a seleção de hélices bipá de fibra de carbono, com diâmetro de 5 polegadas (127 mm) e passo de 3 polegadas (76,2

mm), mostradas na Figura 2.17.



Figura 2.17: Hélice 5X3 bipá de carbono [47]

O motor utilizado no veículo é o EMAX MT1806-2280, mostrado na Figura 2.18 cuja especificação é mostrada na Tabela 2.4.



Figura 2.18: Motor EMAX MT1806-2280 [52]

Tabela 2.4: Especificação do motor EMAX MT1806-2280 [52]

Parâmetro	Especificação
K_v	2280 RPM/V
Massa	18 g
Configuração	12N14P
Faixa de Tensão	8,4 - 12,6 V
Faixa de Hélices	5 - 7 in

Tendo em vista as características do conjunto motor-hélice selecionado, optou-se por utilizar uma bateria *LiPo* 3S, 2200 mAh e 25 C, mostrada na Figura 2.19, para o quadricóptero utilizado nesta dissertação.

Figura 2.19: Bateria *LiPo* 3S 2200 mAh [47]

Considerando as características do conjunto hélice-motor-bateria, o ESC selecionado para o quadricóptero foi o *EMAX BLHeli* 12 A com faixa de tensão entre 8,4 V e 16,8 V, mostrado na Figura 2.20.



Figura 2.20: ESC BLHeli 12A [53]

A seleção do sistema motopropulsor passa também por testes experimentais de bancada, para determinação do empuxo e torque gerados, bem como para avaliação do consumo de energia. Dessa forma, pode-se validar os dados estimados e/ou fornecidos por fabricantes e, eventualmente, alterar algum dos componentes selecionados que não se comporte da forma esperada, caso necessário. O sistema motopropulsor aqui selecionado foi submetido a estes testes, conforme descrito na Seção 2.3.2.2, que também permitem a identificação experimental dos parâmetros do sistema.

2.3.1.4 Sistemas de Comunicação

São dois os sistemas de comunicação utilizados tradicionalmente em VANTs: controle e telemetria.

Controle O sistema de controle é a principal interface de comando entre piloto e veículo. Tradicionalmente, são utilizados sistemas de radiofrequência

de 2,4 GHz, utilizando sinais com modulação por largura de pulso (PWM , *Pulse Width Modulation*), para controle direto de servomotores e controladores de velocidade (ESCs). O PWM é um sinal digital na forma de uma onda retangular na qual o intervalo de tempo que o sinal fica ativo (nível alto, 1) e inativo (nível baixo, 0) variam. O intervalo de tempo que este sinal fica ativo, ou seja em nível alto, é diretamente associado a um parâmetro denominado *duty cycle*, que é definido como a proporção de tempo de um período completo do sinal que a onda fica ativa [54]. Conseqüentemente, uma onda PWM é definida por duas características básicas: período e *duty cycle*. A Figura 2.21 exemplifica sinais PWM com períodos de 20 ms e *duty cycles* de 35 %, 65 % e 90 %; respectivamente.

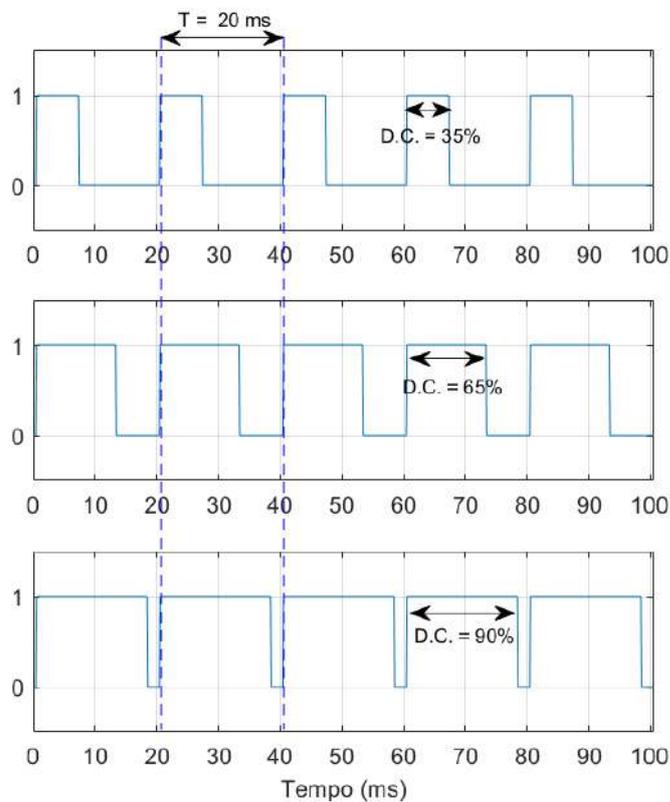


Figura 2.21: Sinais PWM

Para aplicação em servomotores e controladores de velocidade de motores, convencionalmente, o período da onda PWM é definido em 20 ms e o *duty cycle* varia entre 5 % e 10 % , limites estes associados as posições de mínimo e máximo dos servos ou a 0 % e 100 % da potência entregue aos motores pelos controladores de velocidade.

Especificamente para drones, os sinais de PWM provenientes do receptor não atuam diretamente nos controladores de velocidade. Ao invés disso, estes sinais PWM são direcionados para a controladora de voo, que por sua vez

define a ação de controle e então atua nos controladores de velocidade dos motores. Dessa forma, tem-se que o sinal proveniente do rádio indica a atuação de altitude e atitude do veículo, que é processado pelo algoritmo de controle.

Um dos principais parâmetros a ser considerado na escolha de sistemas de rádio é sua quantidade de canais PWM disponíveis. Comercialmente, as opções mais convencionais são de 4, 8 e 16 canais, sendo que para um quadricóptero são necessários no mínimo 4 canais para controle de altitude e atitude. Algumas controladoras podem ainda requerer o uso de um quinto canal para seleção de modo de voo, além de outros canais configurados para executar comandos específicos no veículo (armar/desarmar, pousar, ajustes de ganho de controle, entre outros).

Outro protocolo utilizado em sistemas de transmissão é a modulação por posição de pulso (PPM, *Pulse Position Modulation*). O sinal PPM agrega as informações de diferentes canais PWM em apenas um único sinal, formado a partir da modulação da largura de diferentes pulsos emitidos em sequência.

Convencionalmente adota-se um período padrão de 22 ms para sinais PPM, enquanto a largura de cada canal contido neste sinal varia entre $650 \mu s$ e $1550 \mu s$, sempre intercalados por espaçadores de $400 \mu s$, como mostrado na Figura 2.22. O reconhecimento e separação dos diferentes canais fica a cargo da controladora de voo.

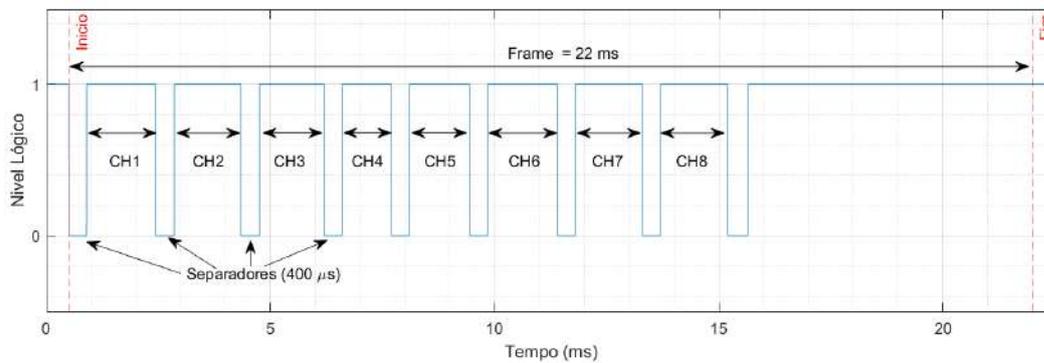


Figura 2.22: Sinal PPM

A vantagem do uso de sinais PPM, capazes de combinar múltiplos sinais PWM, é a redução de conexões a serem feitas entre o receptor e a controladora, reduzindo a quantidade de fios e conectores necessários e consequentemente o peso do veículo.

Para o drone utilizado nesta dissertação, foi escolhido um sistema comercial da FRSky que faz uso do protocolo PPM para transmissão. A Figura 2.23 mostra o rádio controle Taranis X7, utilizado pelo piloto, e a Figura 2.24 mostra o receptor que vai embarcado no veículo.

Figura 2.23: Rádio transmissor *Taranis* X7 [47]

Figura 2.24: Rádio receptor FrSky R-XSR [47]

Telemetria Sistema responsável por transmitir dados do veículo em tempo real para uma estação em solo e receber comandos especiais de voo, como por exemplo dados de voo autônomo.

Sistemas de telemetria podem utilizar diversas tecnologias de comunicação, que variam de acordo com a aplicação e distância de operação. No veículo em questão, utiliza-se o sistema comercial de radiofrequência de 915 MHz, mostrado na Figura 2.25.



Figura 2.25: Telemetria *mRo* 915 MHz [55]

O sistema de telemetria utiliza um protocolo padrão para transmissão de dados entre o veículo e a estação de solo (GCS, *Ground Control Station*), chamado de MAVLink (*Micro Air Vehicle Link*). Este protocolo é uma biblioteca de *marshalling*, que serializa mensagens e comandos em um formato específico para transmissão [19]. O protocolo permite comunicação bidirecional, tendo sido projetado de forma que as mensagens sejam de pequeno porte com dupla soma de verificação (*checksum*), visando garantir uma transmissão de dados íntegra e confiável, por sistemas com baixa taxa de transmissão (entre 4 e 128 kbps).

O protocolo MAVlink possui 5 tipos de mensagens padronizadas:

- *Heart Beat*: mensagem sem nenhum dado de sensoriamento ou atuação, trocada constantemente entre a GCS e o veículo, a fim de indicar apenas que a conexão entre os dois permanece ativa. A ausência de *heart beats* indica perda de conexão;
- Solicitação de Dados: mensagem enviada pela GCS para o veículo, indicando quais às informações são requisitadas para visualização na mesma;
- Envio de Dados: mensagem enviada pelo veículo para a GCS, contendo os dados que foram solicitados anteriormente pela mensagem de “Solicitação de Dados”;
- Envio de Comandos: mensagem enviada pela GCS para o veículo, contendo comandos específicos para serem executados pelo veículo. Essas mensagens podem ser referentes ao voo autônomo ou a configurações da controladora de voo (ajustes de ganhos do controlador PID, por exemplo);

- Reconhecimento de Comandos: mensagem enviada pelo veículo para a GCS, indicando o correto recebimento dos comandos enviados anteriormente pela mensagem de “Envio de Comandos”.

Nesta dissertação, utilizou-se o software *Mission Planner* para fazer a interface do usuário com o protocolo *MAVLink*, permitindo a visualização dos dados e o envio de informações para o veículo. A tela principal do programa é mostrada na Figura 2.26, onde é possível visualizar o horizonte artificial do veículo (canto superior esquerdo), informações de sensores embarcados (canto inferior esquerdo) e um mapa para exibir a posição do veículo, caso este possua um GPS embarcado.



Figura 2.26: Interface de telemetria - software *Mission Planner*

Ademais, em outras abas do programa é possível alterar configurações do veículo e fazer planejamento de missão para voos autônomos. O programa também é utilizado na configuração inicial do veículo, verificando o funcionamento correto de todos os sistemas e fazendo calibração dos sensores.

2.3.2 Identificação de Parâmetros

2.3.2.1 Dados Inerciais

Toda a modelagem do veículo faz uso de suas grandezas inerciais de massa e momentos de inércia, tornando necessária a identificação destes parâmetros para determinação completa do sistema.

Massa A massa do veículo é um dos parâmetros utilizados na modelagem do sistema e a distribuição da massa no corpo é relevante do ponto de vista de estabilidade. Assim, todos os componentes foram pesados individualmente utilizando uma balança comercial modelo AWS SC-2kg, com resolução de 0,1 g, mostrada na Figura 2.27.



Figura 2.27: Balança utilizada

De todos os componentes do veículo, apenas a bateria não possui localização fixa em relação ao chassi. Sua fixação é feita utilizando velcro e seu posicionamento é escolhido de forma a garantir que o centro de massa do veículo esteja o mais próximo possível do seu centro geométrico de forma que não surja um momento espúrio capaz de afetar o controle do sistema.

Para determinar o posicionamento correto da bateria, o quadricóptero foi posicionado sobre um aparato de medição de centro de massa, composto por 4 balanças, a fim de se determinar o percentual de peso em cada uma das quatro extremidades do veículo, como mostrado na Figura 2.28.



Figura 2.28: Aparato de medição de centro de massa [47]

Os resultados obtidos são apresentados na Seção 4.1.1.

Momento de Inércia De forma geral, a matriz de inércia de um corpo é escrita de acordo com:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (2-42)$$

Como em qualquer corpo rígido, para o quadricóptero, tem-se $J_{xy} = J_{yx}$, $J_{xz} = J_{zx}$ e $J_{yz} = J_{zy}$. Além disso, por se admitir que o veículo é simétrico, pode-se fazer $J_{xy} = J_{yz} = J_{zx} = 0$. Dessa forma, pode-se reduzir a matriz de inércia mostrada na Equação (2-42), para

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (2-43)$$

onde J_{xx} , J_{yy} , J_{zz} são chamados de momentos principais de inércia.

Para um dado veículo específico, os valores dos momentos principais de inércia podem ser obtidos empiricamente com o uso de um pêndulo bifilar, como proposto por [14] e mostrado na Figura 2.29.

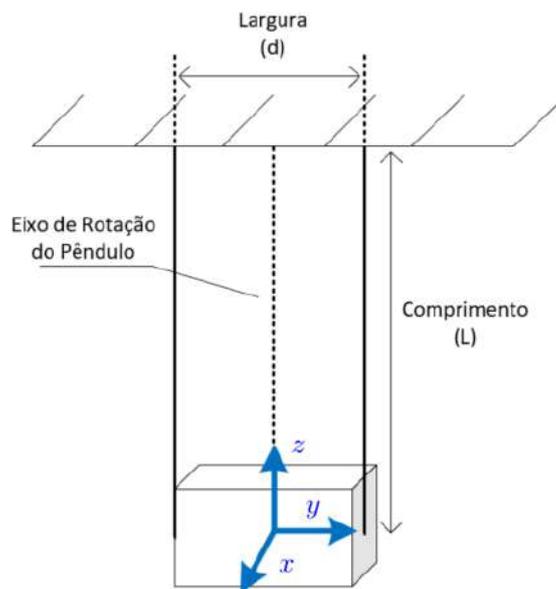


Figura 2.29: Pêndulo bifilar em posição de medição do momento de inércia J_{zz} do corpo

De acordo com [14], o período de oscilação do pêndulo bifilar é dado pela Equação (2-44), onde T_0 é o período de oscilação, J_{kk} é o momento de inércia de interesse (note que kk pode ser igual a xx , yy ou zz dependendo do posicionamento do veículo no pêndulo), L é o comprimento do pêndulo, m_0 é a massa do pêndulo, g é o valor da gravidade e d é a distância entre os dois cabos do pêndulo bifilar.

$$T_0 = 4\pi\sqrt{\frac{J_{kk}L}{m_0gd^2}} \quad (2-44)$$

Rearrmando esta equação de modo a se explicitar o momento de inércia J_{kk} em função dos demais parâmetros, tem-se que

$$J_{kk} = \frac{m_0gd^2}{16\pi^2L}T_0^2 \quad (2-45)$$

Dessa forma, conhecendo os parâmetros do pêndulo, é possível usar a Equação (2-45) para se determinar o valor do momento de inércia de interesse em função do período de oscilação medido. Ressalta-se que, como mostrado na Figura 2.30, suspendendo o veículo de formas diferentes, fazendo com que o mesmo oscile individualmente em torno dos 3 eixos do referencial local (Figura 2.2), é possível determinar seus momentos principais de inércia (J_{xx} , J_{yy} , J_{zz}).

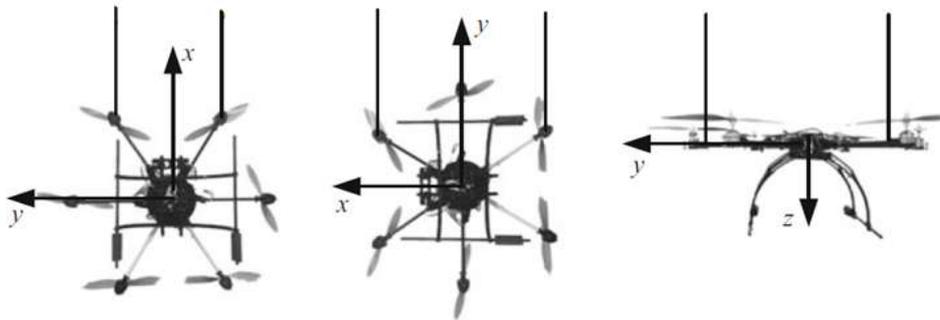


Figura 2.30: Posicionamento do veículo para medição de cada um dos seus três momentos principais de inércia, J_{xx} , J_{yy} e J_{zz} respectivamente [14]

A Tabela 2.3.2.1 mostra os parâmetros de largura e comprimento do pêndulo para cada um dos posicionamentos do veículo. Em todos os casos a massa utilizada foi de 0,453 kg.

Tabela 2.5: Parâmetros do pêndulo para cada um dos testes realizados

Parâmetros do Pêndulo	Eixo x	Eixo y	Eixo z
Comprimento (L)	1,1 m	0,9 m	1,2 m
Largura (d)	0,17 m	0,18 m	0,05 m

Para a medição do período de oscilação do pêndulo é feita uma rotação inicial do pêndulo em torno do eixo sendo medido. No momento da liberação do pêndulo e de início da oscilação um cronômetro é disparado. É medido o tempo necessário para a realização de 10 oscilações ($10T_0$) e então é calculado o período médio de oscilação (T_0). A Figura 2.31 mostra o veículo utilizado

posicionado no pêndulo para medição do momento de inércia J_{yy} . Os resultados obtidos são mostrados na Seção 4.1.2.



Figura 2.31: Pêndulo bifilar para medição do momento de inércia em torno do eixo y

2.3.2.2

Sistema Motopropulsor

Dois dos parâmetros necessários no modelo de um veículo quadricóptero são as constantes C_T e C_M que relacionam a velocidade angular do conjunto motor-hélice (ω) com a força de empuxo (T) e o torque gerados (M), respectivamente.

$$T_i = C_T \cdot \omega_i^2 \quad (2-46)$$

$$M_i = C_M \cdot \omega_i^2 \quad (2-47)$$

Tendo em vista as equações aqui definidas, verifica-se que a determinação empírica dessas constantes pode ser feita a partir da medição da velocidade

angular da hélice e da força e torque resultantes do sistema. Existem algumas alternativas comerciais para medição de empuxo e torque, como mostrada na Seção 1.4.3.

Entretanto, para as medições apresentadas nessa dissertação, como proposto por [22], foi desenvolvido um aparato utilizando uma célula de carga e uma estrutura rígida pivotada em formato de L, onde o motor é fixado na extremidade oposta da célula de carga. Este aparato, mostrado na Figura 2.32 pode ser utilizado para medir tanto empuxo quanto torque, dependendo de como o motor seja fixado a estrutura.

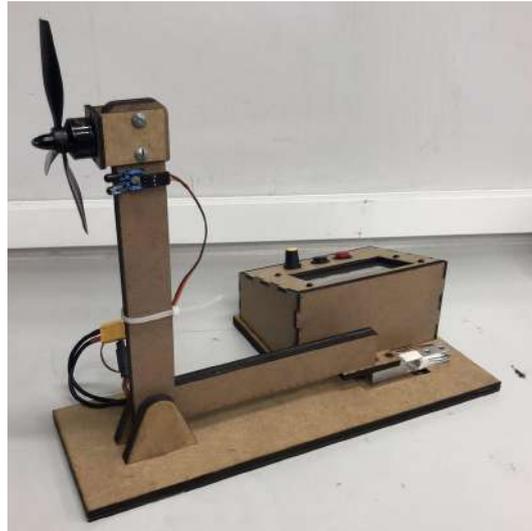


Figura 2.32: Aparato desenvolvido para medições de empuxo e torque

Além da célula de carga, a bancada conta ainda com um *led* infravermelho e um receptor infravermelho TSOP4838, para medição da rotação da hélice, parâmetro fundamental na identificação das constantes de interesse (C_T e C_M). Também foram incluídos sensores de tensão e corrente, para análise da potência consumida pelo sistema motopropulsor. Essa análise é útil para avaliação do desempenho energético do veículo e consequente estimativa de tempo de voo.

A célula de carga utilizada possui capacidade de medição de até 1 kgf e faz uso do circuito amplificador HX711. Maior detalhamento sobre ambos será feito nas Seções 3.2.2 e 3.2.3. O sensor de corrente utilizado é o ACS712 com capacidade de medição de -15 A a $+15$ A. Já medição da tensão é feita a partir de um divisor de tensão

A integração de todos os sensores foi feita utilizando um microcontrolador ATmega328P na plataforma *Arduino Uno*. A visualização dos dados pode ser feita de duas maneiras, utilizando um *display* que exhibe os dados em tempo real ou através do software *Simulink*, onde foi desenvolvido um programa de

visualização e aquisição dos dados. A Figura 2.33 mostra o *display* com a interface de visualização dos dados.



Figura 2.33: Display de visualização dos dados da bancada de teste de empuxo e momento

Empuxo Na medição do empuxo, o motor é posicionado de forma que o eixo da força resultante de empuxo (T) seja pertencente ao plano de rotação da estrutura em L e perpendicular ao eixo da força resultante sobre a célula de carga (F_R), como mostrado na Figura 2.34.

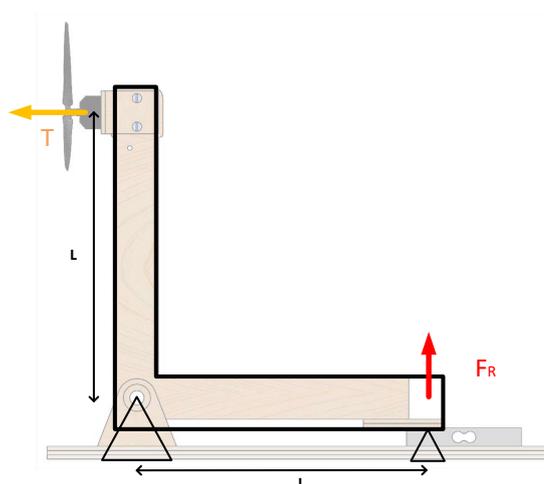


Figura 2.34: Uso da bancada para medição de empuxo

Com base no diagrama de corpo livre e fazendo o equacionamento de momento em torno do eixo de rotação da estrutura em L, levando em

consideração que o braço de alavanca (L) é igual nas duas partes da estrutura, verifica-se que a força de empuxo resultante é dada por

$$T = F_R \quad (2-48)$$

Torque Na medição do torque, o plano de rotação da hélice é posicionado paralelo ao plano de rotação da estrutura em L, como mostrado na Figura 2.35.

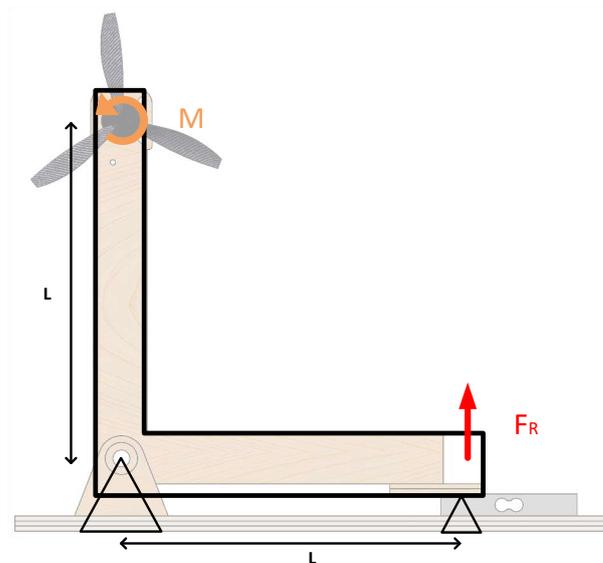


Figura 2.35: Uso da bancada para medição de torque

Dessa forma, fazendo o equacionamento dos momentos resultantes no corpo rígido, em torno do eixo de rotação da estrutura em L, tem-se que o momento é dado por

$$M = L \cdot F_R \quad (2-49)$$

Os testes para medição de empuxo e torque são feitos de forma individual, com procedimento semelhante entre eles. Para cada percentual de comando, são medidos empuxo ou torque, juntamente com velocidade de rotação, tensão e corrente. O comando é variado entre 0 e 100 %, em intervalos de 5 %, para cada percentual de comando as medições são feitas após o sistema atingir regime permanente. Os resultados obtidos nos testes são apresentados na Seção 4.1.3.

3 Desenvolvimento da Plataforma

Esse capítulo descreve o processo de desenvolvimento da plataforma para testes e simulações de helicópteros, objeto central dessa dissertação, detalhando o projeto por inteiro desde a concepção até a montagem final. Ademais, a Seção 3.7 destaca as principais características da interface de visualização dos dados desenvolvida.

3.1 Projeto Conceitual

O projeto tem como objetivo o desenvolvimento de uma plataforma instrumentada, para análise da atitude de um veículo helicóptero durante seu funcionamento. Resumindo as necessidades do desenvolvimento do projeto, tem-se:

- Estrutura de *gimbal* que permita movimentação do veículo nos 3 graus de liberdade de rotação;
- Mecanismo para transmissão de sinais elétricos entre as estruturas dos eixos do *gimbal*, sem interferência no movimento;
- Medição angular dos 3 eixos de rotação da estrutura;
- Medição da força resultante exercida no veículo;
- Interface para visualização dos dados e ambiente de simulação.

A seguir são detalhadas as soluções utilizadas para atender aos requisitos aqui impostos.

3.2

Sensores

Almejando atender aos objetivos estabelecidos para a plataforma, são necessários dois tipos de sensores: 3 sensores de posicionamento angular, para determinação da atitude do veículo, e 1 sensor de força, para medição da força resultante exercida no veículo e na plataforma. Para ambas as medições existem os sensores comercialmente disponíveis, já utilizados em larga escala na indústria. A medição do posicionamento angular é feita por meio de *encoders*, enquanto a medição de força por células de carga, associadas a dispositivos eletrônicos de amplificação e processamento do sinal. A presente Seção detalha o funcionamento destes sensores individualmente e apresenta as justificativas para os modelos selecionados, quando necessária.

3.2.1

Encoder

Encoders são sensores que realizam medições de movimentos, sendo subdivididos majoritariamente em dois tipos: rotativos e lineares, que fazem medições de rotação e deslocamento linear, respectivamente. Estes sensores são utilizados amplamente na indústria, demonstrando-se extremamente precisos em medições de deslocamentos e velocidades, sendo inclusive muitas vezes utilizados para realizar realimentação em malhas de controle [56]. Além desta subdivisão entre rotativos e lineares, também pode-se caracterizar *encoders* quanto as suas tecnologias de medição (magnético ou óptico) e tipo de sinal de saída fornecido (absoluto ou incremental).

Em particular, dentro do escopo desta dissertação, tem-se especial interesse em *encoders* rotativos, de modo a se poder determinar o posicionamento angular da plataforma e do veículo. Para tal fim, convencionalmente, *encoders* rotativos acoplam um disco ao objeto que se deseja realizar a medição. Esse disco possui um padrão de linhas ou fendas, que são medidos pelo elemento sensor do *encoder*.

No caso de *encoders* magnéticos, utiliza-se um disco de material ferromagnético com fendas posicionadas ao longo de sua circunferência. Por sua vez, o elemento sensor geralmente utilizado é um sensor indutivo cuja medição é afetada pela presença ou ausência de material ferromagnético. Assim, conforme o disco gira e as fendas interagem com o sensor, detecta-se o movimento de rotação. Por outro lado, no caso de *encoders* ópticos o disco é de vidro ou plástico transparente, com um padrão de linhas impresso a fim de fazer com que o disco possua trechos transparentes e outros opacos. Neste caso, pode-se utilizar sensores de luminosidade ou infravermelhos, colocando-se um emissor

de um lado do disco e um receptor do outro lado. Dessa forma, de acordo com o posicionamento do disco, o receptor detecta ou não o feixe emitido pelo emissor, conseguindo utilizar essa informação para detecção do movimento de rotação.

Em relação ao sinal de saída fornecido pelo *encoder*, o mais comum é que tanto o rotativo quanto o linear forneçam sinais digitais. No caso do *encoder* absoluto, a saída é codificada em formato binário ou utilizando o código de Gray, de modo a indicar a posição exata do *encoder* [57]. A quantidade de canais de saída de um *encoder* absoluto depende da sua resolução e altera também o padrão de linhas que é impresso no disco do *encoder* e a quantidade de elementos sensores utilizados. Já no caso de *encoders* incrementais, a saída possui o formato de um trem de pulsos, onde cada pulso indica uma dada variação incremental na posição angular do disco. A frequência desse trem de pulsos indica a velocidade de rotação do sistema, enquanto o somatório dos pulsos indica a posição angular medida. O padrão do disco não possui codificação específica, sendo apenas composto por fendas igualmente espaçadas ao longo da circunferência do disco, sendo este espaçamento diretamente associado à resolução. A Figura 3.1 ilustra os dois tipos de disco normalmente utilizados por *encoders*.

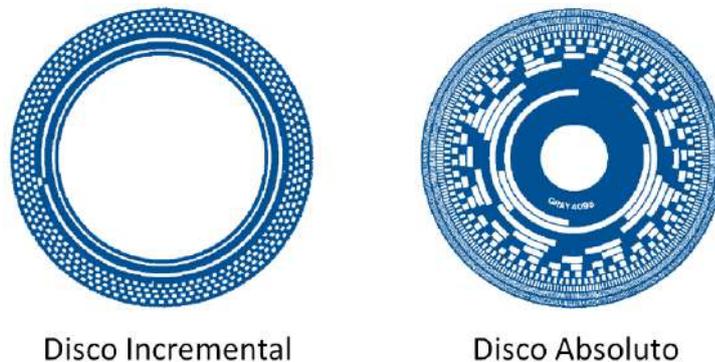


Figura 3.1: Exemplos de discos de *encoder* [56], traduzido

Por sua vez, os *encoders* incrementais podem ser divididos em dois tipos: sem e com quadratura. Em aplicações onde se deseja simplesmente obter o módulo da velocidade de rotação, sem se preocupar com o sentido de rotação, o *encoder* sem quadratura é suficiente, sendo caracterizado por possuir apenas um único canal de saída, responsável por fornecer um trem de pulsos. Entretanto, quando além da velocidade o sentido da rotação também interessa, deve-se utilizar *encoders* com quadratura, que possuem dois canais de saída contendo trens de pulso defasados de 90° entre si. Caso o sensor esteja detectando movimentação no sentido horário (CW), o primeiro canal de

saída fica adiantado de 90° em relação ao segundo. Ao contrário, caso ocorra rotação no sentido anti-horário (CCW), o primeiro canal fica atrasado de 90° em relação ao segundo. Esse comportamento é ilustrado na Figura 3.2.

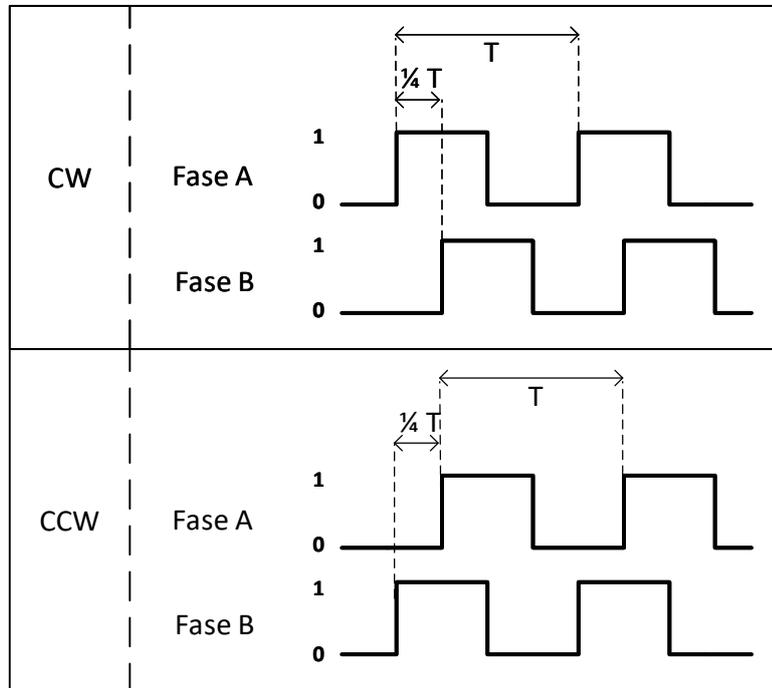


Figura 3.2: *Timing Chart* de um *Encoder* Incremental

Encoders absolutos apresentam maior exatidão em medições de posicionamento angular absoluto. Porém, essa maior precisão vem acompanhada de uma maior complexidade no tratamento do sinal por conta da resolução do sensor. Por exemplo, para obter uma resolução de $0,35^\circ$ deve-se utilizar um *encoder* com 10 bits ($\frac{360}{2^{10}} = 0,35^\circ$), o que torna necessário o monitoramento digital de 10 canais, aumentando a complexidade do sistema eletrônico e mecânico de passagem dos fios.

Já os *encoders* incrementais com quadratura oferecem uma opção viável para a medição do posicionamento, a partir da contagem dos pulsos gerados, e para identificação do sentido de rotação, por meio do processamento da defasagem dos trens de pulso. Por exemplo, um *encoder* incremental com quadratura e 1024 PPR (pulsos por revolução) possui a mesma resolução do *encoder* absoluto mencionado anteriormente, ou seja, $0,35^\circ$. Entretanto, o *encoder* incremental utiliza apenas 2 canais para monitoramento, simplificando a montagem da plataforma. Porém, destaca-se que uma desvantagem deste em relação ao *encoder* absoluto é a necessidade de um processamento mais rápido

do sinal, para que a contagem dos pulsos seja feita de forma correta, sem a ocorrência de erros de integração que afetem as medições de posicionamento.

Dessa forma, no presente projeto, optou-se pelo uso de *encoders* incrementais com quadratura. Além de considerar a tecnologia, tipo de sinal de saída e resolução, a escolha dos *encoders* também deve ser baseada nas capacidades máximas de carga (radial e axial) e velocidade máxima de medição. Dessa forma, observando-se tais aspectos, escolheu-se o *encoder* incremental ótico com quadratura YUMO E6B2-CWZ3E, mostrado na Figura 3.3, cujas especificações são mostradas na Tabela 3.1.



Figura 3.3: *Encoder* YUMO E6B2-CWZ3E [58]

Tabela 3.1: Especificação do *Encoder* YUMO E6B2-CWZ3E [58]

Parâmetro	Especificação
Tensão de Alimentação	5 - 12 V
Consumo de Corrente	100 mA (max)
Resolução	1024 PPR
Velocidade Máxima de Rotação	6000 RPM
Carga Máxima Radial	30 N
Carga Máxima Axial	20 N
Massa	100 g

Para a plataforma aqui desenvolvida, objetiva-se que o *encoder* consiga ler velocidades até 20 RPM, suporte uma carga radial de pelo menos 24 N. Essas especificações foram feitas baseado em uma estimativa de velocidade angular do veículo e da massa do conjunto veículo + estrutura que estará preso ao *encoder*. Dessa forma, observando-se os dados da Tabela 3.1, verifica-se que o *encoder* selecionado atende aos requisitos do projeto.

3.2.2 Célula de Carga

De forma geral, a medição de forças aplicadas a um sistema pode ser realizada por meio de 5 diferentes métodos de instrumentação [59]:

1. Balanceando a força a ser medida com um conjunto de massa padrão, por meio de um sistema de alavancas;
2. Medindo a aceleração de uma massa conhecida;
3. Balanceando a força a ser medida com a força gerada por um campo eletromagnético, por meio da interação de um ímã com uma bobina com corrente aplicada;
4. Distribuindo a força aplicada em uma área específica e medindo a pressão gerada;
5. Aplicando a força desconhecida (mensurando) a um objeto com características elásticas conhecidas e medindo a deformação desse elemento.

Dentre os métodos supracitados, o mais difundido na indústria é o método 5, sendo implementado por meio do emprego das chamadas células de carga. Estes dispositivos deformam de forma elástica, sendo capazes de converter a deformação mecânica em um sinal elétrico proporcional, por meio de extensômetros (*strain gauges*).

O extensômetro é um componente elétrico resistivo, cuja resistência varia de acordo com a deformação ao qual o mesmo é submetido. Quando acoplado a um corpo metálico deformável, ele mede a deformação do corpo na região onde foi posicionado. A instalação de extensômetros no corpo da célula de carga varia de acordo com o tipo da célula de carga e o tipo da medição a ser feita [60].

Em particular, a célula de carga que melhor atende às características do presente projeto é a do tipo ponto único, que possui formato de uma viga cantilever dupla com extensômetros localizados nas partes superior e inferior, de modo a se poder avaliar também o sentido da força incidente. Esse tipo de célula de carga é o mais recomendado para o caso de leituras dinâmicas, que sofrem variações bruscas em pequenos intervalos de tempo. A Figura 3.4 mostra uma ilustração do funcionamento desse tipo de célula de carga, indicando o posicionamento dos extensômetros e da força a ser medida.

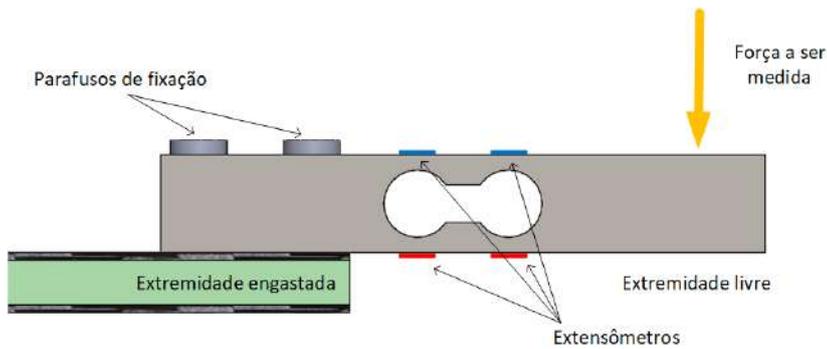


Figura 3.4: Célula de carga do tipo ponto único

Por se tratar de um sensor resistivo que exibe variações de sua resistência nominal em função da força aplicada, faz-se necessário o uso de uma ponte de *Wheatstone*, para a transformação das variações de resistência em variação de tensão, que é uma grandeza mais simples de ser medida. O circuito da ponte é mostrado na Figura 3.5, onde os elementos R_1 e R_3 representam os extensômetros posicionados na parte superior da célula de carga, enquanto os elementos R_2 e R_4 representam os extensômetros localizados na parte inferior.

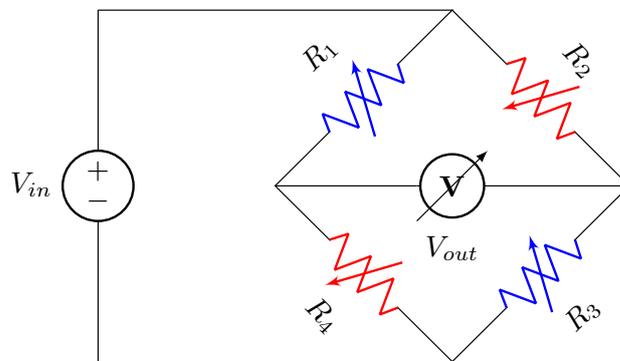


Figura 3.5: Ponte de *Wheatstone*

A Equação (3-1) mostra como a tensão de saída da ponte de *Wheatstone* varia em função dos valores das resistências dos sensores.

$$V_{out} = \left(\frac{R_3}{R_3 + R_2} - \frac{R_4}{R_1 + R_4} \right) V_{in} \quad (3-1)$$

Convencionalmente, todo o circuito da ponte de *Wheatstone* já está integrado à célula de carga, que tipicamente possui quatro terminais elétricos, correspondentes aos 4 nós do circuito da ponte. Dessa forma, tem-se que dois desses terminais destinam-se à conexão da fonte de alimentação e os outros

dois aos canais que permitem a leitura da tensão de saída da ponte. Ressalta-se ainda que convencionalmente também faz-se necessária a amplificação do sinal de saída da ponte, para uma melhor qualidade do sinal medido, conforme será descrito na Seção 3.2.3.

A especificação de células de carga é feita de acordo com a capacidade máxima de carga que pode ser aplicada a mesma, medida em kgf. Como mostrado na Seção 2.3.2, o veículo utilizado nesta dissertação apresenta massa de 0,453 kg (equivalente a 4,43 N) e empuxo máximo do sistema motopropulsor de 8,4 N. Dessa forma, em uma análise de pior caso, o valor máximo a ser medido pela célula de carga seria de 12,83 N. Ressalta-se entretanto que esta é uma estimativa de pior caso, pois ocorreria apenas em uma situação atípica onde o veículo estaria de cabeça para baixo com os quatro motores em potência máxima. Dessa forma, considerando-se tais aspectos e objetivando-se homogeneizar a distribuição de peso na plataforma, optou-se por utilizar duas células de carga de 10 N, totalizando assim uma capacidade de medição de até 20 N, apresentando uma margem de 55,8% em relação ao valor de máximo apresentado anteriormente (12,83 N). A célula de carga utilizada é mostrada na Figura 3.6.

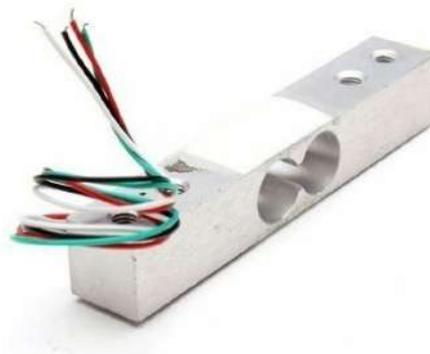


Figura 3.6: Célula de carga de 10N

3.2.3 Amplificador

Os extensômetros das células de carga apresentam pequenas variações de suas resistências em função da deformação que são submetidos, consequentemente provocando pequenas variações na tensão de saída da ponte. Dessa forma, convencionalmente, é necessário amplificar esse sinal visando permitir uma leitura adequada, a fim de se poder relacionar essas variações de tensão com a deformação incidente sobre a célula de carga e, consequentemente, inferir a força aplicada à mesma.

O circuito integrado HX711 é composto por um amplificador de ganho programável (PGA, *Programmable Gain Amplifier*), que possibilita a amplificação da tensão de saída das células de carga, e um conversor analógico-digital (ADC, *Analog-to-Digital Converter*) com resolução de 24 bits, para conversão dessa tensão amplificada para um sinal digital correspondente. Este módulo possui ainda uma interface serial, para controle do ganho do PGA, e dois canais digitais destinados a estabelecer uma interface serial com um microcontrolador, por onde são enviadas as leituras do sensor. O PGA foi configurado com ganho de 64. A Figura 3.7 mostra um diagrama representativo dos componentes do HX711.

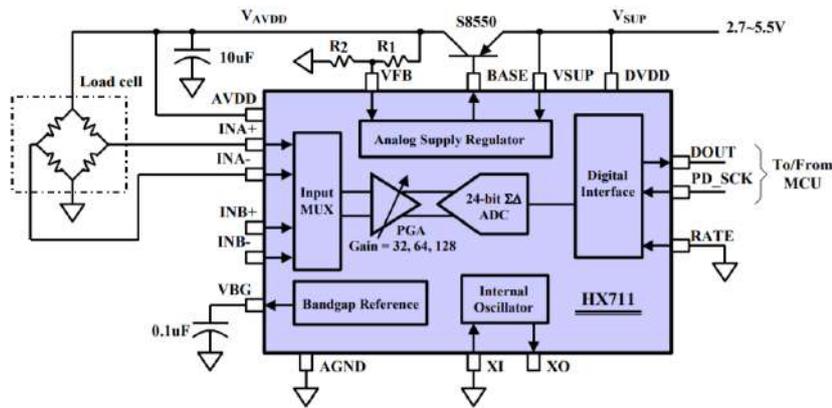


Figura 3.7: Diagrama do HX711 [61]

O uso desse circuito integrado é vantajoso por, além de incorporar um estágio de pré-amplificação, também converter a saída analógica da célula de carga em um sinal digital, com elevada resolução (24 bits). Adicionalmente, este módulo ainda transforma essa informação em um dado serial, diminuindo significativamente a quantidade de canais digitais a serem utilizados (de 24 para 2). Além disso, as dimensões compactas desse componente (29 mm x 17 mm) permitem sua instalação na plataforma em uma região próxima à célula de carga, sem maiores dificuldades. O circuito é mostrado na Figura 3.8.

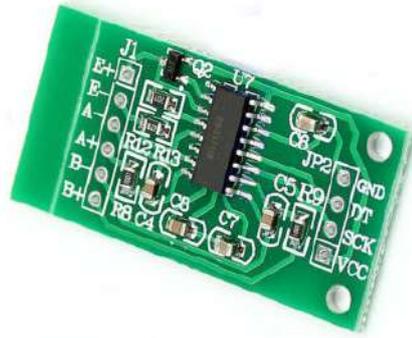


Figura 3.8: Circuito integrado HX711 [61]

Dessa forma, o sinal analógico de saída da célula de carga, que apresenta níveis de tensão extremamente baixos, é transmitido apenas por uma distância muito curta, da ordem de 5 cm, diminuindo o nível de interferência eletromagnética no sinal transmitido e possibilitando que o sinal efetivamente transmitido pelos *slip rings*, em direção a parte externa da plataforma, possua formato digital (serial), reduzindo sua susceptibilidade a interferências.

3.3 Slip Ring

Por se tratar de uma plataforma instrumentada, deve-se fazer a transmissão de sinais elétricos provenientes de sensores acoplados à plataforma para um microcontrolador, que será o responsável pelo tratamento e processamento destas informações. Essa transmissão é feita por fios que não podem apresentar grande resistência mecânica ao movimento da plataforma a fim de se minimizar sua influência na dinâmica do veículo analisado. Neste intuito, foram utilizados *slip rings*.

O *slip ring* é um dispositivo eletromecânico que permite a transmissão de potência e sinais elétricos de uma estrutura que esteja rotacionando para uma estrutura estática. O mecanismo utilizado na transmissão do sinal é semelhante ao sistema de escovas de um motor escovado. O sinal proveniente da parte móvel desse dispositivo possui contato direto com uma escova acoplada a ela, que por sua vez mantém contato físico por interferência com um anel externo, fixado à parte estática do dispositivo. Durante o movimento, a escova e o anel mantêm contato, transmitindo o sinal da parte móvel para a parte estática do dispositivo.

A interferência ao movimento provocada pelo contato da escova com o anel é bem pequena, comparada ao simples uso de fios externos à estrutura para transmissão dos sinais entre sensores e microcontrolador, que imporiam

significativas limitações ao movimento. Outra vantagem do uso do *slip ring* é a possibilidade de que o movimento de rotação possa dar múltiplas voltas, em ambos os sentidos, sem a preocupação de se enrolar e desenrolar fios. Dessa forma, verifica-se que a utilização de *slip rings* facilitará consideravelmente a construção da estrutura da plataforma.

A especificação de um *slip ring* é feita de acordo com a quantidade de sinais que se deseja transmitir, que está diretamente associada à quantidade de fios necessários, à tensão e corrente de alimentação a serem transmitidas e à velocidade máxima de rotação do dispositivo. Em particular, o sistema projetado será composto por 5 sensores, havendo a assim necessidade de um *slip ring* com pelo menos 10 canais. Todos os sensores serão alimentados por uma tensão de 5 V e com demanda individual máxima de 0,1 A. Adicionalmente, a velocidade máxima de rotação de cada eixo da plataforma será sempre inferior a 20 RPM. Dessa forma, objetivando atender a estes requisitos, o modelo escolhido para o projeto foi o M220F-12-2 da *Senring*, mostrado na Figura 3.9, que possui 12 canais, tensão e corrente máximas de alimentação de 250 V e 2 A, e velocidade máxima de rotação de 300 RPM.



Figura 3.9: *Slip Ring* modelo M220F-12-2 da *Senring* [62]

A literatura [63, 64] ressalta que o uso de *slip rings* pode introduzir interferências eletromagnéticas nos sinais transmitidos, causados pela interação da escova com o anel, podendo conseqüentemente afetar a qualidade do sinal proveniente dos sensores. Porém, ressalta-se que, após a montagem da plataforma, os testes realizados não indicaram a presença dessa interferência no sinal, indicando que o sistema aqui projetado não é significativamente influenciado por tais perturbações.

3.4

Microcontrolador

Após a definição de todos os componentes de sensoriamento da plataforma, foi feita uma análise dos tipos de sinais provenientes de cada sensor a fim de se especificar adequadamente um microcontrolador que possa ser utilizado para aquisição e processamento dos dados, além de efetuar uma interface com um computador para exibição destes dados.

Conforme mencionado anteriormente, a saída de cada um dos *encoders* selecionados (YUMO E6B2-CWZ3E) é dada por dois trens de pulso, sendo necessária uma interface de leitura digital para monitoramento desses dois canais. Conseqüentemente, como a plataforma aqui implementada utiliza três *encoders*, são necessárias seis portas digitais para a leitura completa.

A fim de garantir a precisão nas medições de posicionamento, é necessário reduzir ao máximo qualquer perda na contagem destes pulsos. Dessa forma, foram utilizadas rotinas de interrupção, que monitoram continuamente a porta digital e interrompem a rotina principal executada pelo microcontrolador assim que ocorre uma mudança no nível lógico conectado à porta digital sendo monitorada. Essa interrupção possibilita a execução imediata de uma dada seqüência de comandos específicos, possibilitando o processamento assíncrono dos dados provenientes dos canais do *encoder* em todas as mudanças de estado do trem de pulso. Conseqüentemente, consegue-se fazer a contagem e validação dos pulsos. Ressalta-se, entretanto, que o uso de rotinas com interrupção aumenta consideravelmente o processamento do sistema e por isso não estão disponíveis em todas as portas digitais de um microcontrolador, sendo tratadas de forma diferenciada. Dessa forma, verifica-se que é necessário a especificação de um microcontrolador que possua, pelo menos, seis portas digitais que permitam processo de interrupção.

Já a saída do módulo da célula de carga é feita por meio de uma interface serial implementada por dois canais digitais. Conseqüentemente, tendo em vista que a plataforma aqui implementada utiliza duas células de carga, constata-se que são necessárias quatro portas digitais para leitura. Entretanto, ao contrário das saídas dos *encoders*, aqui não é necessário o uso de portas com interrupção, visto que o processamento não será baseado na contagem de um trem de pulsos.

Ademais, destaca-se também que a interface de visualização dos dados, implementada em um computador, recebe informações do microcontrolador por meio de uma interface serial de dados. Mais especificamente, utilizou-se o padrão serial *UART* (*Universal Asynchronous Receiver/Transmitter*) para essa comunicação, o qual está presente na maioria dos microcontroladores. Mais

detalhes sobre essa interface com o computador, bem como sobre o software utilizado, são mostrados na Seção 3.7.

Em suma, tendo em vista os aspectos aqui descritos, verifica-se que faz-se necessário um microcontrolador que possua pelo menos 10 portas digitais, sendo 6 de interrupção, para leitura dos sensores, além de uma interface serial com o computador, para implementação da interface de visualização. A Figura 3.10 mostra o fluxograma de dados do sistema projetado, indicando todas as interfaces entre dispositivos e softwares.

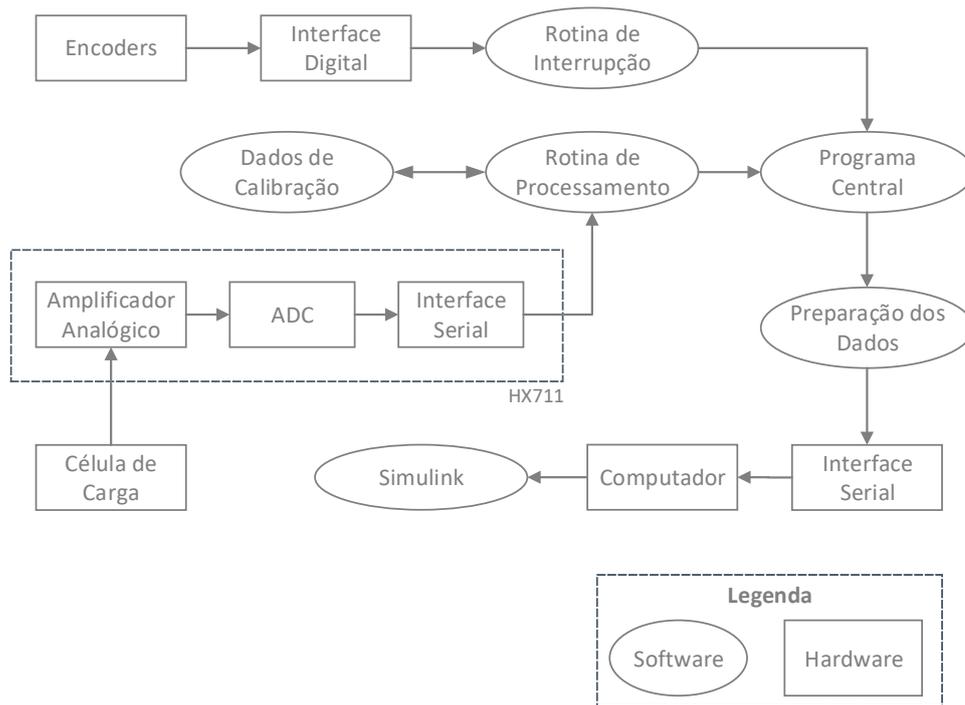


Figura 3.10: Diagrama de Fluxo de Dados

Dessa forma, considerando os requisitos impostos, optou-se por utilizar neste projeto a plataforma de prototipagem eletrônica Arduino Mega 2560 (Figura 3.11), baseada no microcontrolador ATmega2560, que possui 54 portas digitais sendo 6 delas com interrupção e 4 canais de interface serial *UART*, atendendo assim às necessidades do projeto .



Figura 3.11: Arduino Mega 2560 [65]

O Arduino Mega tem o C/C++ como linguagem de programação e apresenta um ambiente desenvolvimento integrado (IDE, *integrated development environment*) próprio. Esse ambiente, associado a um conversor serial já presente na placa, permite fácil implementação e carregamento dos programas no microcontrolador.

3.5 Modelagem e Fabricação

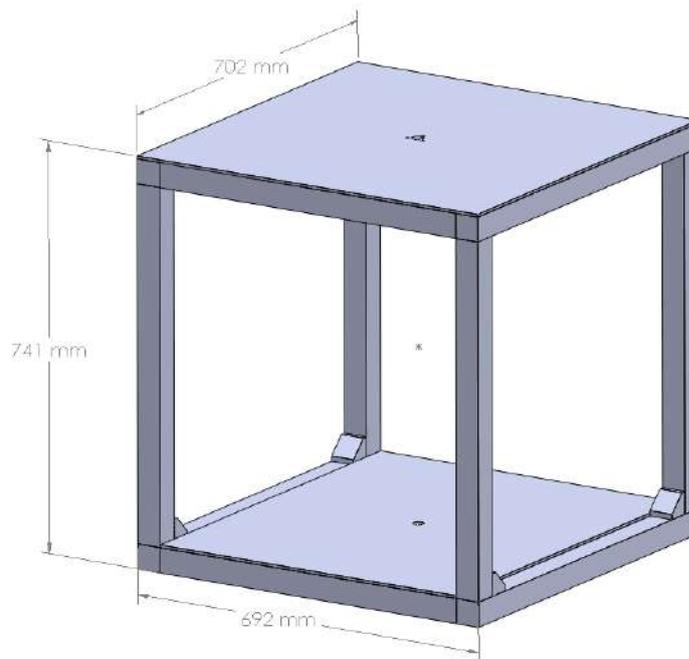
Na sequência da cadeia de desenvolvimento da plataforma, após ter selecionado todos os componentes eletrônicos e sabendo as dimensões do veículo a ser testado, inicia-se o processo de modelagem e fabricação da estrutura de *gimbal* com a inclusão de todos os componentes. Ressalta-se que além dos componentes mencionados anteriormente (*slip ring*, sensores e microcontrolador), a montagem da estrutura faz uso de peças mecânicas comerciais (perfis de alumínio e peças de conexão), bem como de peças personalizadas, fabricadas utilizando materiais compósitos. Essa seção detalha o processo de seleção dos componentes mecânicos, modelagem da estrutura e fabricação das peças, assim como a integração de todos os componentes.

3.5.1 Estrutura Externa

A base do aparato foi feita utilizando perfis de alumínio modulares da *Bosch* [66]. As ranhuras do perfil (mostrado na Figura 3.12), associadas a parafusos e porcas, com o encaixe da ranhura, e peças de conexão, garantem a versatilidade desse tipo de estrutura, permitindo uma montagem personalizada de acordo com a demanda e um baixo peso da estrutura.

Figura 3.12: Perfil de alumínio da *Bosch* [66]

As dimensões da estrutura foram especificadas de modo a garantir a acomodação de todas as estruturas internas, levando em consideração a disponibilidade de comprimento dos perfis. Além da estrutura de alumínio, duas placas de MDF são utilizadas para dar sustentação aos componentes, conforme mostrado na Figura 3.13.

Figura 3.13: Estrutura externa com perfis *Bosch* e placas de MDF, com suas respectivas dimensões

3.5.2 Estrutura Interna

Tanto a estrutura externa quanto as estruturas de *gimbal* foram modelados utilizando o *software Solidworks*. As dimensões do projeto foram selecionadas de forma a possibilitar o uso de veículos de até 350 mm entre os motores. Um desenho da plataforma é mostrado na Figura 3.14.

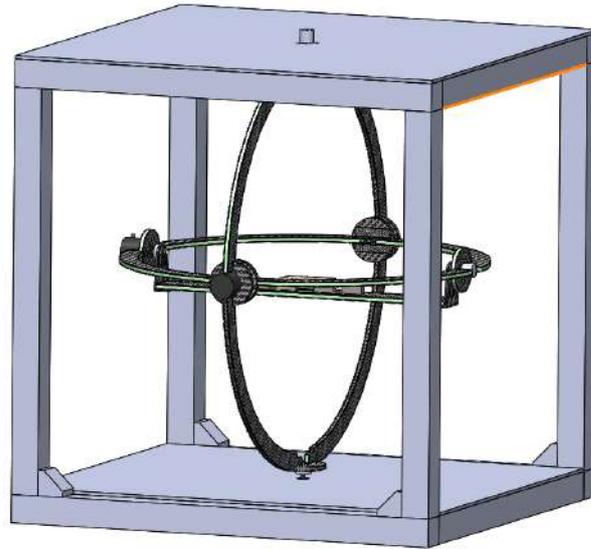


Figura 3.14: Desenho CAD da plataforma

As estruturas móveis do *gimbal* foram fabricadas em material compósito, utilizando uma combinação de espuma PVC de alta densidade (*Divinycell H60*) e PRFC (polímero reforçado com fibra de carbono), para garantir boa rigidez da estrutura e baixo peso. Dessa forma, foi montada uma estrutura em sanduíche, como mostrado na Figura 3.15.

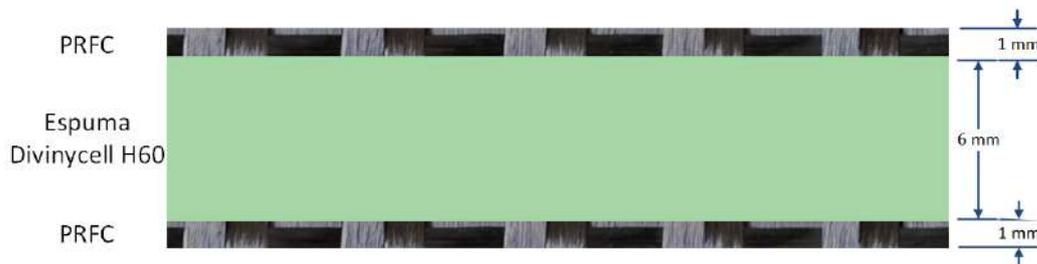


Figura 3.15: Estrutura sanduíche de espuma e fibra de carbono

O processo utilizado para fabricação desse tipo de material compósito é chamado de laminação a vácuo, onde a fibra de carbono é impregnada com a resina e então posicionada sobre a peça de espuma, que será utilizada como núcleo. A resina, além de exercer função estrutural no PRFC, também promove a adesão entre o carbono e a espuma. Durante o processo de cura da resina, a peça é isolada em uma bolsa de vácuo com pressão de -600 mmHg visando retirar a resina excedente, que não foi absorvida pela fibra de carbono, e promover a compactação do laminado. Esse excesso de resina é absorvido por mantas de feltro, tecido com alta capacidade de absorção, que são colocadas dentro da bolsa de vácuo e separadas do carbono por um plástico micro perfurado, que permite a passagem da resina para o feltro sem que este

cole na fibra de carbono. Esse processo foi realizado a fim de se fabricar um PRFC com uma relação de aproximadamente 35 % de resina e 65 % de fibra de carbono.

3.5.2.1 Placa de *Roll*

O processo de fabricação da placa de *roll* consiste em uma única etapa de laminação, onde ambas as camadas, superior e inferior, são laminadas simultaneamente, como ilustrado na Figura 3.16. A Figura 3.17 mostra uma foto da peça durante essa etapa de laminação.

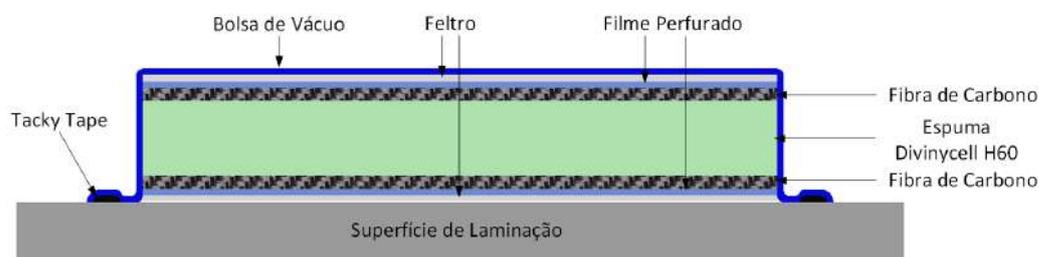


Figura 3.16: Esquema ilustrativo do processo de laminação da placa de *roll*



Figura 3.17: Processo de laminação da placa de *roll*

Conforme ilustrado na Figura 3.18, a laminação é feita utilizando uma placa de espuma com dimensões maiores do que as da placa desejada. Depois de feita a laminação, o corte externo da placa é feito de forma manual em uma serra-fita, utilizando um gabarito em MDF. Em seguida, faz-se o acabamento interno, preparando o espaço onde a célula de carga será instalada.

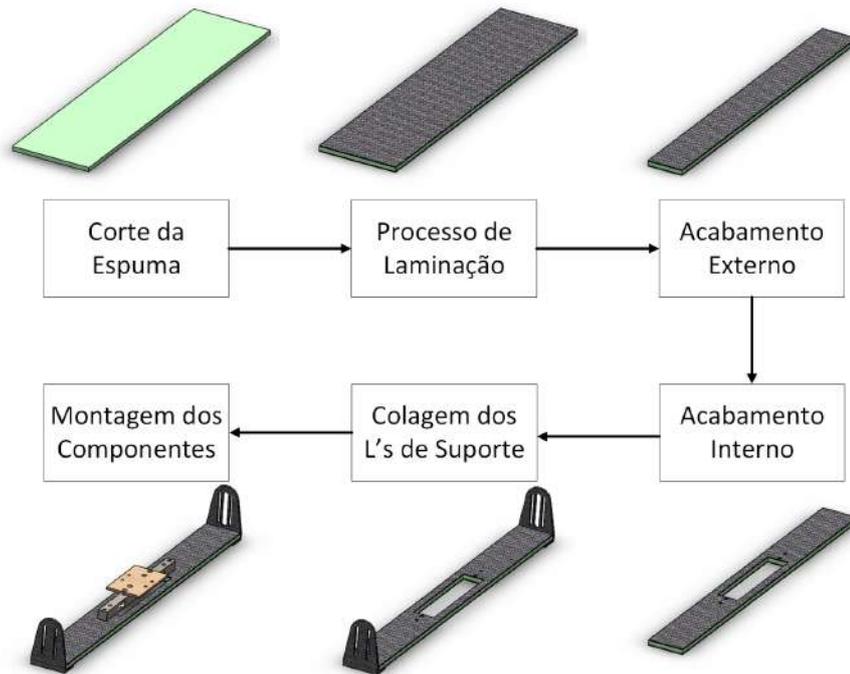


Figura 3.18: Fluxograma de fabricação da placa de *roll*

A placa de *roll* fabricada é conectada ao *encoder* e ao *slip ring* através de suportes de carbono em formato de L. Estes suportes possuem ranhuras que permitem o ajuste da altura da placa em relação ao arco de *pitch*, de forma a permitir o posicionamento do centro de gravidade do veículo no eixo de rotação dos *encoders* e do *slip ring*. A conexão entre os eixos do *encoder* e do *slip ring* ao suporte é feita utilizando um adaptador de eixo, fabricado em alumínio. A Figura 3.19 mostra os detalhes dessa conexão.

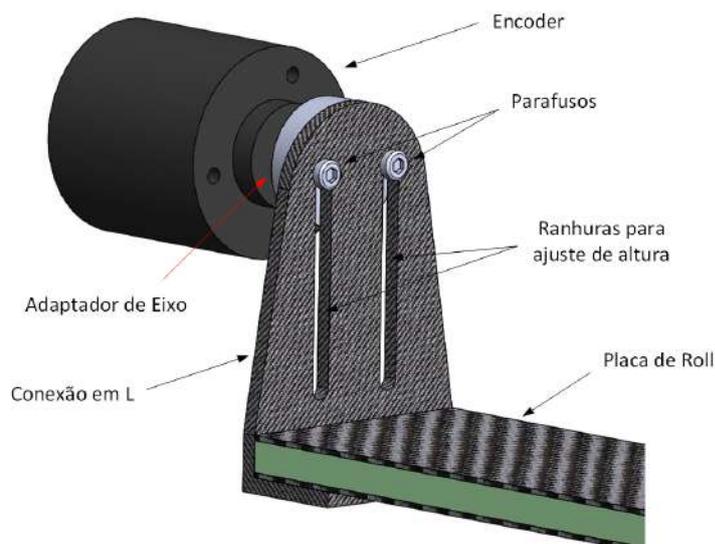


Figura 3.19: Detalhes da conexão da placa de *roll* com o *encoder* e *slip ring*

As células de carga são fixadas na estrutura PRFC por parafusos e porcas e uma placa de MDF faz a conexão entre as células de carga e o veículo. Essa placa é feita personalizada de acordo com o veículo sendo utilizado visando proporcionar a melhor instalação para cada drone. A Figura 3.20 mostra uma foto em detalhe da conexão da célula de carga com a placa de *roll* e a placa de MDF.



Figura 3.20: Detalhe da placa de fixação do veículo na estrutura de *gimbal*

3.5.2.2 Arcos de *Pitch* e *Yaw*

A complexidade das peças de *pitch* e *yaw* gera um desafio maior no processo de construção, devido a suas curvaturas e dentes para encaixe nas peças de conexão. Conforme mencionado na subseção anterior, o processo adotado para a fabricação da placa de *roll* inclui a laminação de uma grande placa de espuma e PRFC, seguida da realização dos cortes das peças. Entretanto, devido à maior complexidade das peças necessárias para fabricação dos arcos de *pitch* e *yaw*, o processo de corte manual seria consideravelmente mais trabalhoso que o processo de corte da placa de *roll*, sendo necessário o uso de uma máquina CNC fresadora para usinar as peças da forma correta.

Entretanto, devido ao laboratório dispor de apenas uma CNC de corte a laser (que não realiza o corte de materiais compósitos e nem da espuma), optou-se por alterar o processo de fabricação, a fim de se conseguir fabricar estas peças sem utilizar uma CNC fresadora. Neste intuito, primeiramente, cortou-se um gabarito das peças em MDF, utilizando uma CNC laser, e em seguida a espuma foi cortada de forma manual, utilizando o gabarito. Dessa forma, na primeira etapa de laminação, as camadas de carbono foram colocadas

na superfície inferior da espuma, evitando o caimento do carbono para a lateral da peça, como mostra a Figura 3.21. Adicionalmente, a Figura 3.22 mostra uma foto das peças durante esta primeira etapa de laminação.

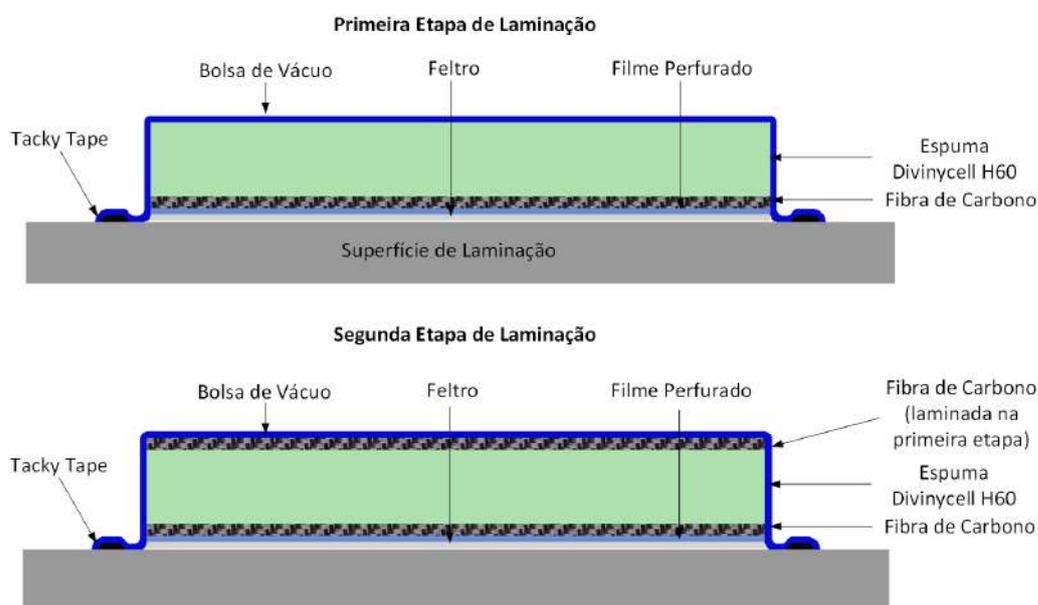


Figura 3.21: Esquema ilustrativo das etapas de laminação dos arcos de *pitch* e *yaw*

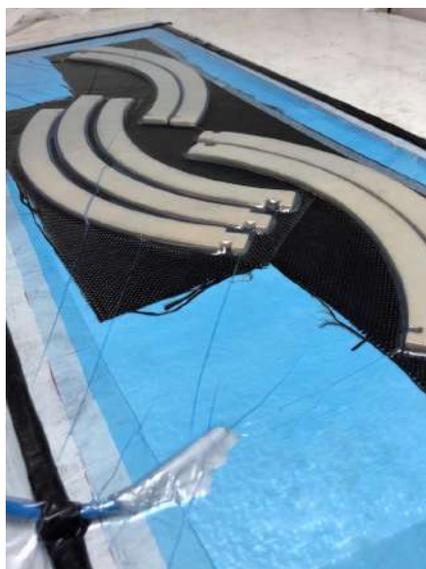


Figura 3.22: Primeira etapa de laminação dos arcos de *pitch* e *yaw*

Após a primeira etapa, o excesso de carbono é cortado de forma manual utilizando como referência o outro lado da espuma, onde é possível visualizar a curvatura e os encaixes da peça. Nesse caso, o processo de corte é simplificado devido à presença de apenas uma das camadas de carbono. Em seguida,

conforme ilustrado na a Figura 3.21, a peça passa pela segunda etapa de laminação, onde o carbono é posicionado novamente na superfície inferior, porém com a peça de espuma rotacionada a fim de se laminar sua parte ainda exposta. Por fim, os excessos de carbono são retirados e é feito acabamento na peça utilizando o gabarito de MDF, deixando as peças prontas para a montagem da estrutura. A Figura 3.23 mostra de forma resumida este processo de fabricação.

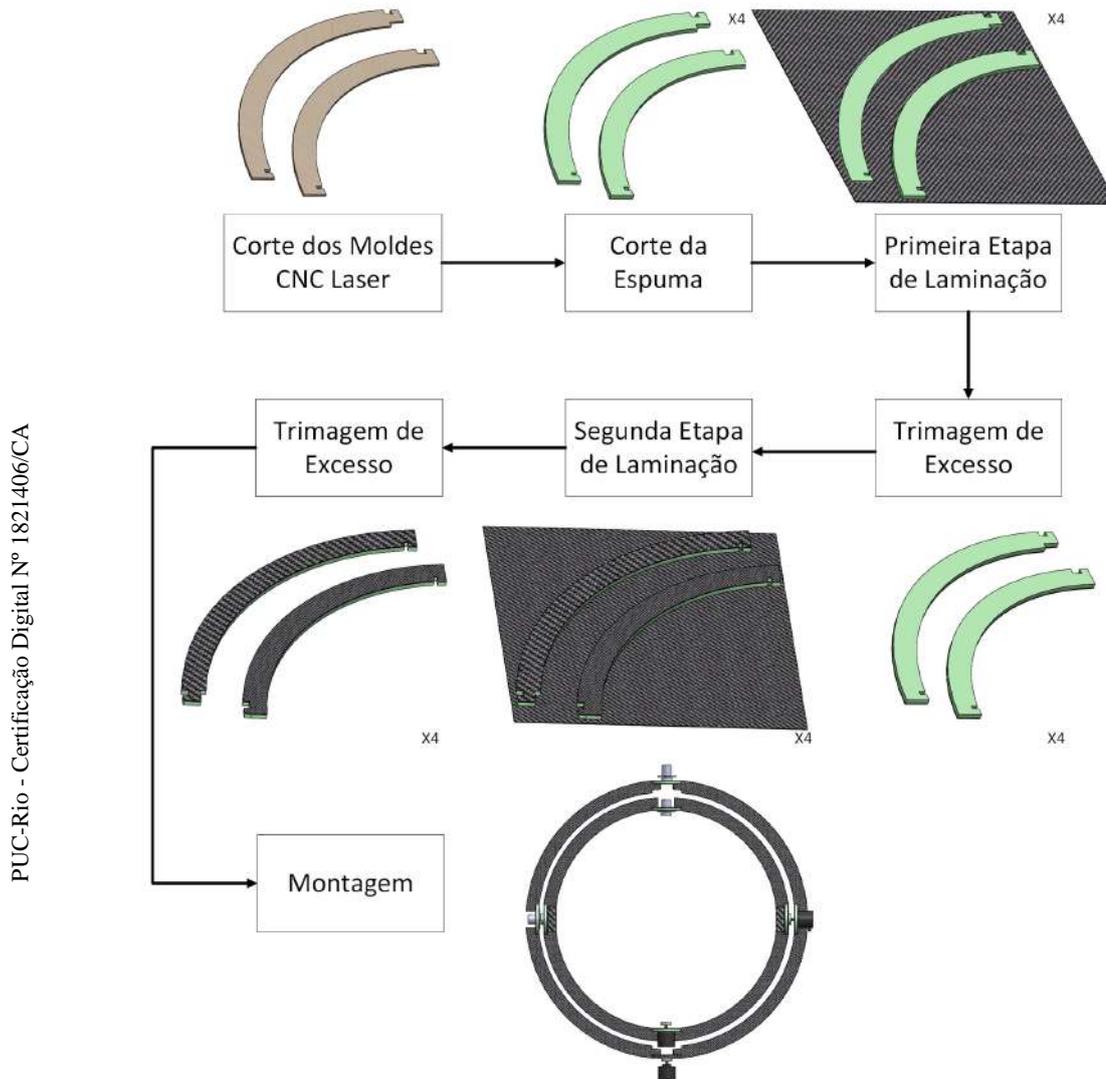


Figura 3.23: Fluxograma de fabricação dos arcos de *pitch* e *yaw*

Conforme mostrado na Figura 3.24, as conexões dos arcos entre si e com os *encoders* e *slip rings* são feitas por meio de peças circulares, também de material compósito, com auxílio de peças em L de suporte, para distribuir o esforço e garantir o alinhamento. Estas peças são aderidas à estrutura dos arcos de *pitch* e *yaw* utilizando cola epóxi. A plataforma é mostrada na Figura 3.25, já com o veículo instalado.

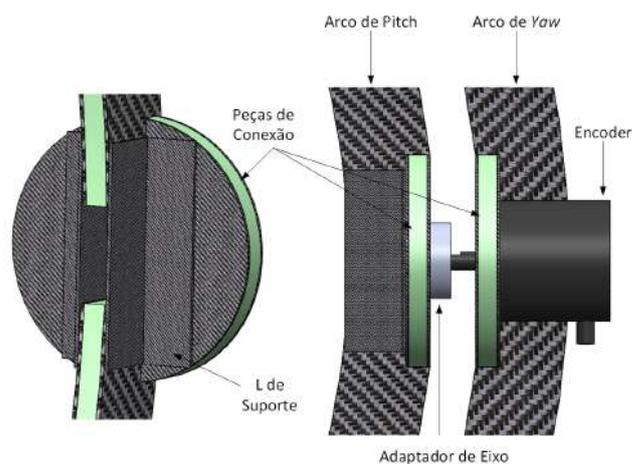


Figura 3.24: Detalhe da conexão dos arcos entre si e com o *encoder*

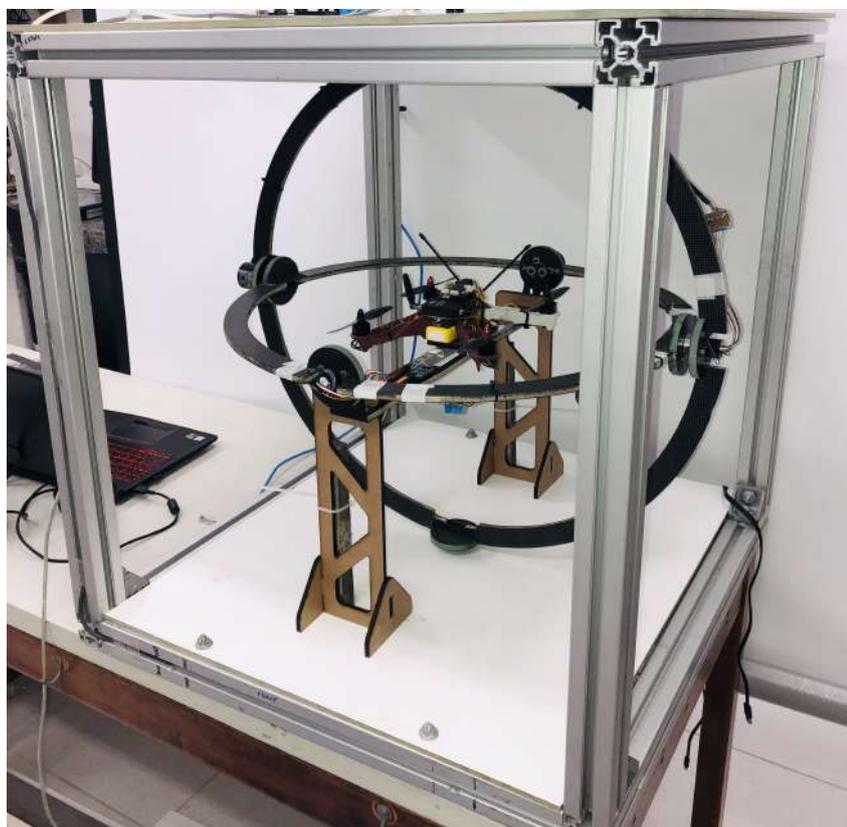


Figura 3.25: Foto da montagem final da plataforma com o veículo já instalado

3.6 Implementação e Calibração

Com a estrutura mecânica montada e todos os sensores devidamente instalados, incluindo a passagem de fios pelos *slip rings*, inicia-se o processo de implementação das rotinas de códigos de programação visando adequado funcionamento do sistema.

3.6.1

Encoder

As rotinas de interrupção (ISR, *interrupt service routine*) de um microcontrolador são códigos específicos, executados de forma imediata quando um determinado evento é detectado. Quando uma interrupção é acionada, interrompe-se temporariamente o processamento que vinha sendo efetuado pelo microcontrolador, de modo a se poder priorizar a execução da rotina de interrupção. Os eventos que ativam interrupções podem ser internos ao microcontrolador, como o uso de temporizadores, ou externos, que monitoram o estado de determinadas entradas digitais a fim de identificar a ocorrência de algum evento nas mesmas.

No caso específico do Arduino Mega, a interrupção externa pode ser configurada de acordo com quatro eventos na porta digital: quando o estado for 0 (*low*), quando ocorrer qualquer mudança no estado (*change*), quando o estado mudar de 0 para 1 (*rising*) ou quando mudar de 1 para 0 (*falling*). Em particular, para leitura dos dados provenientes dos *encoders*, optou-se por adotar a configuração *change* para as interrupções, visto que todas as transições de estado dos sinais do *encoder* são relevantes. Dessa forma, cada canal de saída dos *encoders* é associado a uma ISR, para detecção de mudanças no estado do sinal.

Após a implementação das rotinas de interrupção de modo a garantir que todas as alterações no estado dos sinais conectados as ISRs sejam efetivamente detectadas pelo microcontrolador, faz-se necessário que os dados adquiridos passem por um processo de verificação, visando garantir que a leitura do *encoder* esteja sendo feita de forma correta e rejeitar a presença de ruídos eventualmente superpostos a estes sinais. Como mostrado anteriormente na Figura 3.2, *encoders* incrementais possuem dois canais de saída, com sinais defasados 90° entre si. A Figura 3.26 mostra um exemplo dos respectivos níveis lógicos correspondentes aos sinais presentes nestes canais, tanto para movimento no sentido horário (CW) quanto anti-horário (CCW).

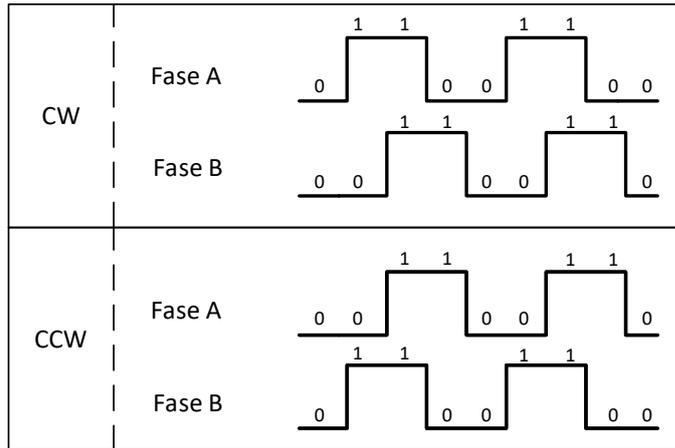


Figura 3.26: Representação de estados de um *encoder* incremental

Observa-se na Figura 3.26 um padrão na sequência de estados das fases A e B. Também percebe-se que essa sequência é diferente de acordo com o sentido de rotação: caso o sensor esteja detectando movimentação no sentido horário, o primeiro canal do sensor vem adiantado de 90° em relação ao segundo e caso contrário, o primeiro canal vem atrasado de 90° em relação ao segundo. O uso desse padrão pode ser utilizado para validar a detecção correta do pulso, reduzindo a influência de ruídos espúrios que acionem as rotinas de interrupção de forma indesejada. Para tal fim, fez-se necessária a implementação de uma máquina de estados capaz de monitorar ambas as fases do sensor, em todos os momentos em que ocorram mudanças de estado, conforme representada na Figura 3.27.

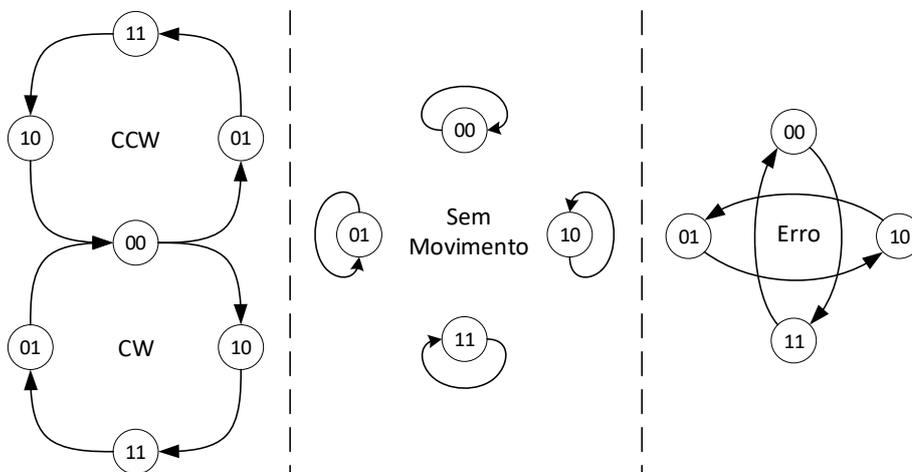


Figura 3.27: Máquina de estados de funcionamento do *encoder*

Após a implementação da rotina de interrupção e da máquina de estados, para validar a ocorrência de pulsos na saída do *encoder*, basta apenas implementar um contador para acumular os pulsos a fim de se poder determinar a posição angular de cada *encoder* por meio desta contagem. Ressalta-se ainda que, por se tratar de um *encoder* incremental, a cada reinicialização do sistema os dados do *encoder* devem ser zerados. Dessa forma, é importante que a estrutura da plataforma esteja adequadamente nivelada ao se inicializar o sistema, para que a leitura do ângulo nulo do *encoder* coincida com a indicação de ângulos nulos de *roll* e *pitch*.

3.6.2 Célula de Carga

Como o circuito integrado HX711 já faz todo o processamento de amplificação do sinal da célula de carga e sua conversão analógico-digital, é necessário apenas estabelecer uma comunicação serial com o microcontrolador e efetuar a calibração. A comunicação serial é padronizada segundo dados fornecidos pelo fabricante no *datasheet*, assim como a biblioteca de código necessária para a implementação da comunicação. A calibração foi feita individualmente para cada célula de carga utilizando placas de aço com massa conhecida.

O processo de calibração começa sem carga nenhuma aplicada à célula e posteriormente as placas são adicionadas gradualmente. Foram feitas 10 medições para cada massa testada, variando entre 0 g e 846,1 g. Quando o máximo de placas foi atingido, o descarregamento foi feito também de forma gradual e mais 10 medições foram feitas, para cada massa testada, visando avaliar a histerese. Por fim, foi computada a média das 20 medidas efetuadas para cada massa e feita uma interpolação linear, de modo a se obter a curva de calibração. Os dados completos da calibração se encontram no Apêndice C e as respectivas curvas de calibração de ambas as células de carga são exibidas nas Figuras 3.28 e 3.29.

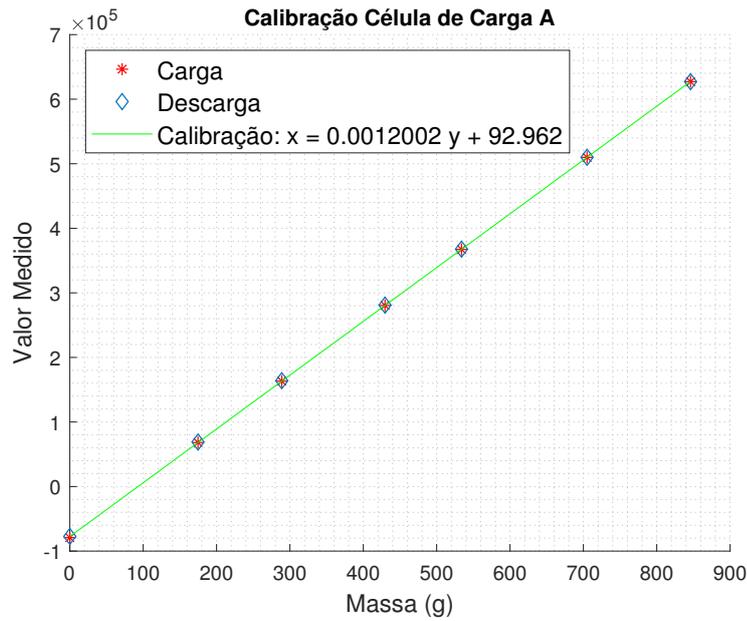


Figura 3.28: Calibração da Célula de Carga A

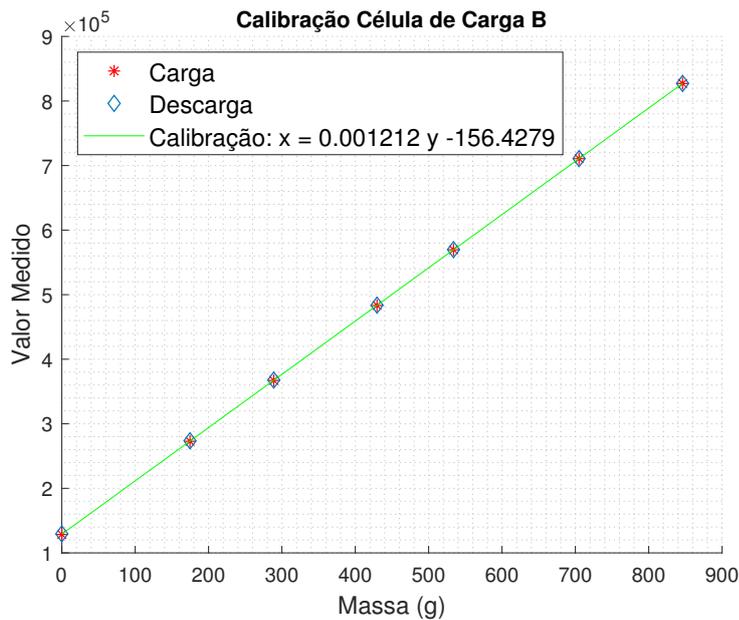


Figura 3.29: Calibração da Célula de Carga B

Em ambas as células de carga, a variação dos valores na carga e na descarga foram de pequena magnitude quando comparados comparados com o fundo de escala da medição, indicando baixa influência da histerese no funcionamento da célula de carga. A Figura 3.30 mostra essa diferença para cada um dos pontos de medição das duas células de carga.

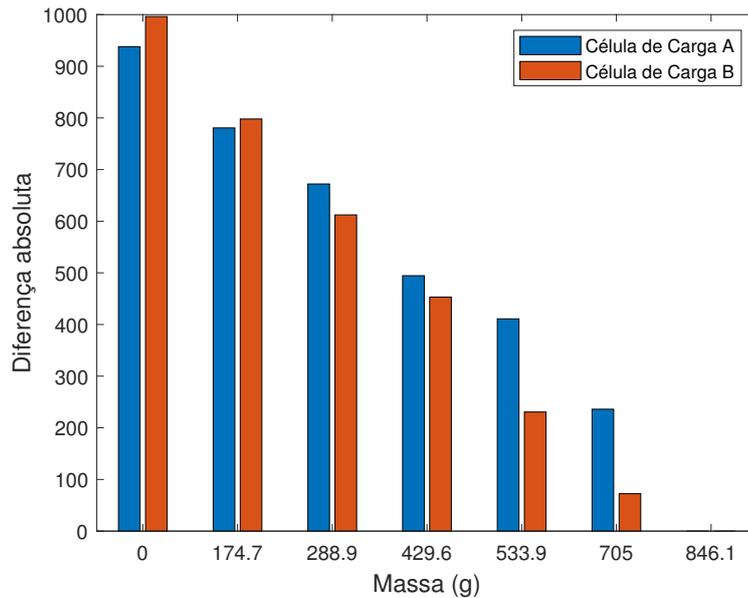


Figura 3.30: Diferença absoluta das medições feitas durante o carregamento e o descarregamento da célula de carga

3.7 Interface

A interface de visualização dos dados foi desenvolvida no *software Matlab/Simulink*, que permite não só a visualização dos dados adquiridos pela plataforma, mas também proporciona um ambiente onde o modelo completo do veículo é implementado, permitindo análises mais elaboradas.

A comunicação do *Arduino Mega* com o *Simulink* é feita de forma serial, utilizando-se a *toolbox* de instrumentação presente no programa. Os dados de cada parâmetro de interesse (ângulos de *roll*, *pitch*, *yaw* e força lida pela célula de carga) processados pelo *Arduino* usando variáveis do tipo *float*, com 32 *bits*, são convertidos em 4 *bytes* e então transmitidos. Este bloco de dados é delimitado por um elemento inicializador e outro finalizador, como mostrado na Figura 3.31. Ressalta-se que a presença destes elementos inicializadores e finalizadores são requisitos do *Simulink*, para verificação da leitura correta dos dados. Por sua vez, a Figura 3.32 mostra o diagrama de blocos implementado no *Simulink*, para leitura dos dados.

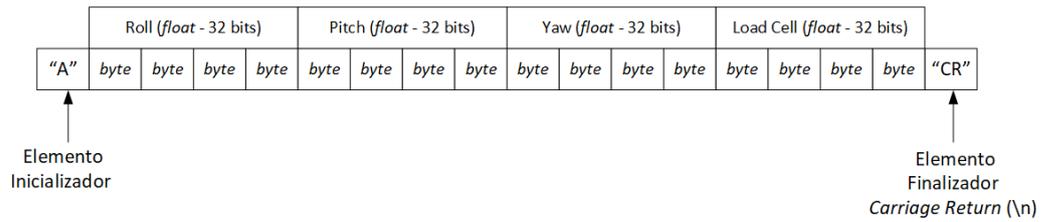


Figura 3.31: Transmissão de dados entre o Arduino e o Computador

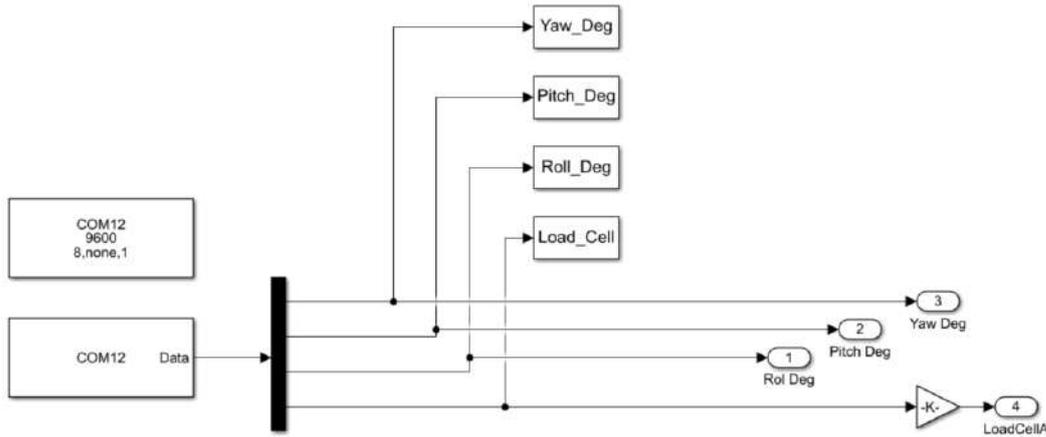


Figura 3.32: Diagrama de blocos do Simulink referente à leitura de dados seriais

Ademais, fazendo uso da *toolbox* de simulação 3D do *Simulink*, foi criado um ambiente virtual para visualizar os movimentos de rotação do veículo, baseado nos dados provenientes do *encoder*. O diagrama de blocos implementado para o controle do ambiente 3D é mostrado na Figura 3.33 e sua interface gráfica é mostrada na Figura 3.34. Destaca-se ainda que a representação simplificada do veículo foi feita em *Solidworks* e posteriormente importada para o *Simulink*.

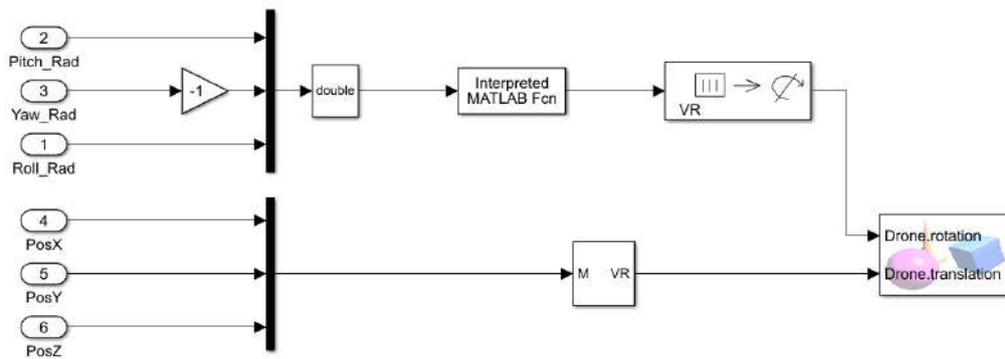


Figura 3.33: Diagrama de blocos do Simulink referente ao ambiente de visualização 3D

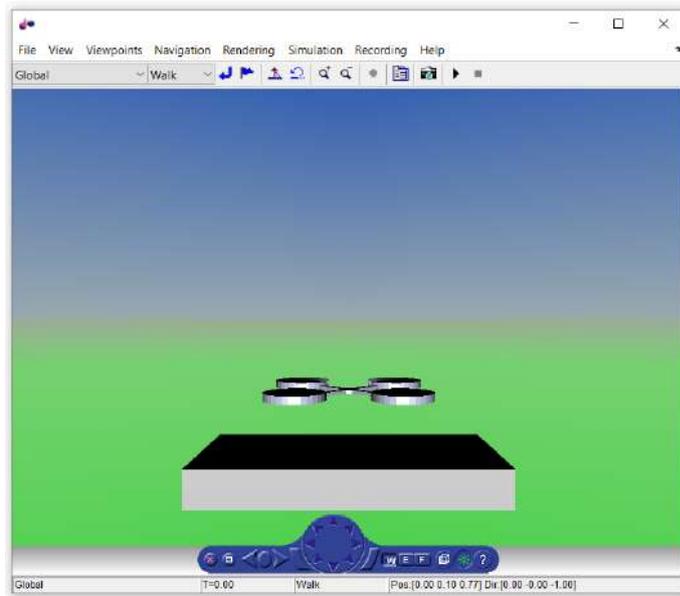


Figura 3.34: Interface de realidade virtual do *Simulink*

Além do ambiente virtual, diversos gráficos podem ser visualizados em tempo real, exibindo tanto os parâmetros diretamente adquiridos quanto outros provenientes de cálculos efetuados por modelo matemático, que serão explicitados na Seção 3.8. Ressalta-se ainda que também utilizou-se a *toolbox* aeroespacial do *Simulink*, a fim de se poder incluir um horizonte artificial, ferramenta muito utilizada em aeronáutica para visualização da orientação do veículo. O diagrama de blocos completo, implementado no *Simulink*, incluindo todos os sub-blocos apresentados anteriormente, é mostrado na Figura 3.35.

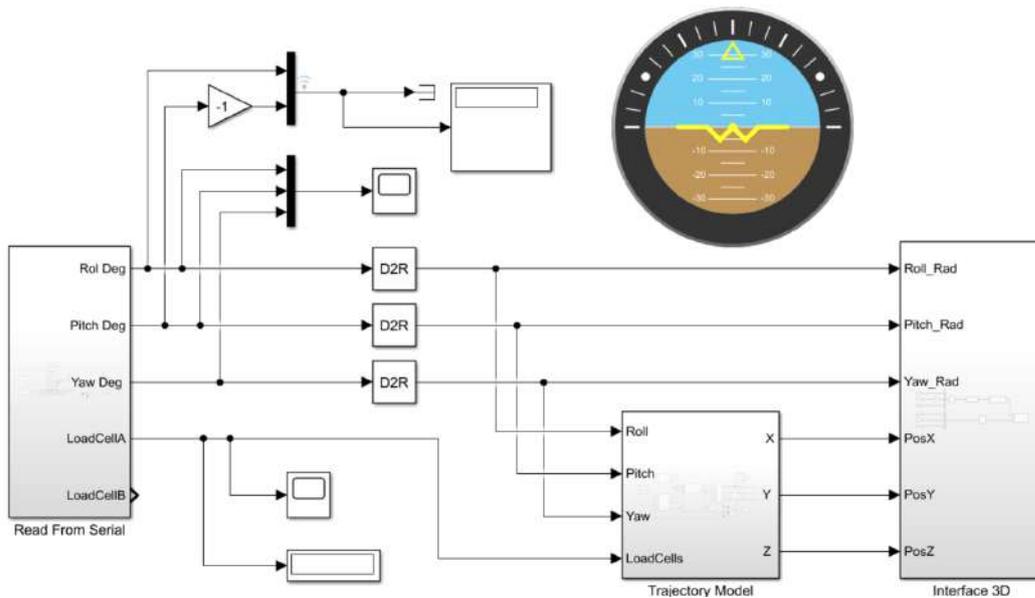


Figura 3.35: Diagrama de blocos modularizado desenvolvido no Simulink

3.8 Modelo de Trajetória

Com a medição dos ângulos de atitude e da força de empuxo gerada pelo sistema motopropulsor, é possível desenvolver um simulador de voo, baseado no modelo apresentado na Seção 2.2. A Figura 3.36 mostra o diagrama de blocos que descreve o funcionamento deste modelo, destacando em azul as grandezas fornecidas por meio de medições efetuadas pela plataforma.

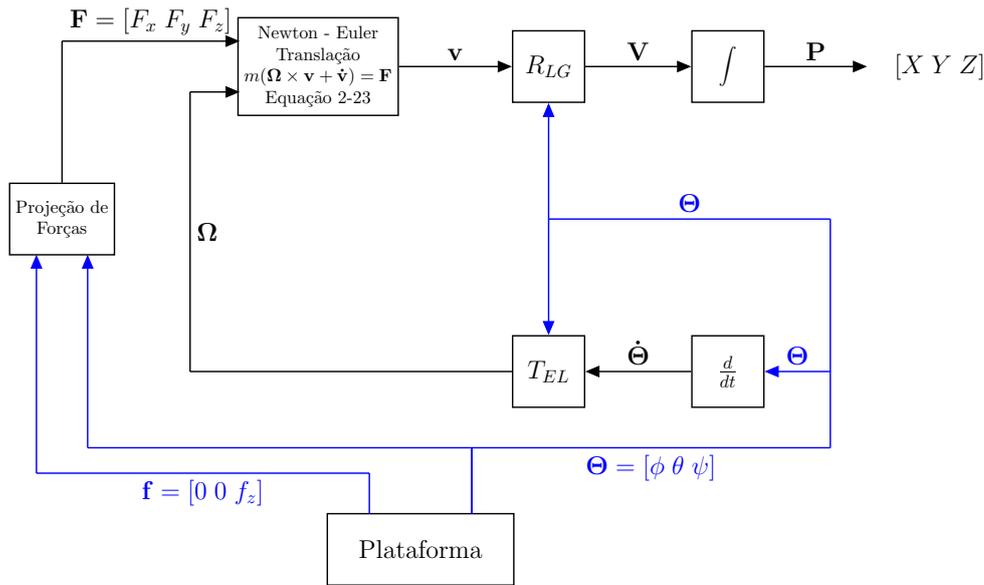


Figura 3.36: Diagrama de blocos do simulador de voo

Projeção de Forças A leitura de força feita pela célula de carga é no referencial local apenas no eixo z , incluindo a força de empuxo dos motores e a componente gravitacional nesse eixo. Conseqüentemente, deve-se incluir no somatório de forças a projeção da força da gravidade nos eixos x e y , o que pode ser feito de acordo com

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ f_z \end{bmatrix} + mg \begin{bmatrix} -\text{sen}\theta \\ \text{sen}\phi \cos\theta \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3-2)$$

O processo para determinação das velocidades angulares no referencial local (Ω) conta com a derivação dos ângulos adquiridos pela plataforma e com o uso da matriz inversa de transformação $T_{GL} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$, dada por

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

Já o processo para determinação das velocidades lineares e do deslocamento linear é igual ao explicitado na Seção 2.2, que descreve o modelo do veículo.

A implementação do diagrama de blocos no *Simulink*, referente a esse modelo de trajetória, é mostrada na Figura 3.37.

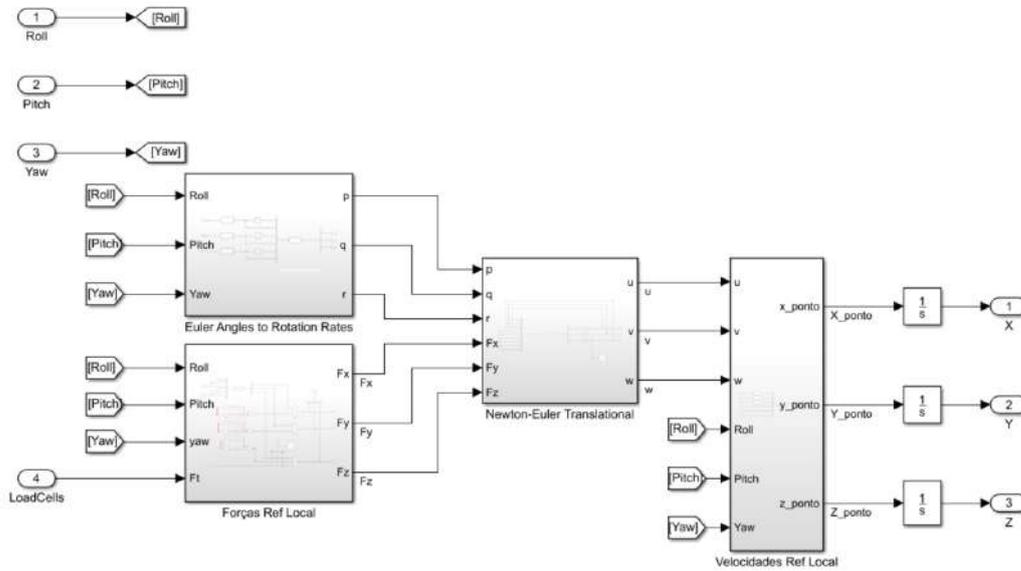


Figura 3.37: Diagrama de blocos do *Simulink* referente ao modelo de trajetória

4 Resultados e Discussões

Neste capítulo são apresentados os resultados dos testes de identificação dos parâmetros do veículo, o funcionamento da plataforma e os testes realizados com a mesma.

4.1 Identificação de Parâmetros

4.1.1 Massa

A Tabela 4.1 mostra todos os componentes do veículo e suas respectivas massas.

Tabela 4.1: Composição de massa do veículo

Componente	Massa unitária (g)	Quantidade	Massa total (g)
Chassi	120,2	1	120,2
Motores	21,0	4	84,0
Hélices	2,5	4	10,0
ESC	11,2	4	44,8
Controladora	12,4	1	12,4
Receptor RC	4,5	1	4,5
Telemetria	19,4	1	19,4
Bateria	130,1	1	130,1
Cablagem	27,6	1	27,6
Massa Total			453,0

Além da medição individual da massa de cada componente, também foi realizado um teste para determinar a distribuição de peso nas extremidades do veículo, a fim de garantir o posicionamento correto do CG. A Figura 4.1 mostra o teste, juntamente com a indicação da distribuição de massa.

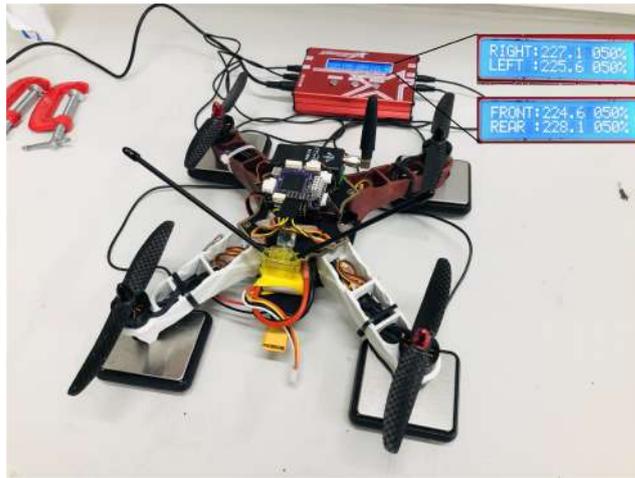


Figura 4.1: Procedimento de determinação da distribuição de massa do veículo

Os resultados obtidos indicam que, para a configuração do drone avaliada, no eixo longitudinal x , a massa está distribuída igualmente: 50% nas extremidades dianteiras (*front*) e 50% nas extremidades traseiras (*rear*). Por sua vez, o mesmo acontece em relação ao eixo lateral y , onde observa-se que 50% da massa concentra-se na extremidade esquerda (*left*) e 50% na extremidade direita (*right*). Dessa forma, conforme desejável, verifica-se que a massa está igualmente distribuída, fazendo com que o CG esteja posicionado de forma equidistante a todas as extremidades do veículo.

4.1.2 Momento de Inércia

O veículo foi modelado no software CAD *Solidworks*, conforme mostrado na Figura 4.2, com todas as características de massa de cada componente devidamente adicionadas. Na sequência, este software foi utilizado para fornecer uma estimativa computacional dos momentos de inércia, cujos valores são mostrados na Tabela 4.2.

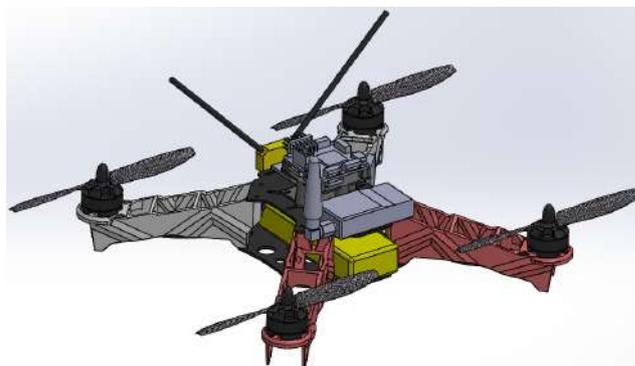


Figura 4.2: Modelo em CAD do veículo

Tabela 4.2: Valores dos momentos de inércia obtidos por *software*

Variável	Valor obtido por software ($kg.m^2$)
J_{xx}	0,001672
J_{yy}	0,001979
J_{zz}	0,002685

Em seguida, foi realizado o procedimento de testes experimentais, descrito na Seção 2.3.2.1, visando à determinação empírica do momento de inércia, de modo a poder compará-lo com os valores obtidos por *software*. Os períodos de oscilação T_0 medidos, para cada eixo, permitem inferir os momentos de inércia correspondentes, conforme apresentado na Tabela 4.3.

Tabela 4.3: Resultados empíricos da determinação do momento de inércia

Eixo (n)	10 T_0 (s)	T_0 (s)	$J_{nn}(kg.m^2)$
x	14,265	1,4265	0,001628
y	14,4875	1,44875	0,001927
z	61,365	6,1365	0,002644

A Tabela 4.4 apresenta a comparação entre os resultados computacionais e experimentais obtidos.

Tabela 4.4: Comparação dos dados empíricos com os obtidos por *software*

Eixo/Inércia	Valor Empírico ($kg.m^2$)	Valor <i>Solidworks</i> ($kg.m^2$)	Variação
J_{xx}	0,001628	0,001672	2,75%
J_{yy}	0,001927	0,001979	2,74%
J_{zz}	0,002644	0,002685	1,55%

Conforme indicado na Tabela 4.4, verifica-se que ambos os métodos de determinação do momento de inércia apresentaram resultados similares, com variação média de 2,34 % entre os resultados experimentais e simulados, mostrando consistência nas medidas realizadas.

O *Solidworks* também fornece a matriz de momento de inércia completa do veículo analisado, mostrada na Equação (4-1) .

$$\begin{bmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1,67 \times 10^{-3} & 1,58 \times 10^{-5} & 1,98 \times 10^{-5} \\ 1,58 \times 10^{-5} & 1,93 \times 10^{-3} & 6,28 \times 10^{-6} \\ 1,98 \times 10^{-5} & 6,28 \times 10^{-6} & 2,69 \times 10^{-3} \end{bmatrix} \quad (4-1)$$

Por meio da Equação (4-1), é possível observar que os valores da diagonal principal, isto é, os momentos principais de inércia, são cerca de 2 ordens de grandeza maiores do que elementos que não estão na diagonal principal. Isso mostra uma grande simetria do veículo e valida a simplificação feita no processo de modelagem, mostrado na Seção 2.2, que considera a matriz de inércia como diagonal, contando apenas com os momentos principais.

4.1.3 Sistema Motopropulsor

Com base nos resultados experimentais obtidos, por meio dos ensaios descritos na Seção 2.3.2.2, apresenta-se na Figura 4.3 a relação entre o percentual de comando e a velocidade angular da hélice, cujo comportamento indica uma relação linear entre essas duas variáveis.

Ressalta-se que esses testes são realizados para um único motor utilizado no veículo e não para o sistema motopropulsor completo. Apesar da possibilidade de diferenças nos motores utilizados no veículo, assume-se que essas diferenças são pequenas e podem ser desprezadas, fazendo com que o teste possa ser realizado em apenas um motor e seu resultado ser replicado para todos os motores.

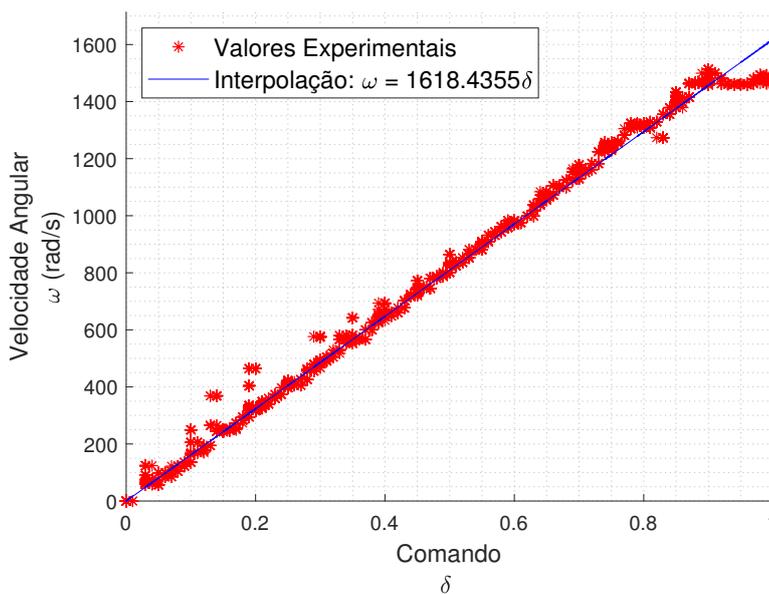


Figura 4.3: Curva da velocidade angular em função do percentual de comando

Dessa forma, traçando-se uma curva de ajuste linear para o conjunto de dados experimentais obtém-se a expressão apresentada na Equação (4-2), que possui coeficiente de determinação $R^2 = 0,9915$.

$$\omega = 1618.4 \times \delta \tag{4-2}$$

Ressalta-se ainda que, observando-se os dados experimentais obtidos, mostrados na Figura 4.3, é possível visualizar a zona de saturação de comando do ESC, que ocorre ao atingir aproximadamente 95% de comando.

Em seguida, ao se analisar a relação entre velocidade angular e empuxo, mostrada na Figura 4.4, pode-se determinar o parâmetro C_T . Neste intuito, foi definida uma curva de ajuste quadrático do tipo $y = ax^2$, para o conjunto de dados experimentalmente obtido. A curva de ajuste obtida apresentou um coeficiente de determinação $R^2 = 0,9914$.

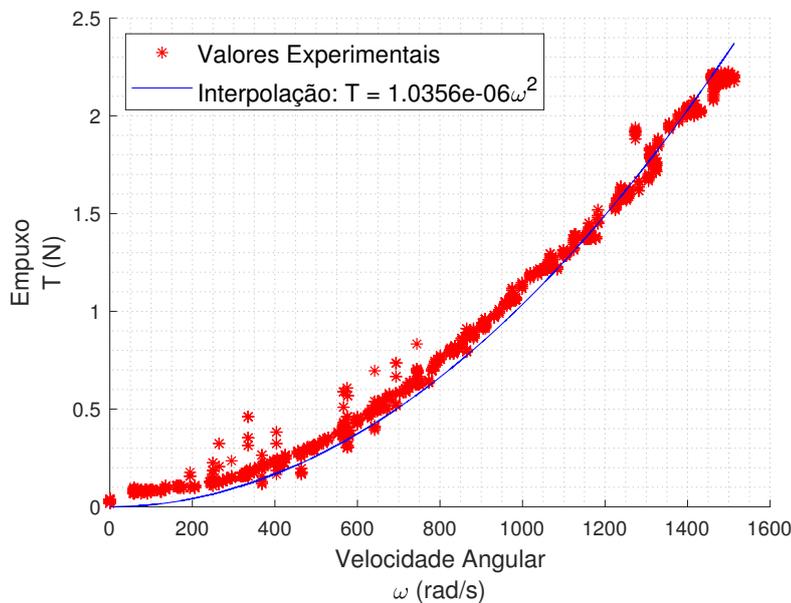


Figura 4.4: Curva do empuxo em função da velocidade angular

Com base na equação (2-46), nota-se que o coeficiente a da curva de regressão explicitada na Figura 4.4 será a constante C_T . Dessa forma, conhecendo-se a expressão da curva de regressão, pode-se estimar a constante C_T como

$$C_T = 1,035 \times 10^{-6} \frac{N}{(rad/s)^2} \tag{4-3}$$

Na sequência, apresenta-se na Figura 4.5 os resultados das medições experimentais do torque em função da velocidade angular. A princípio, esta curva seria utilizada para estimação do parâmetro C_M , entretanto a qualidade das medições impossibilitou tal estimativa.

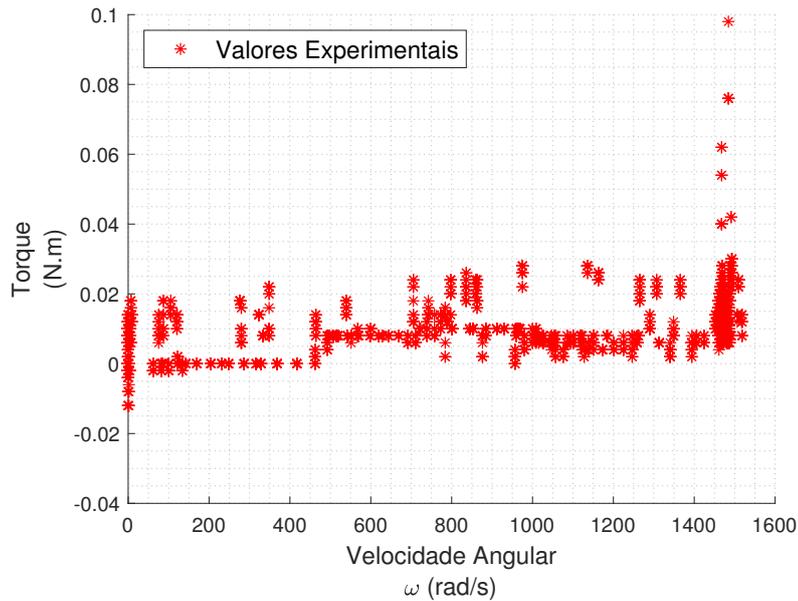


Figura 4.5: Curva do torque em função da velocidade angular

O comportamento esperado para esta curva seria similar ao apresentado para a curva de empuxo em função da velocidade angular (Figura 4.4), ou seja, formato quadrático do tipo $y = ax^2$. Porém, nota-se que esse não foi o resultado alcançado, dado que não é possível perceber aumento do torque em função de incrementos da velocidade angular. Em particular, os valores de torque oscilaram em torno de aproximadamente 0 N.m durante todo o experimento, não apresentando nenhuma tendência bem definida.

A bancada de medição foi projetada com braços de alavanca de 20 cm (0,2 m), que quando associados à célula de carga com capacidade de medição de até 10 N, possibilitam medições de torque de até 2 N.m. No momento do projeto da bancada e da seleção do tamanho do braço de alavanca, ainda não havia uma estimativa do valor de torque que seria gerado pelo motor, dado que esta não é uma grandeza geralmente fornecida pelos fabricantes, ao contrário do que ocorre com o empuxo. Entretanto, após a realização dos testes e a observação desta inconsistência no comportamento experimental esperado para a curva de torque em função da velocidade angular, foi feito um levantamento na literatura em busca dos valores típicos esperados para essa grandeza. Em [22], o mesmo teste realizado encontrou valor máximo de 0,03 N.m, para um motor com características similares ao utilizado nesta dissertação.

Dessa forma, percebe-se que o sistema aqui projetado, capaz de medir torques de até 2 N.m, não é adequado para análise do torque produzido pelo motor avaliado, que produz torque máximo de 0,03 N.m, o que corresponde a apenas cerca de 1,5 % do fundo de escala. Para conseguir capturar de forma

satisfatória o comportamento do torque, gerado pelo motor avaliado, em função da velocidade angular seria necessário utilizar um aparato com resolução ordens de grandeza menor do que 0,03 N.m. Consequentemente, pode-se inferir que a má qualidade das medições apresentadas na Figura 4.5 está associada à incerteza de medição do aparato.

4.2

Funcionamento da Plataforma

Nesta subseção serão descritos os testes experimentais realizados a fim de verificar o correto funcionamento da plataforma, dos seus sensores e da interface de visualização e aquisição de dados.

4.2.1

Célula de Carga

O *software Mission Planner* foi utilizado para realizar a rotina de testes dos motores (Figura 4.6). Um comando de 50 % foi aplicado em todos os 4 motores simultaneamente e o empuxo sobre a célula de carga foi adquirido pela plataforma e visualizado no *Simulink*, mostrado na Figura 4.7.



Figura 4.6: Interface de teste dos motores no *Mission Planner*

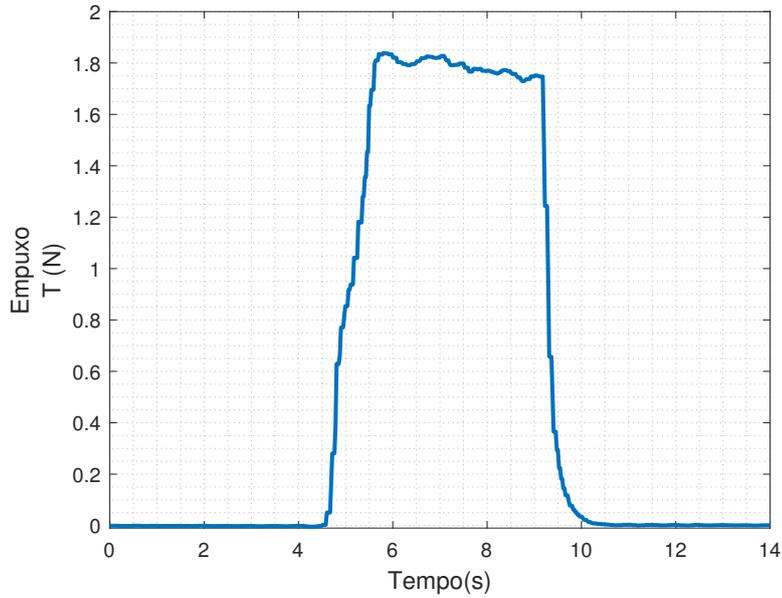


Figura 4.7: Leitura da célula de carga para um comando de 50 % nos 4 motores

Os resultados obtidos permitem que se verifique o correto funcionamento da célula de carga utilizada na plataforma, além de mostrarem que a mesma apresenta boa resposta dinâmica, quando aplicada uma força variante no tempo.

4.2.2 Ângulos de Atitude

A Figura 4.8 mostra fotos do veículo em 3 diferentes posições e apresenta a tela da interface implementada no *Simulink*, para cada uma dessas respectivas posições.

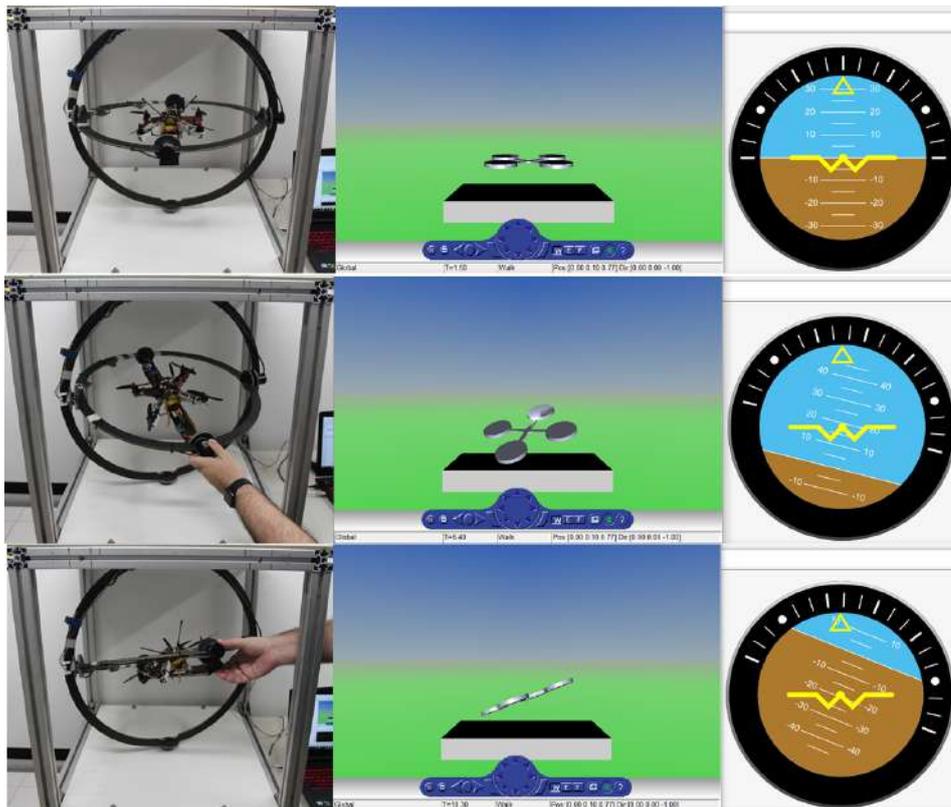


Figura 4.8: Visualização do veículo na plataforma e da interface em diferentes posições

A Figura 4.9 mostra as leituras dos *encoders* após se submeter a plataforma a impulsos manuais aplicados individualmente em cada um dos seus três graus de liberdade.

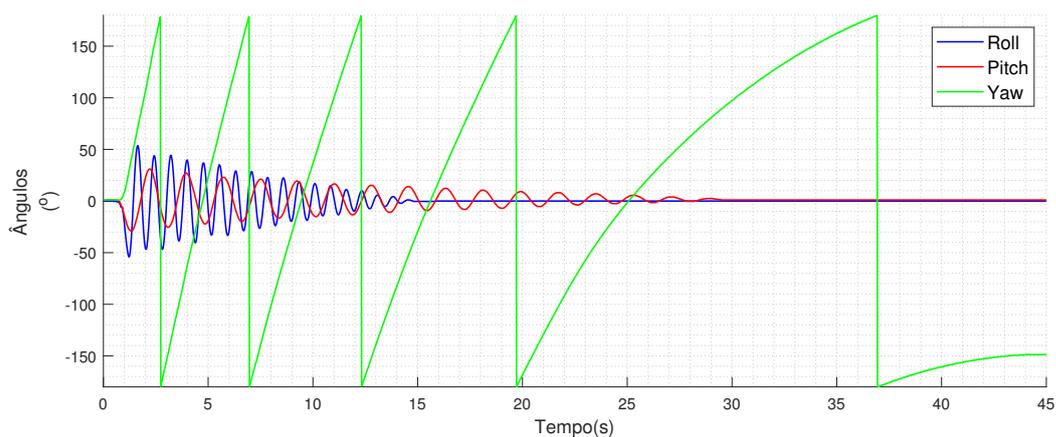


Figura 4.9: Aquisição dinâmica de ângulos pela plataforma dado um impulso manual no veículo

Ressalta-se que o ângulo de *yaw* não retorna para sua posição inicial (0°) visto que seu equilíbrio na plataforma é indiferente dado que o mesmo

encontra-se suspenso na plataforma. Entretanto, conforme esperado, nota-se que o regime oscilatório cessa após o transitório desencadeado pela aplicação do impulso. Já os ângulos de *pitch* e *roll* sempre retornam à posição inicial nula, após o transitório, por apresentarem equilíbrio estável.

Dessa forma, verifica-se o correto funcionamento tanto da interface de visualização (Figura 4.8) quanto da aquisição de dados dos *encoders* (Figura 4.9), ambas apresentando boas taxas de atualização e aquisição (aproximadamente 15 Hz).

4.3 Comparação de Dados

Uma vez verificado o funcionamento dos sensores presentes na plataforma, foram realizados mais testes a fim de se poder avaliar a confiabilidade das medições, por meio da comparação dos resultados medidos com os sensores da plataforma com aqueles provenientes de outros sensores e medições externas à plataforma.

4.3.1 Célula de Carga

A célula de carga da plataforma foi utilizada para verificar a massa do veículo, retornando um valor de 454,3 g. Por sua vez, este valor foi comparado com o obtido ao se pesar o veículo em uma balança comercial, conforme apresentado na Seção 4.1.1 obteve-se uma diferença de 0,38 %, indicando que a célula efetua medições confiáveis. Os dados são resumidos na Tabela 4.5.

Tabela 4.5: Comparativo dos valores de massa do veículo

Massa (g)	Massa (g)	Erro (%)
Balança Comercial	Célula de Carga - Plataforma	
453	454,3	0,38%

De forma similar à descrita na Seção 4.2.1, utilizou-se a interface do *Mission Planner*, apresentada na Figura 4.6, de modo a se fornecer comandos variando entre 0 % e 100 %, em passos de 10 %, para os motores do veículo. Para cada percentual de comando, fez-se a aquisição dos dados da célula de carga a fim de se analisar o empuxo gerado. Esses dados foram então comparados com os obtidos durante os testes do sistema motopropulsor, apresentado na Seção 4.1.3.

A Figura 4.10 mostra o comportamento do empuxo de acordo com o incremento do percentual de comando fornecido. Para fins de comparação, o

empuxo foi medido de duas formas alternativas, por meio: (1) da célula de carga presente na plataforma e (2) da bancada de testes do motor. Ressalta-se que os dados provenientes das medições de empuxo na bancada de testes do motor foram multiplicados por 4, visto que a medição foi efetuada para apenas 1 motor e o quadricóptero possui 4 motores, idealmente iguais.

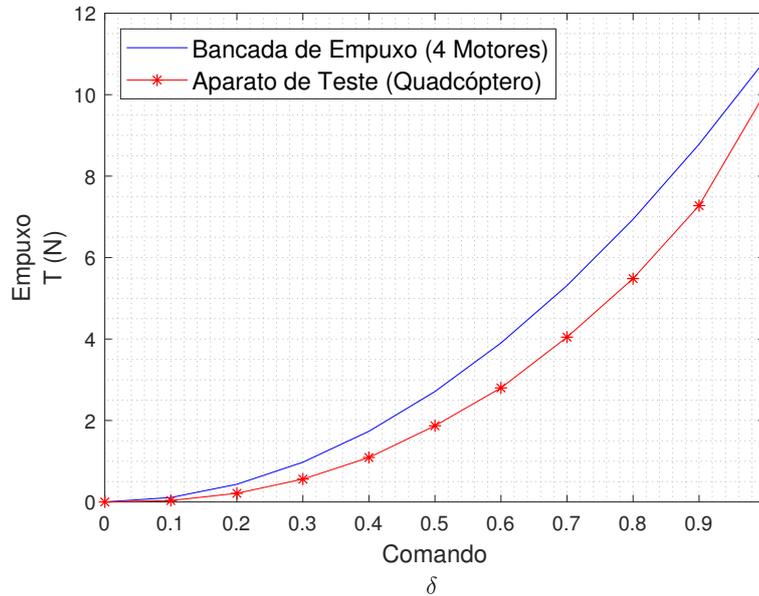


Figura 4.10: Comparação dos dados obtidos pela célula de carga da plataforma com os obtidos durante o teste dos motores na bancada de empuxo

Pelo gráfico na Figura 4.10 observa-se uma queda na medição do empuxo gerado pelo sistema motopropulsor quando o mesmo encontra-se instalado no veículo. Essa diferença é originada por dois fatores: aerodinâmica e rigidez. O desempenho das hélices é bastante afetado pela presença de outros objetos próximos do disco de rotação da mesma. Idealmente, deseja-se que a área próxima ao disco de hélice esteja o mais desobstruída visando reduzir a turbulência na região e aumentar a eficiência da mesma. Na instalação do motor na bancada de empuxo, a área de interferência aerodinâmica é menor quando comparada à área de interferência do chassi do drone, como mostra a Figura 4.11. Sendo assim, um desempenho pior quando o motor se encontra instalado no veículo é esperado.

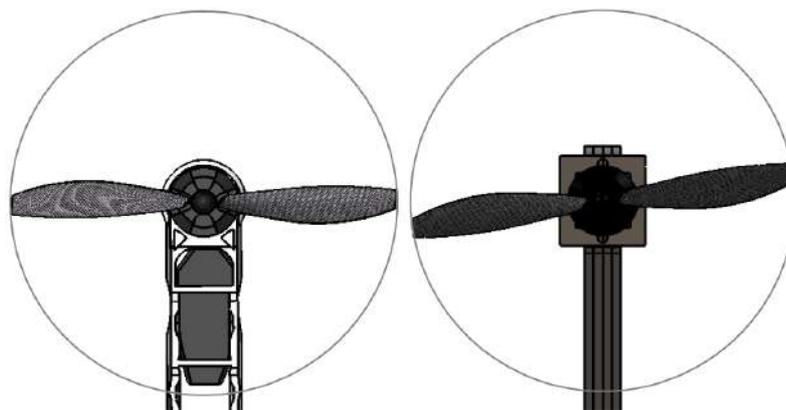


Figura 4.11: Comparação da área de sombra aerodinâmica na hélice quando instalada na bancada de empuxo e no veículo

Do ponto de vista estrutural, o desempenho de motores é afetado pela rigidez da estrutura onde o mesmo é instalado. Motores possuem melhor desempenho quando instalados em estruturas mais rígidas, menos susceptíveis a vibração. Dessa forma, é de se esperar resultados de desempenho diferentes para instalações em estruturas diferentes.

Ambas as perdas não são facilmente identificadas no projeto, sendo necessária uma análise aerodinâmica e estrutural mais detalhada do sistema para se obter uma formulação analítica das mesmas. Dessa forma, a plataforma oferece um método experimental para fazer essa comparação de desempenho dos motores nas duas situações, se tornando uma ferramenta extremamente útil no processo de seleção do sistema motopropulsor do veículo.

4.3.2 Ângulos de Atitude

Uma das formas de realizar a aquisição dos ângulos de atitude de um corpo é fazendo uso de girômetros, presentes em uma central inercial (IMU) acoplada ao corpo. A partir da medição da velocidade angular, e fazendo o uso de filtros para tratamento dos dados, é possível determinar com boa exatidão a orientação do veículo.

Atualmente, os *smartphones* são exemplos de dispositivos que já possuem uma central inercial embarcada e algoritmos implementados para determinação de atitude com elevado grau de precisão. Esses dados são convencionalmente utilizados para determinação da orientação do telefone (retrato ou paisagem), uso em jogos e aplicativos de navegação. Entretanto, também podem ser utilizados para a simples medição direta e aquisição dos ângulos de atitude. Especificamente, neste trabalho, foram realizados ensaios experimentais utilizando-se o *iPhone 8*, equipado com o girômetro tri-axial L3G4200D, para este fim.

Por sua vez, existem diversos aplicativos que fazem a aquisição dos dados provenientes dos sensores do *iPhone*. Uma dessas opções é o aplicativo do *Matlab*, que faz aquisição dos dados do acelerômetro, magnetômetro, girômetro e GPS. A interface do aplicativo é mostrada na Figura 4.12.

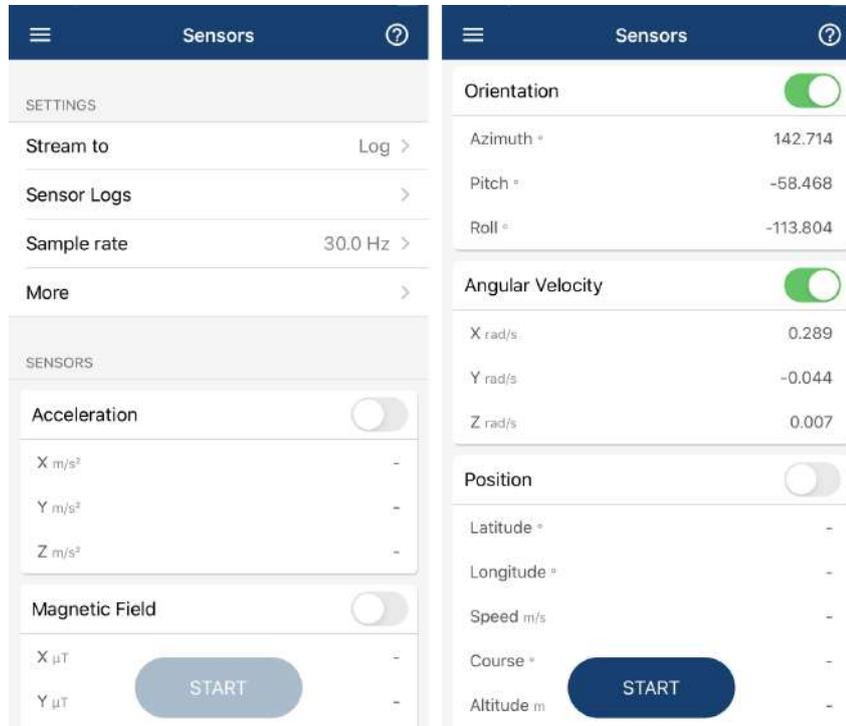


Figura 4.12: Interface de configuração do aplicativo do *Matlab* para *iPhone*

Os dados adquiridos por este aplicativo são salvos diretamente em um arquivo *.mat* e transmitidos para o computador através do *Matlab Drive*, permitindo integração rápida e direta com o *Matlab*. Dessa forma, as leituras dos ângulos de atitude provenientes de medições realizadas com o *iPhone* foram comparadas com aquelas obtidas por medições provenientes da plataforma, disponibilizadas no *Simulink*. O dispositivo apresenta massa de 148 g, comparável com a massa do veículo sendo utilizado nessa dissertação, reduzindo a possibilidade de interferência da massa na medição.

Foram realizados 4 testes, um para cada ângulo de atitude individualmente e um com a variação dos três ângulos simultaneamente. Para os ângulos de *pitch* e *roll*, a plataforma foi deslocada até um determinado ângulo e depois liberada, fazendo com que oscilasse até a sua posição de estabilidade. Já para o ângulo de *yaw*, aplica-se um impulso que faz com que a plataforma comece a girar, até atingir o repouso novamente. A Figura 4.13 mostra o *iPhone* fixado a plataforma para a realização dos testes.



Figura 4.13: Plataforma com o *iPhone* fixado para a realização dos testes

Pitch A Figura 4.14 apresenta o ensaio referente ao ângulo de *pitch*, mostrando os valores medidos simultaneamente com o *encoder* da plataforma e o girômetro do *iPhone*, bem como explicitando o erro entre essas medições. Por sua vez, a Figura 4.13 destaca a região inicial (0 s a 7 s) do gráfico apresentado na Figura 4.12, a fim de se poder observar com maior detalhamento o comportamento dos ângulos medidos por meio destes dois métodos distintos.

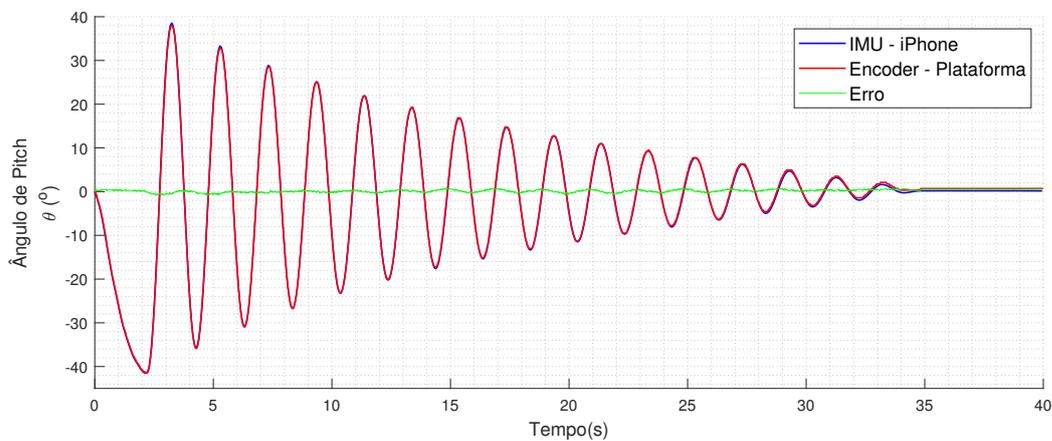


Figura 4.14: Comparação entre os ângulos medidos por uma IMU e os provenientes do *encoder* da plataforma, para o ângulo de *pitch* (θ)

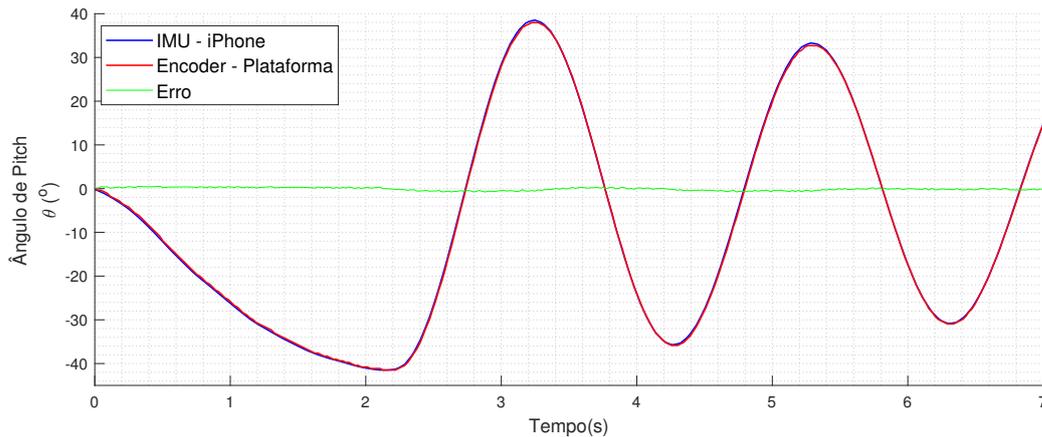


Figura 4.15: Visualização região inicial da Figura 4.14, entre 0 s e 7 s

Os resultados obtidos mostram um erro em regime permanente de $0,15^\circ$ e erro quadrático médio (RMSE, do *inglês root mean squared error*) de $0,36^\circ$ ao longo de todo o teste, indicando uma boa qualidade na medição dos ângulos.

Roll A Figura 4.16 apresenta o ensaio referente ao ângulo de *roll*, mostrando os valores medidos simultaneamente com o *encoder* da plataforma e o giroscópio do *iPhone*, bem como explicitando o erro entre essas medições.

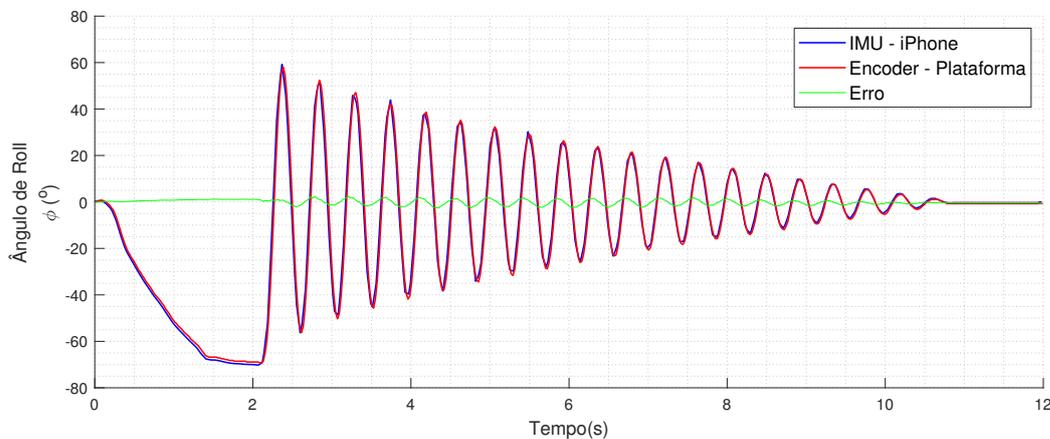


Figura 4.16: Comparação entre os ângulos medidos por uma IMU e os provenientes do *encoder* da plataforma, para o ângulo de *roll* (ϕ)

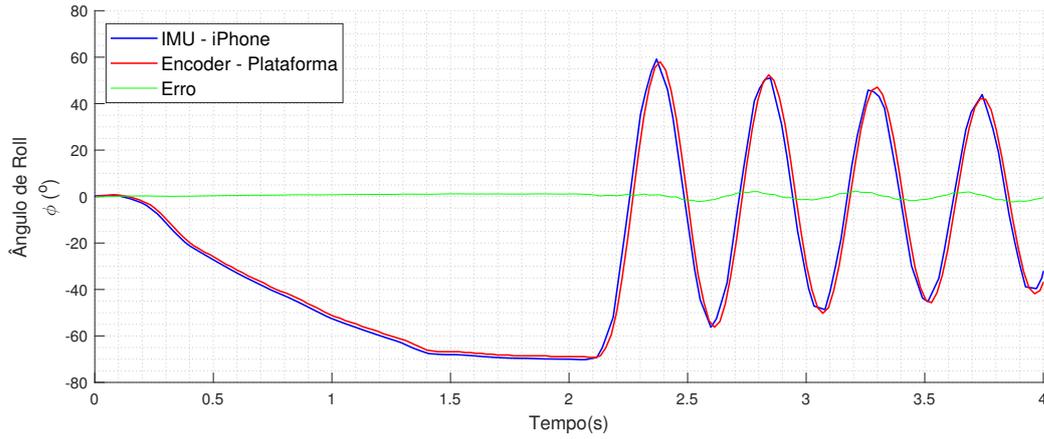


Figura 4.17: Visualização região inicial da Figura 4.16, entre 0 s e 4 s

O erro em regime permanente observado foi de $0,07^\circ$ e com RMSE de $1,27^\circ$ ao longo de todo o teste, mais alto que o erro encontrado para o ângulo de *roll*, mas ainda sendo considerado baixo.

Yaw A Figura 4.18 apresenta o ensaio referente ao ângulo de *yaw*, mostrando os valores medidos simultaneamente com o *encoder* da plataforma e o giroscópio do iPhone, bem como explicitando o erro entre essas medições.

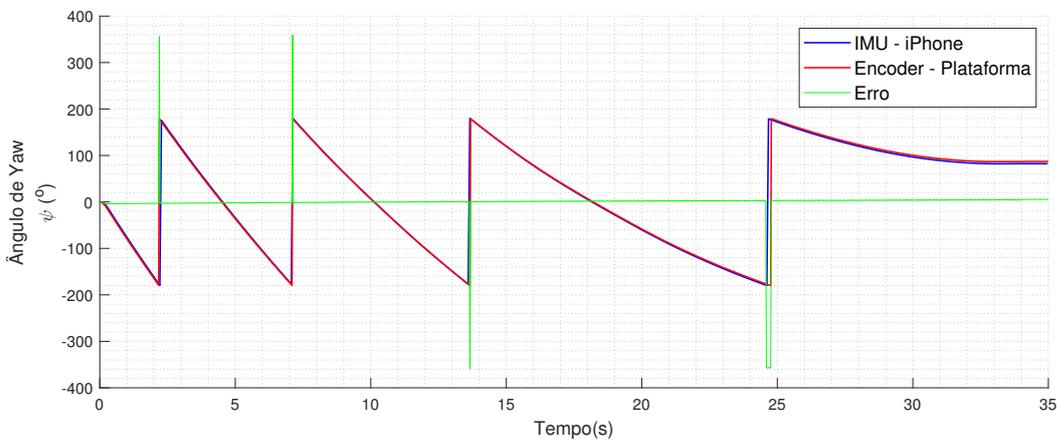


Figura 4.18: Comparação entre os ângulos medidos por uma IMU e os provenientes do *encoder* da plataforma, para o ângulo de *yaw* (ψ)

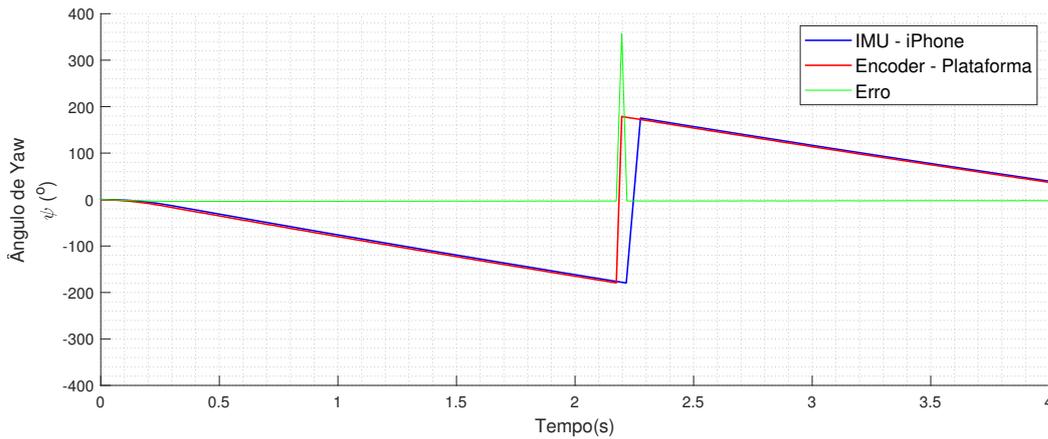


Figura 4.19: Visualização região inicial da Figura 4.18, entre 0 s e 4 s

Os picos observados na curva de erro ocorrem na vizinhança de $\pm 180^\circ$, em função da descontinuidade na estimativa numérica do valor angular nas passagens de 180° para -180° , e vice-versa. Em regime permanente o erro observado foi de $0,53^\circ$, com RMSE de $2,4^\circ$ ao longo de todo o teste, desconsiderando a vizinhança das descontinuidades.

Roll, Pitch e Yaw simultaneamente As Figuras 4.20 e 4.21 apresentam os resultados do ensaio decorrente da aplicação de impulsos nos três graus de liberdade da plataforma, mostrando os valores medidos simultaneamente com o *encoder* da plataforma (Figura 4.20) e o girômetro do *iPhone* (Figura 4.21). Por sua vez, as Figuras 4.22 e 4.23 explicitam om erros entre as medições apresentadas nas Figura 4.20 e 4.21.

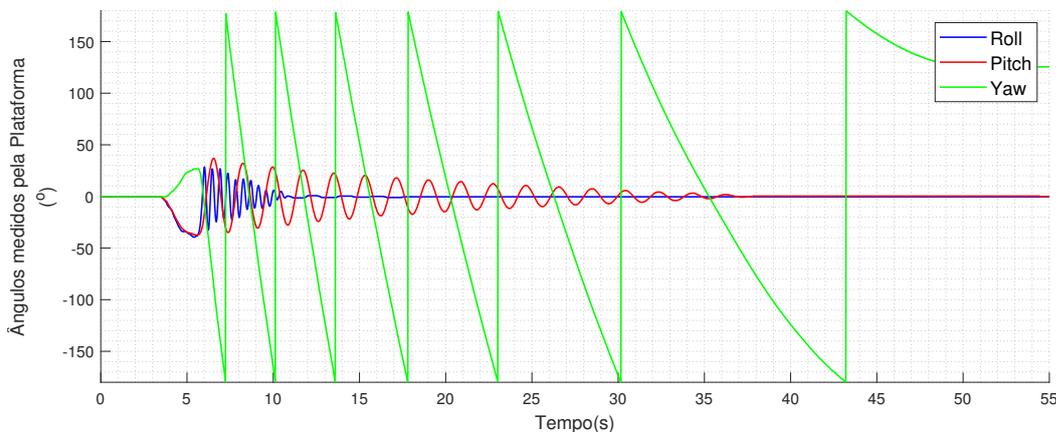


Figura 4.20: Aquisição pela plataforma de todos os ângulos variando simultaneamente

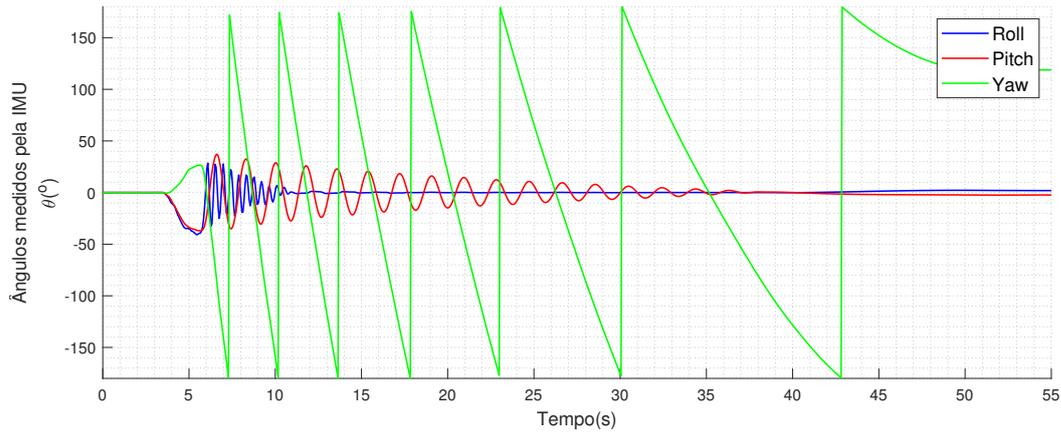


Figura 4.21: Aquisição por uma IMU de todos os ângulos variando simultaneamente

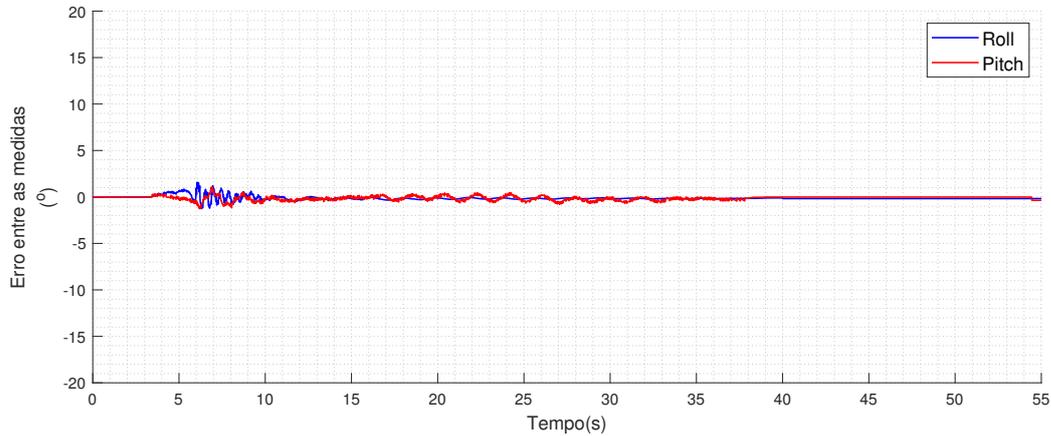


Figura 4.22: Erro entre as aquisições de *roll* e *pitch* feitas pela plataforma e pela IMU com todos os ângulos variando simultaneamente

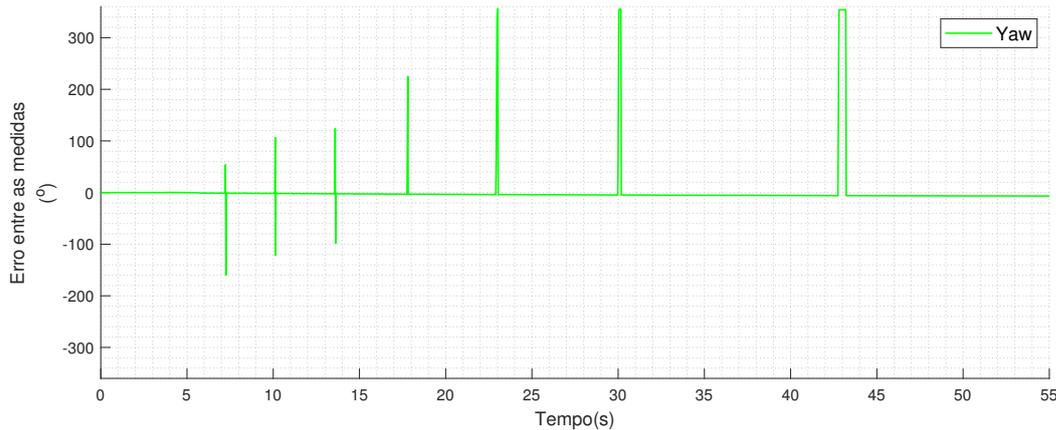


Figura 4.23: Erro entre as aquisições de *yaw* feitas pela plataforma e pela IMU com todos os ângulos variando simultaneamente

Os resultados obtidos mostram que, conforme esperado, o sistema continua a operar corretamente durante a atuação simultânea de todos os graus de liberdade da plataforma, mantendo características de erro similares as apresentadas nos testes individuais. Ressalta-se ainda que as três medições de ângulo (*roll*, *pitch* e *yaw*) feitas pelos *encoders* da plataforma apresentaram baixo erro em relação as provenientes de um dispositivo externo de medição (*iPhone*), indicando que a plataforma desenvolvida é capaz de inferir com boa exatidão os ângulos de atitude do veículo.

4.4 Aquisição Dinâmica

Após a conclusão dos testes para validação das medidas obtidas pela plataforma, foram realizados testes dinâmicos. Neste intuito, o veículo foi fixado à plataforma e atuou-se sobre seu sistema motopropulsor de forma a movimentar a plataforma.

No primeiro teste com o veículo fixado a plataforma, observou-se um comportamento instável do mesmo, sendo percebidas oscilações elevadas, principalmente no ângulo de *roll*. A Figura 4.24 mostra o comportamento dos ângulos de atitude durante a realização do teste inicial. Ressalta-se que nenhum comando de atitude foi fornecido ao veículo, apenas o comando de decolagem.

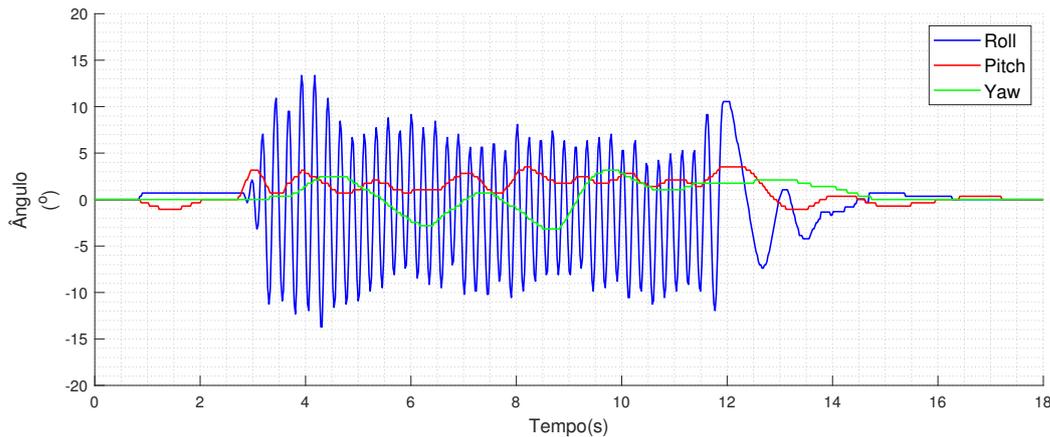


Figura 4.24: Aquisição dos ângulos de atitude do veículo durante o teste inicial

O comportamento indicado na Figura 4.24 era esperado, por se tratar da primeira vez que o veículo estava sendo utilizado após sua montagem, não tendo sido realizada nenhuma calibração na placa controladora de voo.

Antes da conclusão do processo de desenvolvimento e montagem de um veículo multicóptero, deve-se ajustar os ganhos dos controladores PID utilizados para garantir a estabilidade do veículo. Estes ajustes podem ser feitos com auxílio do *software Mission Planner*, cuja interface de ajuste de ganhos é mostrada na Figura 4.25, com os valores que causaram o comportamento mostrado na Figura 4.24.

PUC-Rio - Certificação Digital Nº 1821406/CA



Figura 4.25: Interface do *Mission Planner* para ajuste dos ganhos da controladora, mostrando os ganhos que levaram ao comportamento ilustrado na Figura 4.24

O ajuste de ganhos do controlador PID, implementado na placa contro-

ladora, requer um conhecimento mais aprofundado sobre teoria de controle, podendo ser feita de forma empírica ou utilizando metodologias já consagradas na área de controle. De forma simplificada, o *Mission Planner* possibilita o ajuste destes ganhos por meio de um único parâmetro genérico, denominado sensibilidade, que ao ser modificado pelo usuário altera indiretamente o valor dos ganhos da controladora. A Figura 4.26 mostra a interface que auxilia o processo de ajuste da sensibilidade no *Mission Planner*, com base no comportamento do veículo. Na maioria dos casos, para veículos comerciais, o ajuste desse parâmetro já é o suficiente para se obter comportamentos satisfatórios.

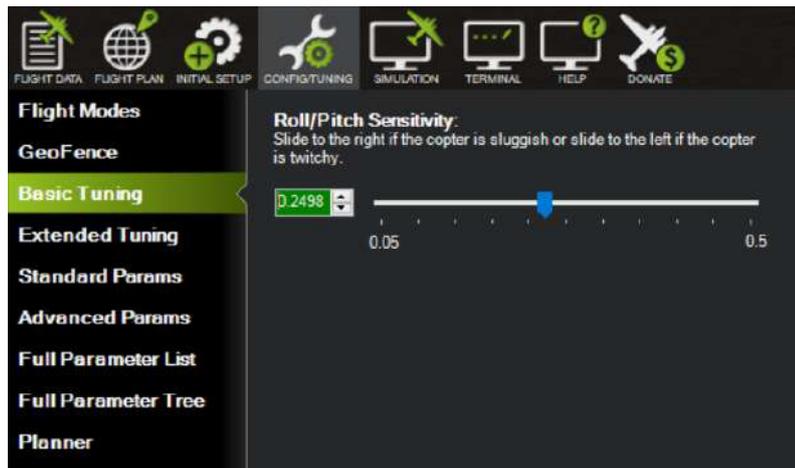


Figura 4.26: Interface do *Mission Planner* para ajuste de sensibilidade da controladora, mostrando o valor deste parâmetro (0,2498) que levou ao comportamento ilustrado na Figura 4.24

Na sequência, objetivando melhorar o comportamento apresentado pelo veículo, a sensibilidade foi ajustada de forma empírica buscando reduzir a amplitude das oscilações do sistema (Figura 4.24). Por sua vez, a Figura 4.27 mostra os resultados obtidos para os ângulos de atitude do veículo ao se ajustar o parâmetro de sensibilidade para 0,199.

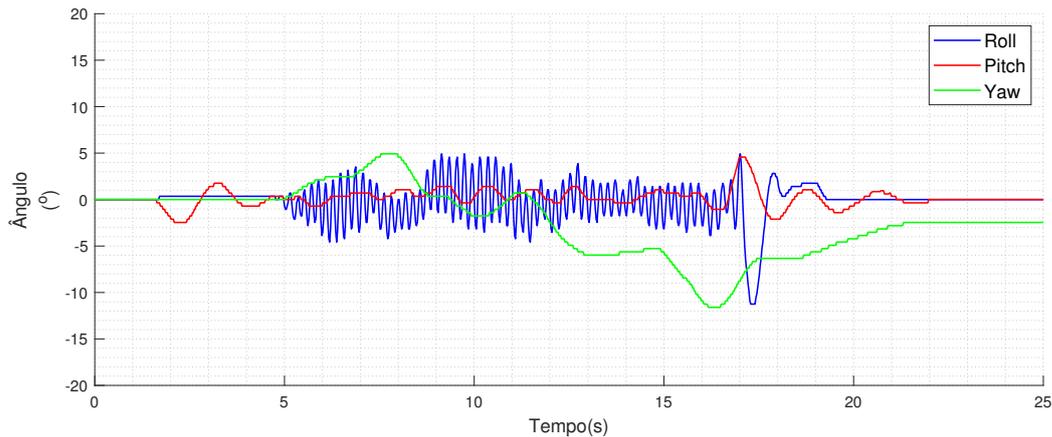


Figura 4.27: Aquisição dos ângulos de atitude, para sensibilidade de 0,199

Por meio dos resultados explicitados na Figura 4.27, observa-se ainda a presença de um caráter oscilatório no comportamento do veículo, porém nota-se também que houve uma considerável redução da amplitude das oscilações, quando comparadas às apresentadas pela configuração anterior (Figura 4.24). Enquanto a primeira configuração apresentava oscilações que chegavam a ultrapassar a faixa de $\pm 10^\circ$, a nova configuração possui oscilações que se mantém numa faixa de $\pm 5^\circ$, durante quase todo o ensaio. Ressalta-se que o ângulo de *yaw* não retorna para sua posição original dado que seu valor de equilíbrio é indiferente.

A Figura 4.28 mostra a configuração de ganhos dos controladores PID para essa segunda configuração testada, associada à sensibilidade de 0,199.

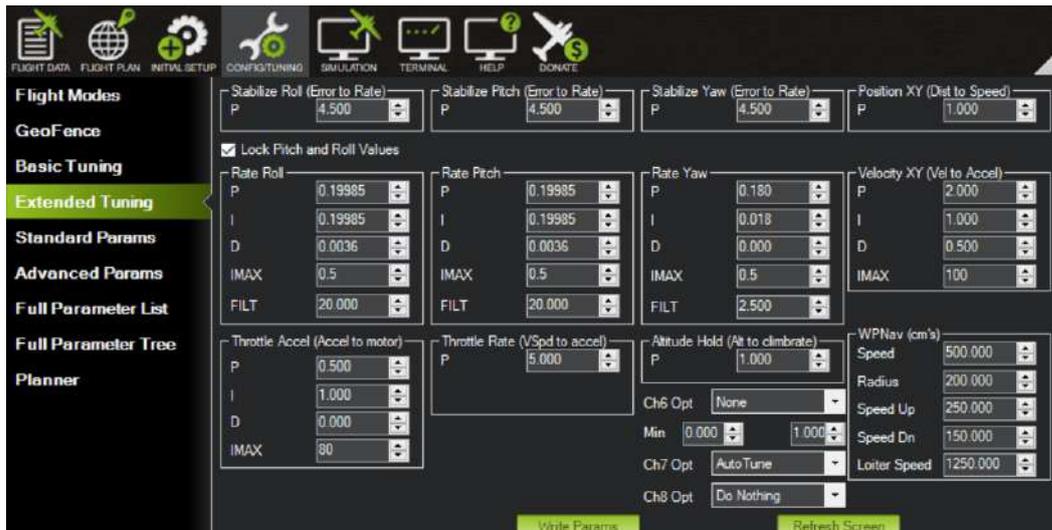


Figura 4.28: Interface do *Mission Planner* para ajuste dos ganhos da controladora, mostrando os ganhos referente a configuração de sensibilidade de 0,199

Comparando-se a configuração mostrada na Figura 4.26 (sensibilidade 0,199) com aquela definida na configuração anteriormente apresentada na Figura 4.25 (sensibilidade 0,2498), observa-se a mudança dos ganhos P e I dos controladores de taxa de *roll* e taxa de *pitch*. Ademais, também percebe-se que estes ganhos assumem os mesmos valores estabelecidos para a sensibilidade.

Em seguida, buscando-se otimizar ainda mais a resposta, avaliou-se outra configuração de ganhos, dessa vez com a sensibilidade (e conseqüentemente os ganhos P e I dos controladores de taxa de *roll* e taxa de *pitch*) configurada para 0,075. O comportamento do veículo nesta situação é mostrado na Figura 4.29.

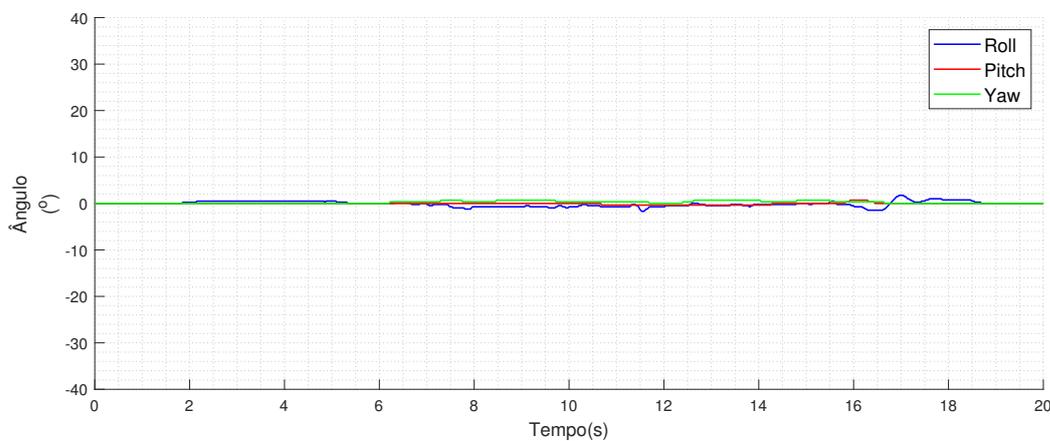


Figura 4.29: Aquisição dos ângulos de atitude, para sensibilidade igual a 0,075

Os resultados mostrados na Figura 4.29 indicam que esse novo ajuste de sensibilidade possibilita um comportamento mais satisfatório, sem grandes oscilações como as apresentadas anteriormente nas Figuras 4.24 e 4.27, possuindo apenas pequenas oscilações inerentes do sistema, possivelmente provocadas devido à turbulência aerodinâmica causada pela proximidade do solo. A Figura 4.30 mostra a configuração dos ganhos que possibilitou essa resposta satisfatória.



Figura 4.30: Interface do *Mission Planner* para ajuste dos ganhos da controladora, mostrando os ganhos referentes a configuração com sensibilidade de 0,075

Conseqüentemente, nota-se que a plataforma se apresenta como uma ferramenta extremamente útil no processo de ajuste dos ganhos dos controladores, proporcionando uma experiência mais rápida e segura, sem a necessidade que o multicoptero voe em ambiente aberto com seus parâmetros não calibrados, o que poderia oferecer risco à integridade física do veículo e dos seus arredores.

Ajustando os ganhos dos controladores de acordo com os valores mostrados na Figura 4.30, foi realizada uma aquisição de dados associada a uma sequência de comandos fornecidos ao veículo de forma manual pelo rádio-controle. Mais especificamente, detalha-se a seguir a sequência de comandos fornecida e o momento de início de cada manobra:

- Inicialização do veículo com motores rodando a baixa velocidade ($t = 1,9$ s)
- Aumento da velocidade dos motores simulando decolagem ($t = 4,9$ s)
- Rolagem para a direita, ϕ positivo ($t = 8,8$ s)
- Rolagem para a esquerda, ϕ negativo ($t = 11,3$ s)
- Guinada para frente, θ positivo ($t = 14,7$ s)
- Guinada para trás, θ negativo ($t = 17,1$ s)
- Arfagem sentido anti-horário, ψ crescente ($t = 23,2$ s)
- Arfagem sentido horário, ψ decrescente ($t = 26,9$ s)
- Arfagem sentido anti-horário, ψ crescente ($t = 33,4$ s)
- Redução da velocidade dos motores simulando pouso ($t = 38,8$ s)

- Desligamento do veículo ($t = 41$ s)

Os ângulos de atitude e as leituras da célula de carga, associados à sequência de comandos aqui explicitada, são mostrados respectivamente nas Figuras 4.31 e 4.32.

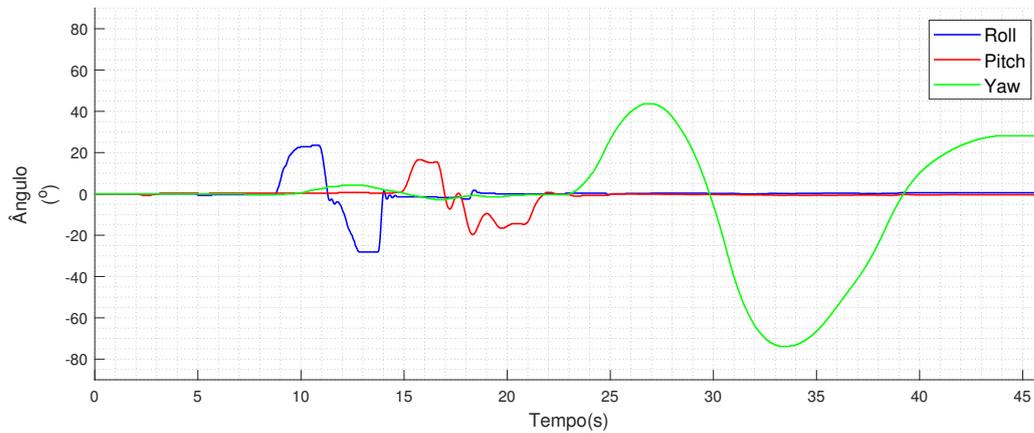


Figura 4.31: Aquisição dos ângulos de atitude para a sequência de comandos fornecida

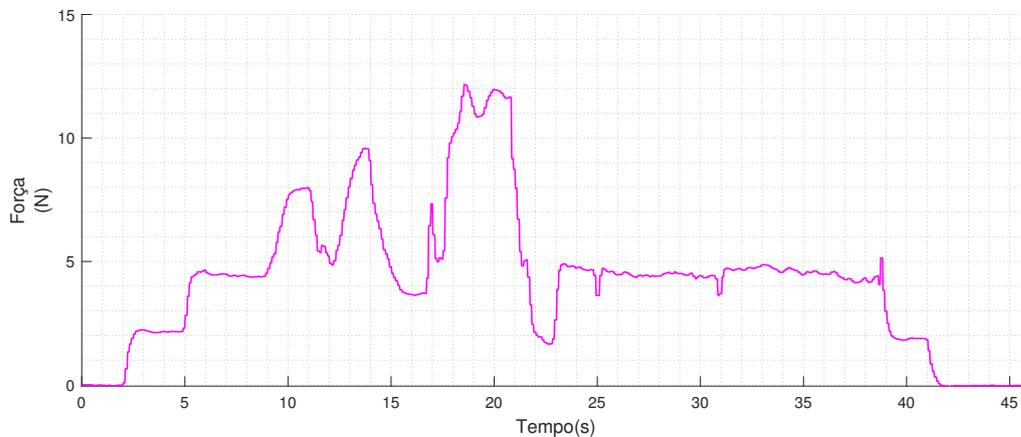


Figura 4.32: Aquisição da célula de carga para a sequência de comandos fornecida

Observando-se o comportamento do ângulo de *roll*, representado em azul na Figura 4.31, percebe-se a coerência do comportamento das medições com a sequência de comandos fornecida ao veículo. Nota-se que o veículo responde satisfatoriamente aos comandos de rolagem para a direita e para a esquerda, aplicados respectivamente em 8,8 s e 11,3 s. Os resultados experimentais mostram que não há presença de ruídos significativos e que o ângulo de *roll*

retorna à estabilidade após o término da atuação, conforme esperado. Observa-se ainda nestas medições a presença de um regime transitório oscilante, nas vizinhanças de 11,5 s e 13,9 s, quando a atuação é interrompida e o veículo tende a retornar para sua posição de equilíbrio. A possibilidade de visualização de efeitos desse tipo mostra que a plataforma cumpre seu objetivo, auxiliando no processo de calibração da controladora de voo.

Por sua vez, as medições do ângulo de *pitch*, mostradas em vermelho na Figura 4.31, também indicam um comportamento coerente com os comandos fornecidos ao veículo. Ademais, também observa-se que o valor do ângulo de *pitch* retorna à estabilidade após o término da atuação. Em torno de 17,1 s, pode-se notar um regime transitório oscilante na comutação do comando de quinada para frente para o comando de guinada para trás. Essa oscilação foi inclusive visualmente observada durante a consecução dos testes experimentais por possuir grande amplitude, provocando um efeito gangorra na estrutura de *gimbals* e, conseqüentemente, no próprio veículo.

Esse efeito não compromete a visualização geral dos movimentos e a aquisição dos dados, mas mostra que há influência do aumento de massa e de momento de inércia, provocados pela conexão da estrutura de *gimbals* ao sistema do veículo.

A medição do ângulo de *yaw*, ilustrada em verde na Figura 4.31, também apresenta uma resposta coerente em relação à sequência de comandos fornecida ao veículo, sem a presença de ruídos significativos na medição. Entretanto, ressalta-se que o veículo apresentou alto tempo de resposta aos comandos de arfagem fornecidos, fruto também do aumento de inércia e massa, associados à conexão do veículo à estrutura da plataforma, que dificulta a atuação dos motores. O comando de *yaw* parou de ser fornecido em $t = 38,8$ s, mas este ângulo só atingiu seu valor de repouso em $t = 44$ s, conforme mostrado na Figura 4.31.

Por fim, nota-se que a medição da força medida pela célula de carga, em rosa na Figura 4.32, também apresentou resultados coerentes, permitindo a visualização do seu comportamento durante as manobras. Ressalta-se que não houve alterações no comando de altitude durante todo o teste. Dessa forma, todas as mudanças vistas na Figura 4.32 são relacionadas a aumentos e decréscimos do valor lido pelo célula de carga, provocados pela variação da força gerada nos motores para realização das manobras e pela atitude do veículo, que altera a projeção das forças medidas pela célula de carga.

Os resultados obtidos mostram que a plataforma cumpre o objetivo proposto de permitir a movimentação do veículo em seus graus de liberdade. Entretanto, ressalta-se que o aumento da massa e do momento de inércia,

decorrentes da conexão da plataforma ao veículo, dificulta a movimentação do quadricóptero, acarretando nas oscilações observadas no ângulo de *pitch* e no aumento do tempo de resposta para o ângulo de *yaw*. Por sua vez, destaca-se ainda que a aquisição de dados e a interface de visualização mostraram-se confiáveis durante todos os ensaios realizados, com pouca presença de ruído e medidas fidedignas da realidade.

4.5 Simulação de Trajetória

Os dados de atitude e força do veículo, medidos para a sequência de comandos descrita na Seção 4.4, foram fornecidos ao algoritmo de simulação de trajetória desenvolvido, visando reconstruir a trajetória para os comandos fornecidos. A Figura 4.33 mostra a trajetória tridimensional do veículo, sendo a origem indicada pelo ponto verde e o término indicado pelo ponto vermelho.

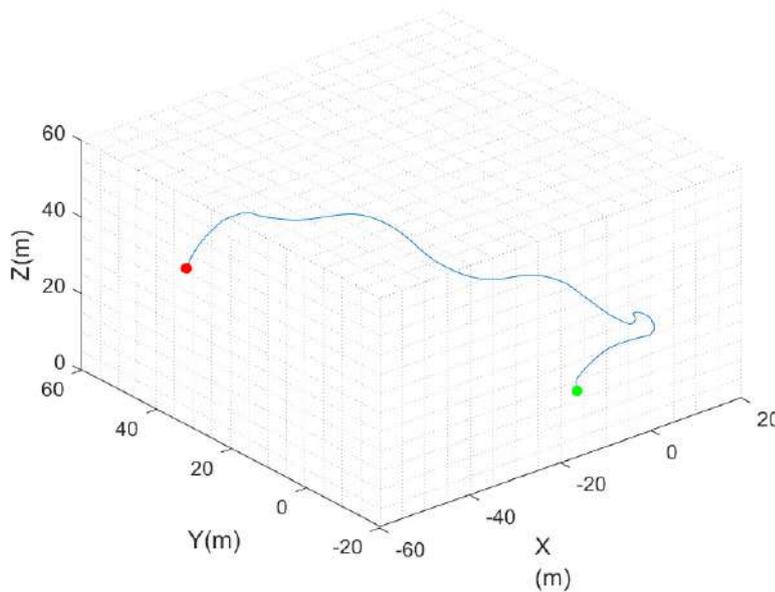


Figura 4.33: Visualização da trajetória tridimensional do veículo

Para melhor visualização do movimento bidimensional do veículo, a Figura 4.34 mostra seu deslocamento no plano $x - y$, sendo a origem indicada pelo ponto verde e o término indicado pelo ponto vermelho.

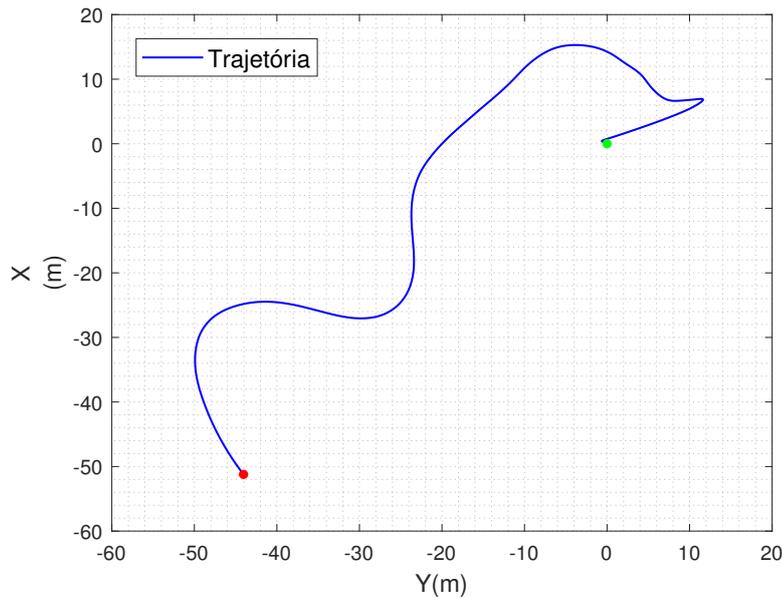


Figura 4.34: Visualização da trajetória do veículo no plano x-y

Por sua vez, a Figura 4.35 mostra a posição do veículo em função do tempo, para cada um eixo do referencial global.

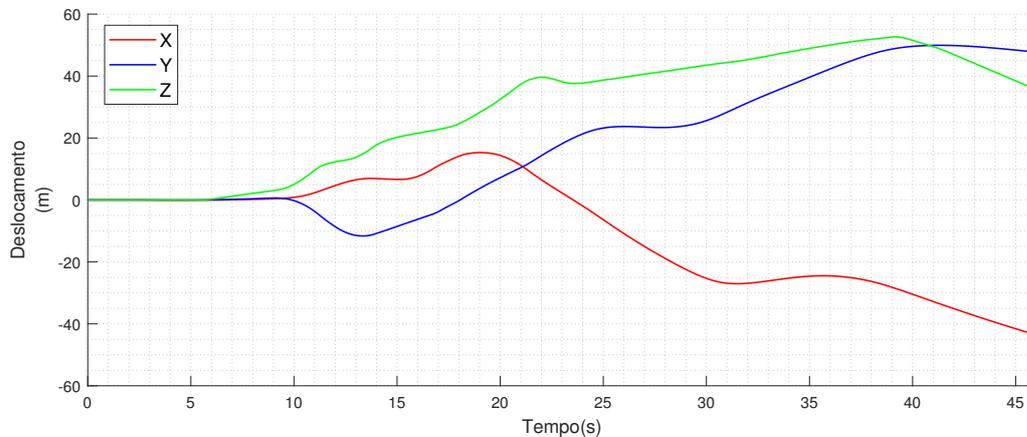


Figura 4.35: Posição do veículo no referencial global em função do tempo

Comparando a sequência de comandos fornecida ao veículo com as trajetórias aqui apresentadas, pode-se concluir que o simulador apresentou resultados coerentes, indicando as manobras nos sentidos corretos. Ressalta-se que o simulador não foi utilizado em tempo real, mas sim em um pós-processamento dos dados adquiridos pela plataforma. Ressalta-se também que não foi feito nenhum controle de posicionamento do veículo durante o teste, foram apenas fornecidos comandos de atitude em malha aberta, isto é, sem

nenhuma realimentação de estado da posição nem para a controladora de voo nem para o operador do veículo.

A ausência da visualização da posição tridimensional do veículo ao longo dos testes resulta nos desvios não convencionais que ocorrem na trajetória do veículo, dado que não houve nenhuma tentativa de mantê-lo parado, como ocorreria em uma situação de voo normal. Esta também é a razão pela qual a simulação é encerrada subitamente, com o veículo ainda em altitude de aproximadamente 35 metros.

O simulador também possibilita a inferência das velocidades do quadricóptero, tanto no referencial local quanto no global, mostradas respectivamente nas Figuras 4.36 e 4.37.

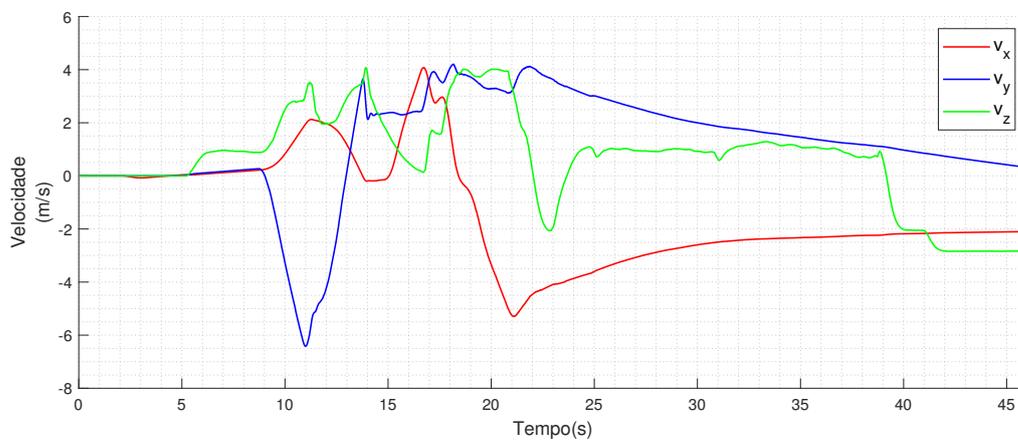


Figura 4.36: Componentes da velocidade do veículo no referencial local

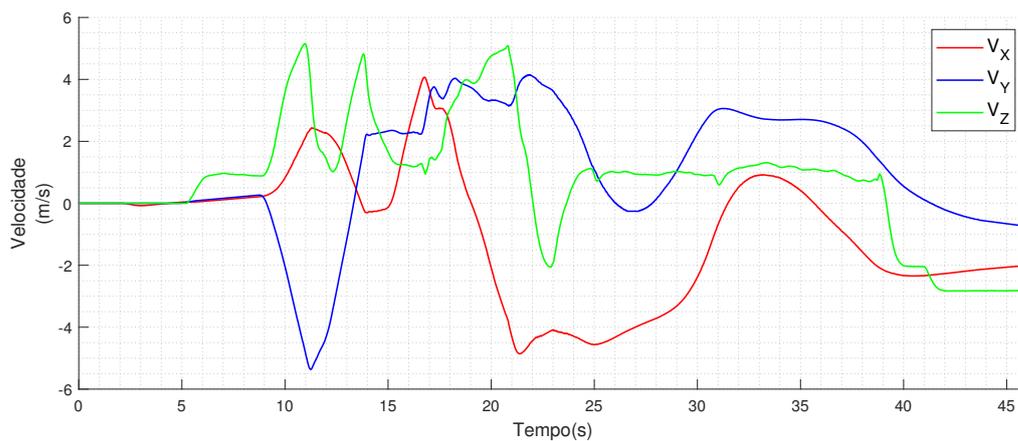


Figura 4.37: Componentes da velocidade do veículo no referencial global

O gráfico da Figura 4.38 mostra o módulo da velocidade no referencial global, indicando uma velocidade máxima de 7,4 m/s atingida pelo veículo.

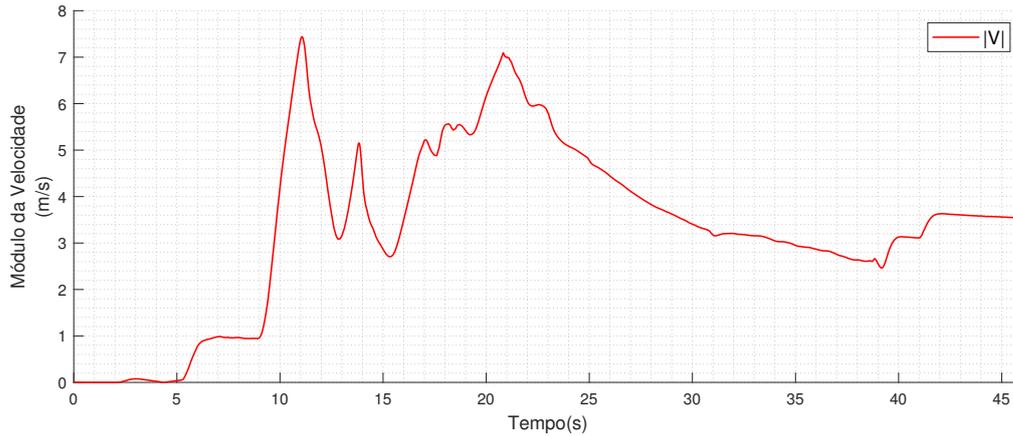


Figura 4.38: Módulo da velocidade do veículo no referencial global

Os resultados aqui explicitados indicam que o simulador de trajetória possibilita a visualização da trajetória que seria percorrida pelo veículo, caso a mesma sequência de comandos fosse fornecida ao quadricóptero desconectado da plataforma. Ademais, dessa forma, também é possível analisar o desempenho do veículo, fazendo com que a plataforma desenvolvida se apresente como uma importante ferramenta no processo de desenvolvimento e implementação de algoritmos de controle.

5

Conclusão e Trabalhos Futuros

Neste capítulo é feita uma análise de todo o trabalho desenvolvido, explicitando os principais resultados obtidos, ressaltando as contribuições do trabalho para a área de veículos aéreos e pontuando possíveis trabalhos futuros a serem realizados de modo a aprofundarem os estudos aqui conduzidos.

5.1

Análise

Na Seção 2.2 e no Apêndice A apresentou-se o modelo dinâmico do veículo, desenvolvido por meio da técnica de grafos de ligação. Todas as etapas do processo de modelagem adotadas para geração do grafo que representa a operação do quadróptero, apresentado na Figura 2.9, foram minuciosamente descritas, incluindo o detalhamento do equacionamento completo de todo o grafo. O modelo desenvolvido mostrou-se capaz de retratar adequadamente a dinâmica do veículo, tendo características semelhantes a trabalhos já difundidos na literatura [11–14].

Por sua vez, na Seção 2.3.2 foi apresentada a forma de obtenção de parâmetros necessários à utilização do modelo desenvolvido e na Seção 4.1 são mostrados e discutidos os resultados obtidos a fim de se estimar os parâmetros inerciais e do sistema motopropulsor. Todos os resultados experimentais obtidos se mostraram satisfatórios, permitindo o cálculo dos parâmetros de interesse, exceto pelo resultado referente à curva de torque em função da velocidade angular, que não possibilitou a estimativa do parâmetro C_M , devido à resolução insuficiente da célula de carga. A Tabela 5.1 faz um resumo dos parâmetros obtidos para o quadróptero avaliado nesta dissertação.

Tabela 5.1: Resumo dos parâmetros estimados para o quadricóptero estudado

Parâmetro	Símbolo	Valor	Unidade
Massa	m	0,453	kg
Momento Principal de Inércia no eixo x	J_{xx}	0,001628	$kg.m^2$
Momento principal de inércia no eixo y	J_{yy}	0,001927	$kg.m^2$
Momento principal de inércia no eixo z	J_{zz}	0,002644	$kg.m^2$
Constante de empuxo do sistema motopropulsor	C_T	$1,035 \times 10^{-6}$	$\frac{N}{rad/s^2}$

No Capítulo 3 foram apresentadas e discutidas as características inerentes ao desenvolvimento da plataforma. Por sua vez, na Seção 4.2 foram mostrados e discutidos resultados obtidos com o uso da mesma, referentes às etapas de validação e de testes práticos. As medições feitas pelo sistema de aquisição de dados aqui desenvolvido se mostraram confiáveis, tendo sido validadas por um dispositivo de medição externo à plataforma, utilizado como referência. A interface de visualização de dados desenvolvida também cumpriu seu objetivo, exibindo os dados medidos com boa frequência de atualização e oferecendo a possibilidade de integrar o veículo com o *Matlab/Simulink*.

No geral, a plataforma se mostrou útil em diferentes contextos e funcionalidades, servindo para verificar o funcionamento do sistema motopropulsor e auxiliar nas etapas de ajustes da controladora de voo, além de permitir a visualização da movimentação do veículo em torno dos seus graus de liberdade e realizar medições que podem ser utilizadas para otimizar o desempenho do veículo.

5.2 Contribuições

A primeira contribuição desta dissertação para a área de veículos multicópteros é uma apresentação didática dos seus princípios de funcionamento e dos diversos subsistemas que o compõem. Através da descrição dos princípios de funcionamento, desenvolve-se a modelagem completa e detalhada do veículo, utilizando-se a técnica de grafos de ligação, que permite uma análise detalhada do fluxo de potência no veículo, além de permitir a generalização para outras configurações de multicópteros.

Em seguida, faz-se a apresentação de métodos para determinação de parâmetros do sistema, utilizados para fornecer um melhor entendimento do

comportamento do sistema, além de serem fundamentais para implementação do modelo dinâmico. Ressalta-se que os métodos aqui apresentados podem ser generalizados para outros sistemas multicópteros, não se limitando a veículos quadcópteros.

Por fim, e mais importante, o desenvolvimento de uma plataforma para testes de veículos multicópteros, além de permitir a visualização dos movimentos do veículo, possibilita otimizar o processo de desenvolvimento de drones, incluindo o ajuste de parâmetros de algoritmos de controle. Dentre essas aplicações, destaca-se o uso da plataforma no processo de calibração dos ganhos da controladora de voo antes da realização de um primeiro voo “livre”, diminuindo os riscos de acidentes associados a este processo. Além disso, o desenvolvimento do simulador de trajetória, proposto nesta dissertação, baseado na medição dos ângulos de atitude e da força gerada pelo veículo é algo que não foi encontrado na literatura referente à dinâmica de sistemas quadcópteros, sendo essa uma inovação do presente trabalho, a qual ainda requer maiores testes e validações.

Uma vez validado o simulador de trajetória, a plataforma pode ser utilizada com caráter didático, funcionando como um treinador de pilotagem, permitindo o ensino dos comandos de voo sem colocar efetivamente o veículo em voo. Além disso, a plataforma se apresenta como um objeto educacional a ser utilizado para o ensino de disciplinas dos cursos de engenharia, permitindo uma integração entre o conteúdo teórico fornecido e experimentos que podem ser realizados visando uma demonstração prática de resultados.

Também no escopo de trabalhos na área de veículos aéreos não-tripulados foram desenvolvidos paralelamente à essa dissertação estudos sobre tecnologias de sensores aplicados a multicópteros [67] e desenvolvimento de novas estratégias de controle para quadricópteros [68].

O primeiro trabalho, publicado em 2018, faz uma comparação entre diversos tipos de sensores de distância disponíveis da indústria visando identificar a melhor tecnologia a ser utilizada em multicópteros de acordo com o tipo de material sendo utilizado no ambiente de interesse [67]. Já o segundo trabalho, publicado em 2019, propõe o desenvolvimento de um controle *fuzzy* para controle de estabilidade de um veículo quadricóptero, apresentando resultados em ambiente de simulação computacional [68].

Além dos trabalhos na área de multicópteros, foi publicado um artigo em 2019 que faz o uso de um algoritmo genético para a otimização de um VANT de asa-fixa a partir de requisitos de projeto e limitações provenientes dos regulamento da competição SAE Brasil AeroDesign [69].

5.3

Trabalhos Futuros

A plataforma de testes desenvolvida no presente trabalho pode ser utilizada em casos específicos de implementação e validação de algoritmos de controle, sendo este um trabalho futuro de grande interesse.

No caso de algoritmos de controle de estabilidade do veículo, onde os parâmetros de relevância são os ângulos de atitude, a plataforma está pronta para o desenvolvimento e validação deste tipo de controladores, sendo necessário apenas um estudo mais detalhado sobre a influência do aumento de massa e inércia provocado na dinâmica do veículo e formas de compensação dessa influência. Também se torna necessário um trabalho de identificação dos parâmetros da plataforma, como o momento de inércia e a resistência de rolamento dos *encoders* e dos *slip rings*, assim como a determinação da incerteza de medição dos dados medidos pela plataforma.

Por outro lado, para algoritmos de controle de posição, ainda é necessária uma melhor validação do simulador de voos, que faz uso do modelo de trajetória apresentado na Seção 3.8, a fim de se garantir a confiabilidade das estimativas de posição. Um possível método de validação consistiria em fornecer ao veículo um mesmo conjunto de comandos em duas configurações distintas. Na primeira, com o veículo livre para voo, seriam realizadas medições do seu posicionamento real no espaço. Na segunda, com o veículo conectado à plataforma de testes, seria observada a trajetória gerada pelo simulador. Dessa forma, comparando-se estas duas trajetórias seria possível avaliar a exatidão dos dados simulados.

Por sua vez, como trabalhos futuros, também são propostas possíveis ampliações das funcionalidades da plataforma, tais como a adição de motores em cada um dos eixos da estrutura de *gimbal*, assim como feito em [28]. Esses motores possibilitariam simular perturbações ao sistema, o que permitiria um maior detalhamento da aerodinâmica de voo e de seus efeitos sobre o veículo, aumentando então o leque de possibilidades de uso da plataforma.

Ademais, a implementação da interface gráfica da plataforma em ambientes de simulação mais rebuscados como o Gazebo pode ser interessante, visto que proporciona o uso do eco-sistema *ROS (Robot Operating System)*, a plataforma mais utilizada para simulação de sistemas robóticos no mundo. Inclusive, já existe um protocolo específico que permite a integração de ROS com VANTs a partir do MAVLINK, o MAVROS.

No que tange à bancada desenvolvida para testes do sistema motopropulsor, é necessário que sejam feitas adequações no projeto a fim de se poder realizar medições de torque com melhor resolução, de forma a se tornar possí-

vel cálculo de C_M . Neste intuito, uma possível solução seria alterar o tamanho da estrutura de forma a alterar o braço de alavanca, a fim de aumentar a sensibilidade da grandeza sendo medida na célula de carga. Outra solução que pode ser adotada consiste na utilização de uma célula de carga com menor faixa de leitura, e melhor resolução, que em contrapartida teria o revés de diminuir a faixa de empuxo medida pelo sistema.

Com relação à modelagem do sistema pelo método de grafos de ligação, visando tornar o modelo mais completo e fidedigno ao sistema real, sugere-se que sejam incluídas na modelagem do sistema motopropulsor a representação das hélices, dos motores *brushless* e dos controladores de velocidade (ESC). O modelo desenvolvido da dinâmica do quadróptero já foi feito de forma a simplificar essa inclusão, sendo necessário substituir apenas as fontes de fluxo presentes na Figura 2.8.

Em particular, no caso de uma modelagem completa, ressalta-se que a bancada já está preparada para realizar a identificação de parâmetros dinâmicos do sistema motopropulsor, como constantes de tempo do sistema, visto que já possui integração direta com o *Simulink*, sendo possível adquirir a evolução das curvas em função do tempo com boa taxa de aquisição, como mostra a Figura 4.7.

Além das possibilidades de trabalhos referentes à plataforma desenvolvida na presente dissertação, sugere-se o desenvolvimento de uma plataforma que permita a movimentação do veículo nos 3 graus de liberdade de translação, além dos 3 graus de liberdade de rotação abrangidos pela plataforma atual. Em um protótipo em desenvolvimento, a rotação é permitida por uma estrutura de *gimbal* enquanto a translação no plano $x - y$ é feita com o uso de rodas omnidirecionais. Por fim, a translação no eixo z é feita com o movimento da estrutura de *gimbal* completa através de hastes que limitam seu movimento. Uma plataforma desse tipo já está em desenvolvimento no Laboratório de Desenvolvimento de Sistemas Mecatrônicos da PUC-Rio.

Referências bibliográficas

- [1] TICE, B. T.. **Unmanned aerial vehicles - the force multiplier of the 1990s**. Airpower Journal, 1991.
- [2] BOUABDALLAH, S.; BECKER, M. ; SIEGWART, R.. **Autonomous miniature flying robots: coming soon! - research, development, and results**. IEEE Robotics Automation Magazine, 14:88–98, Setembro 2007.
- [3] MAHARANA, S.. **Commercial drones**. International Journal of Advances in Science Engineering and Technology, 5:96–101, Março 2017.
- [4] ZACHAREK, S.. **Drones are revolutionizing the way film and tv is made**, Maio 2018. <https://time.com/5295594/drones-hollywood-artists/>.
- [5] COLOMINA, I.; MOLINA, P.. **Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review**. ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing, 2:79–97, Fevereiro 2014.
- [6] PURI, V.; NAYYAR, A. ; RAJA, L.. **Agriculture drones: A modern breakthrough in precision agriculture**. Journal of Statistics and Management Systems, 20(4):507–518, Novembro 2017.
- [7] FRACHTENBERG, E.. **Practical drone delivery**. Computer - IEEE Computer Society, 52(12):53–57, Dezembro 2019.
- [8] **General Atomics Aeronautical Systems Inc.**, (acessado em Novembro, 2020). <https://www.ga-asi.com/>.
- [9] **Mavic 2 - DJI**, (acessado em Novembro, 2020). <https://www.dji.com/br/mavic-2>.
- [10] **Nauru 500C VTOL - Xmobots**, (acessado em Outubro, 2020). <https://xmobots.com.br/nauru-500c/>.
- [11] HAMEL, T.; MAHONY, R.; LOZANO, R. ; OSTROWSKI, J.. **Dynamic modelling and configuration stabilization for an x4-flyer**. IFAC Proceedings Volumes, 35:217–222, 2002.

- [12] POUNDS, P.; MAHONY, R.; HYNES, P. ; ROBERTS, J. M.. **Design of a four-rotor aerial robot**. The Australian Conference on Robotics and Automation (ACRA 2002), p. 145–150, Novembro 2002.
- [13] POUNDS, P.; MAHONY, R. ; CORKE, P.. **Modelling and control of a large quadrotor robot**. Control Engineering Practice, 18:145–150, Fevereiro 2010.
- [14] QUAN, Q.. **Introduction to Multicopter Design and Control**. Springer, Beijing (China), 1st edition, 2017.
- [15] EMRAN, B. J.; NAJJARAN, H.. **A review of quadrotor: An underactuated mechanical system**. Annual Reviews in Control, 46:165 – 180, Outubro 2018.
- [16] HOSSAIN, M. R.; RIDEOUT, D. G. ; KROUGLICOF, D. N.. **Bond graph dynamic modeling and stabilization of a quad-rotor helicopter**. Proceedings of the Spring Simulation Multiconference (SpringSim), Abril 2010.
- [17] OMURLU, V. E.; SAGIRLI, A. ; HASKOY, E.. **Nonlinear state-space representations of a quadrotor through bond-graph technique**. Proceedings of the 24th Chinese Control and Decision Conference (CCDC), Maio 2012.
- [18] BICZYSKI, M.; SEHAB, R.; WHIDBORNE, J. F.; KREBS, G. ; LUK, P.. **Multicopter sizing methodology with flight time estimation**. Journal of Advanced Transportation, Janeiro 2020.
- [19] KOUBAA, A.; ALLOUCH, A.; ALAJLAN, M.; JAVED, Y.; BELGHITH, A. ; KHALGUI, M.. **Micro air vehicle link (mavlink) in a nutshell: A survey**. CoRR, abs/1906.10641, 2019.
- [20] ATOEV, S.; KWON, K.; LEE, S. ; MOON, K.. **Data analysis of the mavlink communication protocol**. In the proceedings of the 2017 International Conference on Information Science and Communications Technologies (ICISCT), p. 1–3, Dezembro 2017.
- [21] JEAONG, H.; JO, S.; KIM, S.; SUK, J. ; LEE, Y.-G.. **Simulation and flight experiment of a quadrotor using disturbance observer based control**. In the proceedings of the 10th International Micro Air Vehicle Competition and Conference (IMAV), p. 336–347, Novembro 2018.

- [22] DOS SANTOS BARBOSA, F.. **4DOF quadcopter: Development, modeling and control**. Dissertação de mestrado, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo - USP, São Paulo, Brasil, 2017.
- [23] **Hobby King - Turnigy Thrust and Power Analyser v2**, (acessado em Outubro, 2020). https://hobbyking.com/pt_pt/turnigy-thrust-stand-and-power-analyser-v2.html.
- [24] **RCbenchmark - Brushless Motor and Propeller Thrust Stand**, (acessado em Outubro, 2020). <https://www.rcbenchmark.com/>.
- [25] QUAN, Q. ; DAI, X. ; WANG, S.. **Multicopter Design and Control Practice: A Series Experiments based on MATLAB and Pixhawk**. Springer, Beijing (China), 1st edition, 2020.
- [26] **Drones Bench**, (acessado em Novembro, 2020). <http://www.dronesbench.com/>.
- [27] DAPONTE, P.; VITO, L. D.; LAMONACA, F.; PICARIELLO, F.; RICCIO, M.; RAPUANO, S.; POMPETTI, L. ; POMPETTI, M.. **Dronesbench: an innovative bench to test drones**. IEEE Instrumentation and Measurement Magazine, 20:8–15, 2017.
- [28] **Eureka Dynamics - First Flight Tester Gyroscope**, (acessado em Novembro, 2020). <https://eurekadynamics.com/fft-gyro/>.
- [29] GUZMÁN-RABASA, J. A.; LÓPEZ-ESTRADA, F. R.; GONZÁLEZ-CONTRERAS, B. M.; VALENCIA-PALOMO, G.; CHADLI, M. ; PÉREZ-PATRICIO, M.. **Actuator fault detection and isolation on a quadrotor unmanned aerial vehicle modeled as a linear parameter-varying system**. Measurement and Control, 52:1228–1239, Junho 2019.
- [30] MENDEZ-LOPEZ, L. A.; LÓPEZ-ESTRADA, F. R.; SANTOS-RUIZ, I.; VALENCIA-PALOMO, G. ; BRINDIS-VELÁZQUEZ, O.. **Diagnóstico de fallas en actuadores de un vant mediante análisis en componentes principales**. Memorias del Congreso Nacional de Control Automático, p. 121–126, Outubro 2019.
- [31] PODLASKI, M.; VANFRETTI, L.; NADEMI, H. ; CHANG, H.. **Uav dynamics and electric power system modeling and visualization using modelica and fmi**. Proceedings of the Vertical Flight Society 76th Annual Forum & Technology Display, Outubro 2020.

- [32] SPERANZA NETO, M.. **Cinemática e dinâmica tridimensional de veículos**. DEM, PUC-Rio. Notas de Aula, Dinâmica de Veículos, 2017. Rio de Janeiro, Brasil. 2017.
- [33] COLLINSON, R.. **Introduction to Avionics Systems**. Springer, Nova Iorque (USA), 2011.
- [34] GOLDSTEIN, H.; POOLE, C. ; SAFKO, J.. **Classical Mechanics**. Addison Wesley, São Francisco (USA), 2001.
- [35] JAZAR, R.. **Advanced Dynamics : Rigid Body, Multibody, and Aerospace Applications**. Wiley, Hoboken (EUA), 2011.
- [36] PROUTY, R. W.. **Helicopter Performance, Stability, and Control**. Krieger Pub, Malabar (EUA), 1989.
- [37] BOUABDALLAH, S.; MURRIERI, P. ; SIEGWART, R.. **Design and control of an indoor micro quadrotor**. Proceedings of the IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 5:4393–4398, Janeiro 2004.
- [38] BRESCIANI, T.. **Modelling, identification and control of a quadrotor helicopter**. Dissertação de mestrado, Department of Automatic Control - Lund University, Lund, Suécia, 2008.
- [39] SABATINO, F.. **Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation**. Dissertação de mestrado, KTH - Electrical Engineering Department, Estocolmo, Suécia, 2015.
- [40] KARNOPP, D.C; MARGOLIS D.L.; ROSENBERG R.C.. **System Dynamics : Modeling, Simulation, and Control of Mechatronic Systems**. Wiley, Hoboken (EUA), 5th edition, 2012.
- [41] SPERANZA NETO, M.. **Procedimento para acoplamento de modelos dinâmicos através do fluxo de potência**. XV Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, Novembro 1999.
- [42] SPERANZA NETO, M.. **Dinâmica de um corpo rígido através do fluxo de potência**. DEM, PUC-Rio. Notas de Aula, Modelagem de Sistemas Dinâmicos, 2019. Rio de Janeiro, Brasil. 2019.
- [43] SPERANZA NETO, M.. **Técnica dos grafos de ligação**. DEM, PUC-Rio. Notas de Aula, Modelagem de Sistemas Dinâmicos, 2007. Rio de Janeiro, Brasil. 2007.

- [44] BORUTZKY, W.. **Bond Graph Methodology : Development and Analysis of Multidisciplinary Dynamic System Models**. Springer, Berlim (Alemanha), 2010.
- [45] MELLINGER, D.; LINDSEY, Q.; SHOMIN, M. ; KUMAR, V.. **Design, modeling, estimation and control for aerial grasping and manipulation**. Proceedings of the 2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, p. 2668–2673, Setembro 2011.
- [46] ANDERSON, J. D.. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGraw-Hill, New York (EUA), 5th edition, 2011.
- [47] **Hobby King**, (acessado em Novembro, 2020). <https://hobbyking.com/>.
- [48] DE MARINA, H. G.; PEREDA, F. J.; GIRON-SIERRA, J. M. ; ESPINOSA, F.. **Uav attitude estimation using unscented kalman filter and triad**. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 59:4465–4474, Novembro 2012.
- [49] FENG, L.; FANGCHAO, Q.. **Research on the hardware structure characteristics and ekf filtering algorithm of the autopilot pixhawk**. Proceedings of the 2016 Sixth International Conference on Instrumentation Measurement, Computer, Communication and Control (IMCCC), p. 228–231, Julho 2016.
- [50] **mRo PixRacer R15**, (acessado em Novembro, 2020). <https://store.mrobotics.io/mRo-PixRacer-R15-Official-p/auav-pxrcr-r15-mr.htm>.
- [51] FANG, H.; XIA, C.; CHEN, Z. ; WEI, X.. **Position servo control of brushless dc motor based on the second discrete filter**. 2007 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics (ROBIO), p. 1838–1842, Dezembro 2007.
- [52] **EMAX Multicopter motor MT1806**, (acessado em Novembro, 2020). <https://emaxmodel.com/collections/wholeoff/products/emax-multicopter-motor-mt1806>.
- [53] **BLHeli Series 12A ESC**, (acessado em Novembro, 2020). <https://emaxmodel.com/collections/wholeoff/products/blheli-series-12a-esc-oneshot-available>.
- [54] VALVANO, J.. **Embedded Systems : Real-Time Interfacing to ARM Cortex(TM)-M Microcontrollers**. J. W. Valvano, San Bernardino (EUA), 2015.

- [55] mRo SiK Telemetry Radio V2 915Mhz, (acesado em Novembro, 2020). <https://store.mrobotics.io/mRo-SiK-Telemetry-Radio-V2-915Mhz-p/mro-sikv2.htm>.
- [56] Danaher Industrial Controls. **Encoder Application Handbook**, 2003.
- [57] Dynapar. **Encoder Communications Handbook**, 2007.
- [58] OMRON. **Encoder e6b2-c datasheet**. http://www.ia.omron.com/data_pdf/cat/e6b2-c_ds_e_6_1_csm491.pdf, 2017.
- [59] FRADEN, J.. **Handbook of modern sensors : physics, designs, and applications**. Springer, Nova Iorque (EUA), 2010.
- [60] Rice Lake Weighing Systems. **Load Cell and Weight Module Handbook**, 2017.
- [61] AVIA SEMICONDUCTOR. **Hx711 datasheet - 24-bit analog-to-digital converter (adc) for weigh scales**. https://cdn.sparkfun.com/datasheets/Sensors/ForceFlex/hx711_english.pdf, 2017.
- [62] SENRING. **M220 Senring Medium Capsule Slip Ring**, (acesado em Novembro, 2020). <https://www.senring.com/capsule-slip-ring/m220.html>.
- [63] HE, G.; CHEN, Q.; CHEN, X. ; XIN, P.. **An accurate modeling method for electric parameters prediction of contactless slip ring**. Proceedings of the 2017 IEEE Energy Conversion Congress and Exposition (ECCE), p. 2051–2056, Outubro 2017.
- [64] FUKUDA, N.; SAWA, K. ; UENO, T.. **Contact voltage drop and brush wear characteristics for various silver content of the silver graphite brush in slip ring system**. Proceedings of the 2018 IEEE Holm Conference on Electrical Contacts, p. 521–525, 2018.
- [65] **Arduino MEGA 2560 Rev3**, (acesado em Novembro, 2020). <https://store.arduino.cc/usa/mega-2560-r3>.
- [66] **Basic Mechanic Elements - Bosch Rexroth**, (acesado em Novembro, 2020). <https://www.boschrexroth.com/pt/br/produtos/grupos-de-produtos/tecnologia-de-montagem/basic-mechanic-elements>.
- [67] VILELA, R. L. S. M.; SARAIVA, H. P.; LOPES, E. S. P.; PIRES, R. C. M. ; COSTA SILVA, E.. **Influence of the target material and disturbance**

- sources in the accuracy of distance sensors for mav applications.** In the proceedings of the 10th International Micro Air Vehicle Competition and Conference (IMAV), p. 348–353, Novembro 2018.
- [68] VILELA, R. L. S. M.; COSTA SILVA, E.. **Stability and altitude control of a quadrotor using fuzzy logic.** In the proceedings of the 11th International Micro Air Vehicle Competition and Conference (IMAV), p. 173–179, Setembro 2019.
- [69] VILELA, R. L. S. M.; COSTA SILVA, E.. **Aerodesign aircraft wing optimization using genetic algorithm.** In the proceedings of the 2019 IEEE Symposium Series on Computational Intelligence (SSCI), Dezembro 2019.

A

Equacionamento Completo dos Grafos de Ligação

Nesse Apêndice é apresentada uma fundamentação teórica sobre a técnica de modelagem pelo método de grafos de ligação, assim como o equacionamento completo e detalhado do grafo proposto pelo presente trabalho.

A.1 Grafos de Ligação

A técnica de grafos de ligação é um método que permite modelar um sistema dinâmico a partir da representação gráfica do fluxo de potência entre os componentes do sistema. Toda a modelagem é feita em função de 4 variáveis generalizadas: esforço (e), fluxo (f), quantidade de movimento (p) e deslocamento (q).

As variáveis de esforço e fluxo são denominadas variáveis de potência, dado que o produto entre elas fornece a potência instantânea do sistema (P), como mostra a Equação (A-1).

$$P(t) = e(t) \cdot f(t) \quad (\text{A-1})$$

Já as variáveis de quantidade de movimento e deslocamento são denominadas variáveis de energia, ou variáveis integrais, dado que são obtidas pela integração das variáveis de potência, como mostram as Equações (A-2) e (A-3)

$$p(t) = \int^t e(t)dt \quad (\text{A-2})$$

$$q(t) = \int^t f(t)dt \quad (\text{A-3})$$

O equacionamento da energia (E) é dado de acordo com a Equação A-4.

$$E(t) = \int^t P(t)dt = \int^t e(t) \cdot f(t)dt \quad (\text{A-4})$$

A generalização das variáveis do sistema permite a representação e a integração de diversos domínios físicos em um único modelo. Para cada domínio físico, essas variáveis possuem sentidos diferentes, como exemplificado nas Tabelas A.1 e A.2.

Tabela A.1: Relação entre as variáveis de potência e seus respectivos domínios físicos

Domínio Físico	Variável de Esforço $e(t)$	Variável de Fluxo $f(t)$
Mecânico de Translação	Força (N)	Velocidade (m/s)
Mecânico de Rotação	Torque (N.m)	Velocidade Angular (rad/s)
Elétrico	Tensão (V)	Corrente (A)
Hidráulico	Pressão (Pa)	Vazão (m^3/s)

Tabela A.2: Relação entre as variáveis de energia e seus respectivos domínios físicos

Domínio Físico	Quantidade de Movimento $p(t)$	Deslocamento $q(t)$
Mecânico de Translação	Quantidade de Movimento (N.s)	Posição (m)
Mecânico de Rotação	Quantidade de Movimento (N.m.s)	Ângulo (rad)
Elétrico	Enlace de Fluxo (V.s)	Carga (C)
Hidráulico	Quantidade de Movimento de Pressão (Pa.s)	Volume (m^3)

A.1.1 Elementos de Representação

O método conta com uma simbologia própria, mostrada na Figura A.1 que permite a visualização do fluxo de potência do sistema, a causalidade e também o seu equacionamento.



Figura A.1: Possíveis representações de um ligação em um grafo de ligação

Além da simbologia de conexão entre os elementos, são utilizados 9 elementos básicos para a descrição do sistema pelo método de grafos de ligação. Esses elementos são divididos em 3 categorias: elementos de 1 porta; elementos de 2 portas e elementos de 3 ou mais portas.

A.1.1.1**Elementos de 1 porta**

Elementos de uma porta são responsáveis por fornecer, armazenar ou dissipar energia do/para o sistema.

- **Fontes de Fluxo e Esforço**

As fontes são elementos que fornecem energia ao sistema, na forma de fluxo ou de esforço. São tratadas como fontes ideais, sendo a variável generalizada de interesse (esforço ou fluxo) controlada de acordo com uma função do tempo, não sendo dependente da potência requerida, o que faz com que a outra variável (fluxo ou esforço, respectivamente) assumam qualquer valor. As Figuras A.2 e A.3 mostram as possíveis representações e causalidades associadas as fontes de fluxo e esforço, respectivamente.

$$\text{Sf} \begin{array}{c} \xrightarrow{f(t)} \\ \leftarrow e \end{array} \quad \text{Sf} \begin{array}{c} \xrightarrow{f(t)} \\ \leftarrow e \end{array}$$

Figura A.2: Representações possíveis de fontes de fluxo

$$\text{Se} \begin{array}{c} \xrightarrow{e(t)} \\ \leftarrow f \end{array} \quad \text{Se} \begin{array}{c} \xrightarrow{e(t)} \\ \leftarrow f \end{array}$$

Figura A.3: Representações possíveis de fontes de esforço

- **Resistores**

Os elementos resistores são responsáveis por dissipar energia do sistema e as variáveis de fluxo e esforço são associadas de forma direta. A representação do elemento resistor, suas possíveis causalidades e seus equacionamentos são mostrados na Figura A.4, onde ϕ_R é a função que define a relação entre as variáveis de fluxo e esforço.

$$\text{R} \begin{array}{c} \xrightarrow{e} \\ \leftarrow f \end{array} \quad \text{R} \begin{array}{c} \xrightarrow{e} \\ \leftarrow f \end{array}$$

$$e = \phi_R(f) \quad f = \phi_R^{-1}(e)$$

Figura A.4: Representações possíveis do elemento resistor e seus respectivos equacionamentos

• **Capacitores**

Os elementos capacitores armazenam energia do sistema e promovem uma relação entre as variáveis de esforço e deslocamento. A representação do elemento capacitor, suas possíveis causalidades e seus equacionamentos são mostrados na Figura A.5, onde ϕ_c é a função que define relação entre as variáveis de esforço e deslocamento.

$$\begin{array}{cc}
 \mathbf{C} \begin{array}{c} \leftarrow e \\ \hline f \end{array} \mathbf{I} & \mathbf{C} \begin{array}{c} \leftarrow e \\ \hline f \end{array} \\
 \\
 e = \phi_c^{-1}(q) & q = \phi_c(e) \\
 q = \int f dt & f = \frac{dq}{dt}
 \end{array}$$

Figura A.5: Representações possíveis do elemento capacitor e seus respectivos equacionamentos

• **Inércias**

Os elementos de inércia também armazenam energia do sistema e promovem uma relação entre as variáveis de fluxo e quantidade de movimento. A representação do elemento de inércia, suas possíveis causalidades e seus equacionamentos são mostrados na Figura A.6, onde ϕ_I é a função que define a relação entre as variáveis de fluxo e quantidade de movimento.

$$\begin{array}{cc}
 \mathbf{I} \begin{array}{c} \leftarrow e \\ \hline f \end{array} & \mathbf{I} \begin{array}{c} \leftarrow e \\ \hline f \end{array} \\
 \\
 f = \phi_I^{-1}(p) & p = \phi_I(f) \\
 p = \int e dt & e = \frac{dp}{dt}
 \end{array}$$

Figura A.6: Representações possíveis do elemento de inércia e seus respectivos equacionamentos

A.1.1.2

Elementos de 2 portas

Os elementos de 2 portas são responsáveis por promover a conversão entre as variáveis de potência, tornando possível o acoplamento entre sistemas que estejam em domínios físicos diferentes.

- **Transformadores**

O elemento transformador promove uma relação entre os mesmos tipos de variáveis do sistema, relacionando os fluxos de entrada e de saída, e os esforços de entrada e de saída. As possíveis causalidades e seus equacionamentos são mostrados na Figura A.7, onde m é chamado de módulo do transformador.

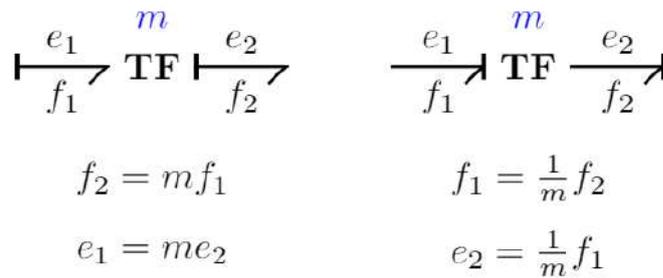


Figura A.7: Representações possíveis dos transformadores e seus respectivos equacionamentos

- **Giradores**

Já os elementos giradores promovem uma relação entre as variáveis de fluxo de entrada e esforço de saída e vice-versa. As possíveis causalidades e seus equacionamentos são mostrados na Figura A.8, onde r é chamado de módulo do girador.

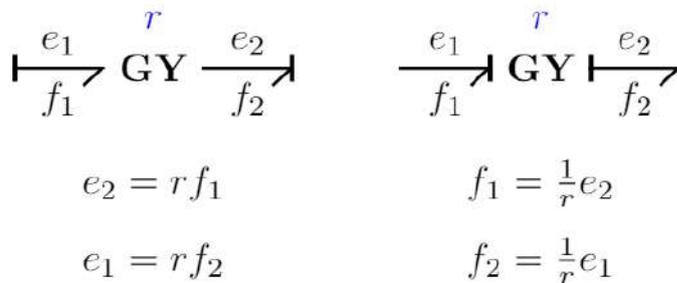


Figura A.8: Representações possíveis dos giradores e seus respectivos equacionamentos

A.1.1.3**Elementos de 3 ou mais portas**

Os elementos de 3 ou mais portas, também conhecidos como junções, são responsáveis por promover o acoplamento entre os diferentes elementos do sistema, realizando a equalização das variáveis de potência. São dois elementos desse tipo, a junção ‘0’ de esforço comum e a junção ‘1’ de fluxo comum.

- **Junção de Esforço Comum - Junção ‘0’**

Como o próprio nome sugere, na junção ‘0’ todos os esforços conectados a ela são iguais e o somatório do fluxo de entrada deve ser igual ao somatório do fluxo de saída. Um exemplo de representação dessa junção é mostrada na Figura A.9, seguido do seu equacionamento.

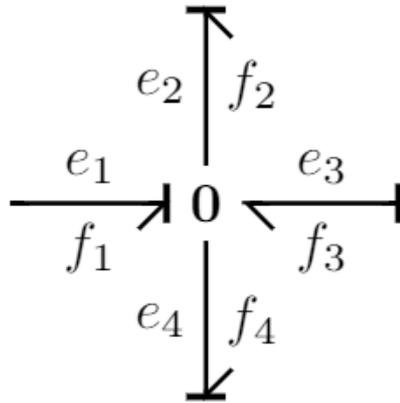


Figura A.9: Junção ‘0’

$$\begin{cases} e_2 = e_1 \\ e_3 = e_1 \\ e_4 = e_1 \\ f_1 = f_2 - f_3 + f_4 \end{cases} \quad (\text{A-5})$$

- **Junção de Fluxo Comum - Junção ‘1’**

Já na junção ‘1’, todos os fluxos conectados ao sistema devem ser iguais e o somatório dos esforços de entrada deve ser igual ao somatório do esforço de saída. Um exemplo de representação dessa junção é mostrada na Figura A.10, seguido do seu equacionamento.

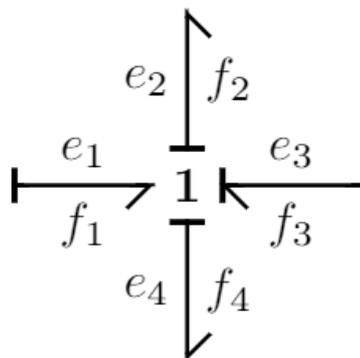


Figura A.10: Junção '1'

$$\begin{cases} f_2 = f_1 \\ f_3 = f_1 \\ f_4 = f_1 \\ e_1 = e_2 - e_3 + e_4 \end{cases} \quad (A-6)$$

A.2 Modelagem

Por conveniência, o sistema de coordenadas utilizado e apresentado na Seção 2.1.2 é aqui repetido na Figura A.11.

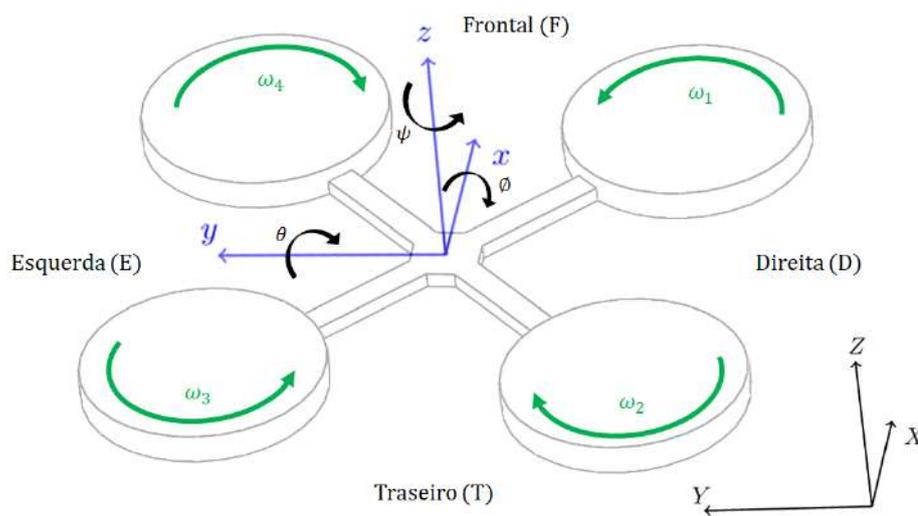


Figura A.11: Sistema de coordenadas adotado

A modelagem do veículo quadricóptero pelo método de grafos de ligação foi dividida em três partes, visando facilitar o equacionamento. Os dois

primeiros grafos representam respectivamente a dinâmica de translação (Figura A.12) e a dinâmica de rotação (Figura A.13), e juntos formam a Estrutura de Junção Euleriana, que descreve a dinâmica completa do sistema. Por sua vez, conforme mostrado na Figura A.14, o terceiro grafo representa a dinâmica dos atuadores, representando as forças e momentos aplicados no veículo durante voo.

A.2.1
Dinâmica de Translação

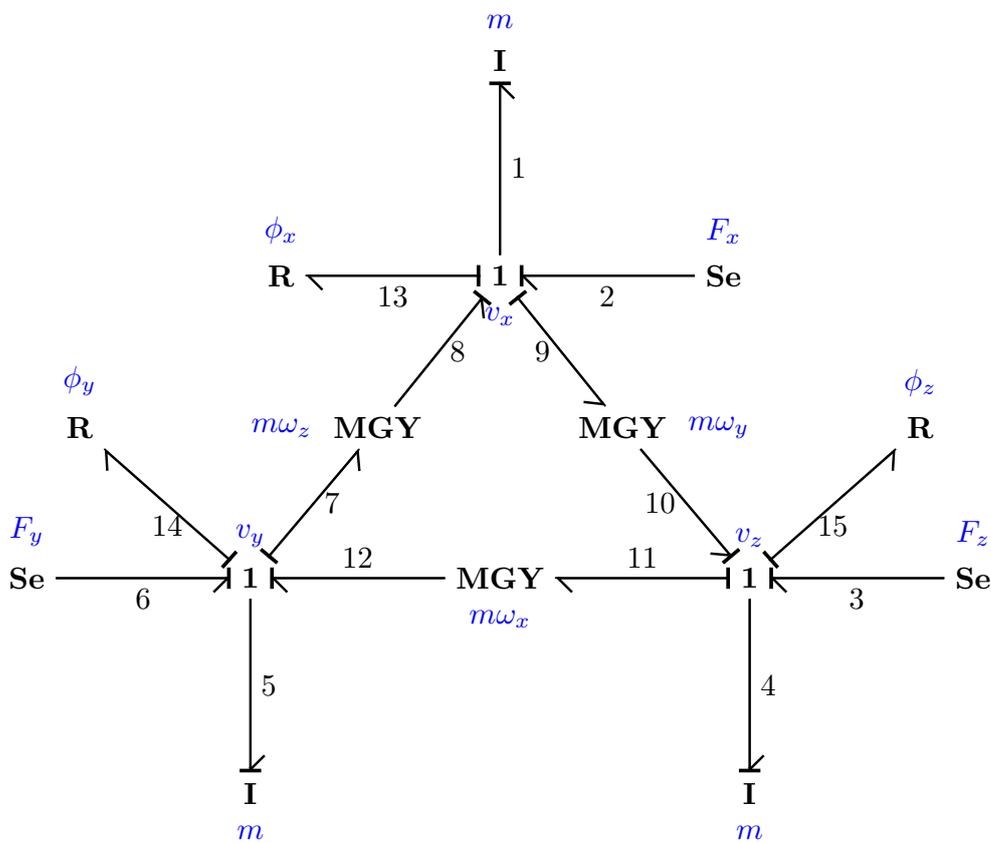


Figura A.12: Grafo de Ligação da Dinâmica Translacional

Os elementos de inércia do grafo de ligação, apresentado na Figura A.12, podem ser equacionados de acordo com:

$$\begin{cases} \dot{p}_1 = e_1 \\ f_1 = \frac{p_1}{m} \end{cases} \quad (A-7)$$

$$\begin{cases} \dot{p}_2 = e_2 \\ f_2 = \frac{p_2}{m} \end{cases} \quad (A-8)$$

$$\begin{cases} \dot{p}_3 = e_3 \\ f_3 = \frac{p_3}{m} \end{cases} \quad (\text{A-9})$$

Por sua vez, os elementos resistores do grafo de ligação podem ser descritos por:

$$e_{13} = \phi_x(f_{13}) \quad (\text{A-10})$$

$$e_{14} = \phi_y(f_{14}) \quad (\text{A-11})$$

$$e_{15} = \phi_z(f_{15}) \quad (\text{A-12})$$

As funções ϕ_x , ϕ_y e ϕ_z modelam a força aerodinâmica, sendo descritas por $\phi_n(f) = C_{Dn}f^2$, onde C_{Dx} , C_{Dy} e C_{Dz} são os coeficientes de resistência aerodinâmica de cada um dos eixos de referência. Os elementos giradores do grafo de ligação são descritos por:

$$G_1(g_1 = m\omega_x) \begin{cases} e_{12} = g_1 f_{11} \\ e_{11} = g_1 f_{12} \end{cases} \quad (\text{A-13})$$

$$G_2(g_2 = m\omega_y) \begin{cases} e_{10} = g_2 f_9 \\ e_9 = g_2 f_{10} \end{cases} \quad (\text{A-14})$$

$$G_3(g_3 = m\omega_z) \begin{cases} e_8 = g_3 f_7 \\ e_7 = g_3 f_8 \end{cases} \quad (\text{A-15})$$

As junções "1" de fluxo comum do grafo de ligação são expressas por:

$$v_x(f_1 \text{ comum}) \begin{cases} f_2 = f_1 \\ f_8 = f_1 \\ f_9 = f_1 \\ f_{13} = f_1 \end{cases} \quad (\text{A-16})$$

$$v_y(f_5 \text{ comum}) \begin{cases} e_1 = e_2 + e_8 - e_9 - e_{13} \\ f_6 = f_5 \\ f_7 = f_5 \\ f_{12} = f_5 \\ f_{14} = f_5 \\ e_5 = e_6 - e_7 + e_{12} - e_{14} \end{cases} \quad (\text{A-17})$$

$$v_z(f_4 \text{ comum}) \begin{cases} f_3 = f_4 \\ f_{10} = f_4 \\ f_{11} = f_4 \\ f_{15} = f_4 \\ e_4 = e_3 - e_{11} + e_{10} - e_{15} \end{cases} \quad (\text{A-18})$$

Substituindo as Equações (A-16), (A-17) e (A-18), e depois as Equações (A-13), (A-14) e (A-15) , nas Equações (A-7), (A-8) e (A-9) , obtêm-se:

$$\begin{aligned} \dot{p}_1 &= e_1 \\ \dot{p}_1 &= e_2 + e_8 - e_9 - e_{13} \end{aligned} \quad (\text{A-19})$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_1 &= e_2 + g_3 f_7 - g_2 f_{10} - \phi_x(f_{13}) \\ \dot{p}_4 &= e_4 \\ \dot{p}_4 &= e_3 - e_{11} + e_{10} - e_{14} \end{aligned} \quad (\text{A-20})$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_4 &= e_3 - g_1 f_{12} - g_2 f_9 - \phi_z(f_{15}) \\ \dot{p}_5 &= e_5 \\ \dot{p}_5 &= e_6 - e_7 + e_{12} - e_{15} \end{aligned} \quad (\text{A-21})$$

$$\dot{p}_5 = e_6 - g_3 f_8 - g_1 f_{11} - \phi_y(f_{14})$$

Com base nas Equações (A-19), (A-20) e (A-21) aqui explicitadas, substituindo as variáveis de fluxo, esforço e potência, de acordo com seu sentido físico, e as funções dos resistores, tem-se:

$$m\dot{v}_x = F_x + m\omega_z V_y - m\omega_y V_z - C_{Dx} v_x^2 \quad (\text{A-22})$$

$$m\dot{v}_z = F_z - m\omega_x V_y + m\omega_y V_x - C_{Dz} v_z^2 \quad (\text{A-23})$$

$$m\dot{v}_y = F_y - m\omega_z V_x + m\omega_x V_z - C_{Dy} v_y^2 \quad (\text{A-24})$$

Rearrmando as Equações (A-22), (A-23) e (A-24), obtêm-se as Equações de Newton-Euler que descrevem a dinâmica de translação do corpo rígido no espaço, considerando efeitos de resistência aerodinâmica.

$$\begin{cases} F_x = m(\dot{v}_x - \omega_z v_y + \omega_y v_z) + C_{Dx} v_x^2 \\ F_y = m(\dot{v}_y + \omega_z v_x - \omega_x v_z) + C_{Dy} v_y^2 \\ F_z = m(\dot{v}_z + \omega_x v_y - \omega_y v_x) + C_{Dz} v_z^2 \end{cases} \quad (\text{A-25})$$

Reescrevendo a Equação (A-25) de forma a isolar as variáveis de estado, tem-se:

$$\begin{cases} \dot{v}_x = \frac{F_x}{m} + \omega_z v_y - \omega_y v_z - \frac{C_{Dx}}{m} v_x^2 \\ \dot{v}_y = \frac{F_y}{m} + \omega_x v_z - \omega_z v_x - \frac{C_{Dy}}{m} v_y^2 \\ \dot{v}_z = \frac{F_z}{m} + \omega_y v_x - \omega_x v_y - \frac{C_{Dz}}{m} v_z^2 \end{cases} \quad (\text{A-26})$$

A.2.2
Dinâmica de Rotação

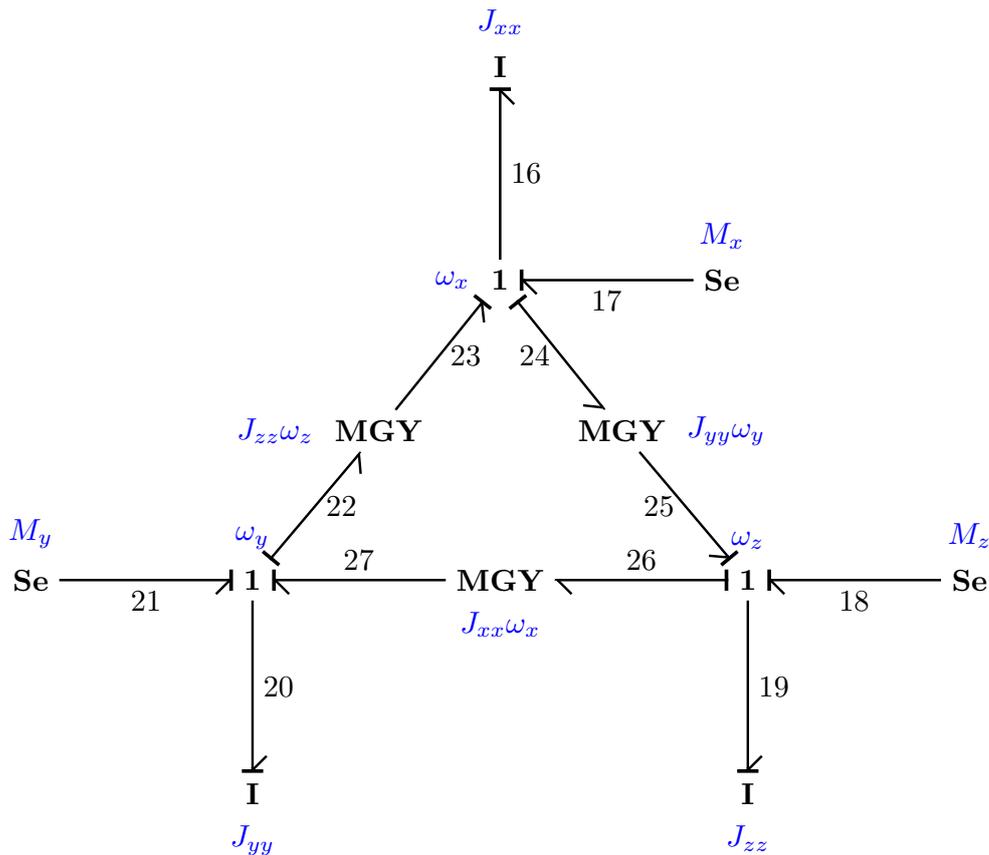


Figura A.13: Grafo de Ligação da Dinâmica Rotacional

Os elementos de inércia do grafo de ligação, apresentado na Figura A.13, podem ser equacionados de acordo com:

$$\begin{cases} \dot{p}_{16} = e_{16} \\ f_{16} = \frac{p_{16}}{J_{xx}} \end{cases} \quad (\text{A-27})$$

$$\begin{cases} \dot{p}_{19} = e_{19} \\ f_{19} = \frac{p_{19}}{J_{zz}} \end{cases} \quad (\text{A-28})$$

$$\begin{cases} \dot{p}_{20} = e_{20} \\ f_{20} = \frac{p_{20}}{J_{yy}} \end{cases} \quad (\text{A-29})$$

Por sua vez, os elementos giradores do grafo de ligação, podem ser descritos por:

$$G_4(g_4 = J_{xx}\omega_x) \begin{cases} e_{26} = g_4 f_{27} \\ e_{27} = g_4 f_{26} \end{cases} \quad (\text{A-30})$$

$$G_5(g_5 = J_{yy}\omega_y) \begin{cases} e_{22} = g_5 f_{23} \\ e_{23} = g_5 f_{22} \end{cases} \quad (\text{A-31})$$

$$G_6(g_6 = J_{zz}\omega_z) \begin{cases} e_{24} = g_6 f_{25} \\ e_{25} = g_6 f_{24} \end{cases} \quad (\text{A-32})$$

As junções "1" de fluxo comum do grafo de ligação são expressas por:

$$\omega_x(f_{16} \text{ comum}) \begin{cases} f_{17} = f_{16} \\ f_{23} = f_{16} \\ f_{24} = f_{16} \end{cases} \quad (\text{A-33})$$

$$\omega_y(f_{20} \text{ comum}) \begin{cases} e_{16} = e_{17} + e_{23} - e_{24} \\ f_{21} = f_{20} \\ f_{22} = f_{20} \\ f_{27} = f_{20} \end{cases} \quad (\text{A-34})$$

$$\omega_z(f_{19} \text{ comum}) \begin{cases} e_{20} = e_{21} - e_{22} + e_{27} \\ f_{18} = f_{19} \\ f_{25} = f_{19} \\ f_{26} = f_{19} \\ e_{19} = e_{18} + e_{25} - e_{26} \end{cases} \quad (\text{A-35})$$

Substituindo as Equações (A-33), (A-34) e (A-35), e depois as Equações (A-30), (A-31) e (A-32), nas Equações (A-27), (A-28) e (A-29), obtém-se:

$$\begin{aligned} \dot{p}_{16} &= e_{16} \\ \dot{p}_{16} &= e_{17} + e_{23} - e_{24} \end{aligned} \quad (\text{A-36})$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_{16} &= e_{17} + g_5 f_{22} - g_6 f_{25} \\ \dot{p}_{19} &= e_{19} \\ \dot{p}_{19} &= e_{18} + e_{25} - e_{26} \end{aligned} \quad (\text{A-37})$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_{19} &= e_{18} + g_6 f_{24} - g_4 f_{27} \\ \dot{p}_{20} &= e_{20} \\ \dot{p}_{20} &= e_{21} - e_{22} + e_{27} \end{aligned} \quad (\text{A-38})$$

$$\dot{p}_{20} = e_{21} - g_5 f_{23} + g_4 f_{26}$$

Na sequência, substituindo as variáveis de fluxo, esforço e potência, de acordo com seu sentido físico, nas Equações (A-36), (A-37) e (A-38), tem-se:

$$J_{xx}\dot{\omega}_x = M_x + J_{yy}\omega_y\omega_z - J_{zz}\omega_z\omega_y \quad (\text{A-39})$$

$$J_{yy}\dot{\omega}_y = M_y + J_{zz}\omega_z\omega_x - J_{xx}\omega_x\omega_z \quad (\text{A-40})$$

$$J_{zz}\dot{\omega}_z = M_z - J_{yy}\omega_y\omega_x + J_{xx}\omega_x\omega_y \quad (\text{A-41})$$

Rearrmando as Equações (A-39), (A-40) e (A-41), obtêm-se as Equações de Newton-Euler que descrevem a dinâmica de rotação do corpo rígido no espaço.

$$\begin{cases} M_x = J_{xx}\dot{\omega}_x - J_{yy}\omega_y\omega_z + J_{zz}\omega_z\omega_y \\ M_y = J_{yy}\dot{\omega}_y - J_{zz}\omega_z\omega_x + J_{xx}\omega_x\omega_z \\ M_z = J_{zz}\dot{\omega}_z + J_{yy}\omega_y\omega_x - J_{xx}\omega_x\omega_y \end{cases} \quad (\text{A-42})$$

O sistema de Equações (A-42) pode ser reescrito de forma compacta como:

$$\begin{cases} M_x = J_{xx}\dot{\omega}_x + \omega_y\omega_z(J_{zz} - J_{yy}) \\ M_y = J_{yy}\dot{\omega}_y + \omega_z\omega_x(J_{xx} - J_{zz}) \\ M_z = J_{zz}\dot{\omega}_z + \omega_y\omega_x(J_{yy} - J_{xx}) \end{cases} \quad (\text{A-43})$$

Dessa forma, é possível isolar as variáveis de estado a fim de se obter:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{M_x}{J_{xx}} + \omega_y\omega_z \frac{J_{yy} - J_{zz}}{I_{xx}} \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y}{J_{yy}} + \omega_x\omega_z \frac{J_{zz} - J_{xx}}{I_{yy}} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_{zz}} + \omega_x\omega_y \frac{J_{xx} - J_{yy}}{I_{zz}} \end{cases} \quad (\text{A-44})$$

Agregando as Equações (A-26) e (A-44), obtêm-se o sistema completo das Equações de Newton-Euler que descrevem a dinâmica de corpo rígido.

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{v}_x = \frac{F_x}{m} + \omega_z v_y - \omega_y v_z - \frac{C_{Dx}}{m} v_x^2 \\ \dot{v}_y = \frac{F_y}{m} + \omega_x v_z - \omega_z v_x - \frac{C_{Dy}}{m} v_y^2 \\ \dot{v}_z = \frac{F_z}{m} + \omega_y v_x - \omega_x v_y - \frac{C_{Dz}}{m} v_z^2 \\ \dot{\omega}_x = \frac{M_x}{J_{xx}} + \omega_y \omega_z \frac{J_{yy} - J_{zz}}{J_{xx}} \\ \dot{\omega}_y = \frac{M_y}{J_{yy}} + \omega_x \omega_z \frac{J_{zz} - J_{xx}}{J_{yy}} \\ \dot{\omega}_z = \frac{M_z}{J_{zz}} + \omega_x \omega_y \frac{J_{xx} - J_{yy}}{J_{zz}} \end{array} \right. \quad (A-45)$$

A.2.3 Dinâmica dos Atuadores

O grafo multiligação mostrado na Figura A.14 representa a dinâmica dos atuadores do quadricóptero. O grafo tem como entrada a rotação de cada um dos motores do veículo (modeladas como fontes de fluxo, **Sf**) e a força gravitacional (modelada como fonte de esforço, **Se**), e como saída as forças (F_x , F_y e F_z) e momentos (M_x , M_y e M_z) gerados no veículo.

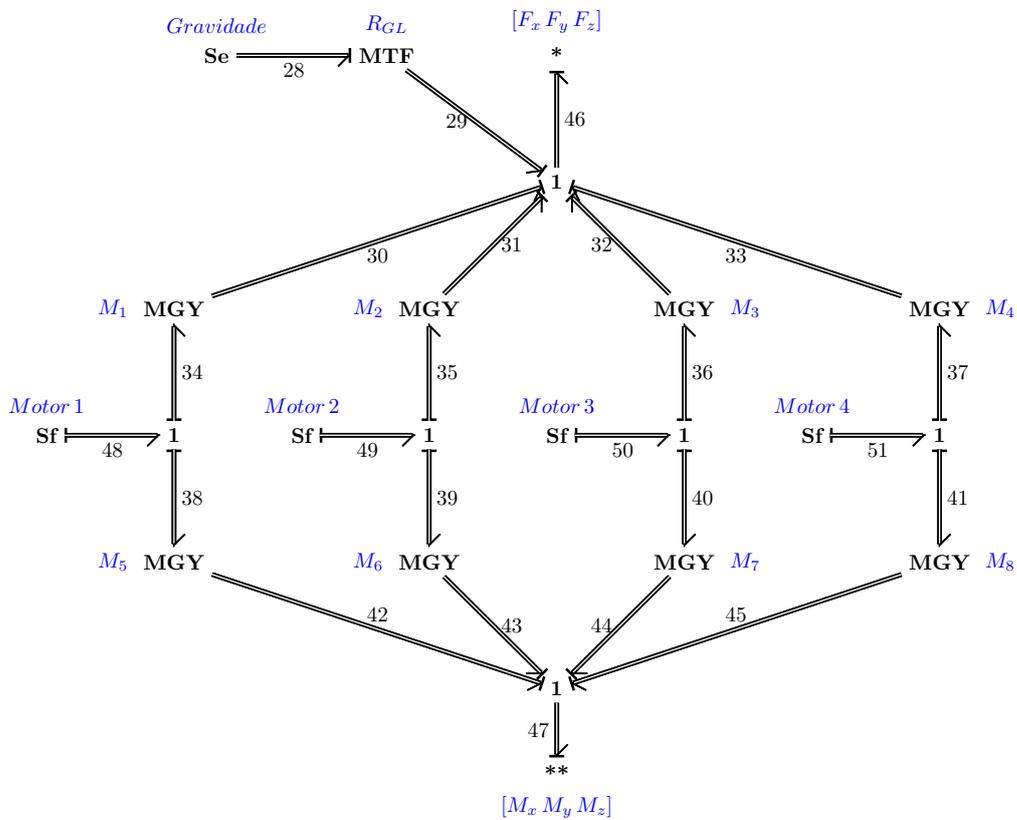


Figura A.14: Grafo Multiligação da Dinâmica dos Atuadores

A única fonte de esforço presente no grafo representa a força gravitacional, descrita como:

$$\mathbf{e}_{28} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} \quad (\text{A-46})$$

Devido ao uso do referencial local do veículo, é necessário utilizar a matriz de rotação definida pela Equação (A-47), para transformar a gravidade do referencial global para o local. Como essa transformação depende dos ângulos de Euler, utiliza-se um transformador modulado, definido na Equação (A-48).

$$\mathbf{R}_{\text{GL}} = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{A-47})$$

$$\begin{cases} \mathbf{e}_{29} = \mathbf{R}_{\text{GL}}\mathbf{e}_{28} \\ \mathbf{f}_{28} = \mathbf{R}_{\text{LG}}\mathbf{f}_{29} \end{cases} \quad (\text{A-48})$$

Por sua vez, as fontes de fluxo presentes no grafo de ligação são descritas a seguir:

Motor Frontal - Direito (1)

$$\mathbf{f}_{48} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1 \end{bmatrix} \quad (\text{A-49})$$

Motor Traseiro - Direito (2)

$$\mathbf{f}_{49} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_2 \end{bmatrix} \quad (\text{A-50})$$

Motor Traseiro - Esquerdo (3)

$$\mathbf{f}_{50} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (\text{A-51})$$

Motor Frontal - Esquerdo (4)

$$\mathbf{f}_{51} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_4 \end{bmatrix} \quad (\text{A-52})$$

O equacionamento das junções '1' associadas a cada fonte de fluxo, é dado por:

$$(\mathbf{f}_{48} \text{ comum}) \begin{cases} \mathbf{f}_{34} = \mathbf{f}_{48} \\ \mathbf{f}_{38} = \mathbf{f}_{48} \\ \mathbf{e}_{48} = \mathbf{e}_{34} + \mathbf{e}_{38} \end{cases} \quad (\text{A-53})$$

$$(\mathbf{f}_{49} \text{ comum}) \begin{cases} \mathbf{f}_{35} = \mathbf{f}_{49} \\ \mathbf{f}_{39} = \mathbf{f}_{49} \\ \mathbf{e}_{48} = \mathbf{e}_{35} + \mathbf{e}_{39} \end{cases} \quad (\text{A-54})$$

$$(\mathbf{f}_{50} \text{ comum}) \begin{cases} \mathbf{f}_{36} = \mathbf{f}_{50} \\ \mathbf{f}_{40} = \mathbf{f}_{50} \\ \mathbf{e}_{50} = \mathbf{e}_{36} + \mathbf{e}_{40} \end{cases} \quad (\text{A-55})$$

$$(\mathbf{f}_{51} \text{ comum}) \begin{cases} \mathbf{f}_{37} = \mathbf{f}_{51} \\ \mathbf{f}_{41} = \mathbf{f}_{51} \\ \mathbf{e}_{48} = \mathbf{e}_{37} + \mathbf{e}_{41} \end{cases} \quad (\text{A-56})$$

Os elementos giradores do grafo realizam a conversão da variável de fluxo associada a cada motor (velocidade angular de rotação do conjunto motor-hélice) para as variáveis de esforço (empuxo e torque gerados). Dessa forma, cada motor é associado a dois giradores modulados, um para cada variável de esforço. Os parâmetros C_T e C_M são descritos na Seção 2.1.3.1. O equacionamento e descrição de cada girador é definido a seguir:

Motor Frontal - Direito (1)

$$\mathbf{G}_1 \left(\mathbf{G}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T \omega_1 \end{bmatrix} \right) \begin{cases} \mathbf{e}_{30} = \mathbf{G}_1 \mathbf{f}_{34} \\ \mathbf{e}_{34} = \mathbf{G}_1 \mathbf{f}_{30} \end{cases} \quad (\text{A-57})$$

$$\mathbf{G}_5 \left(\mathbf{G}_5 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_1 \\ 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_1 \\ 0 & 0 & C_M \omega_1 \end{bmatrix} \right) \begin{cases} \mathbf{e}_{42} = \mathbf{G}_5 \mathbf{f}_{38} \\ \mathbf{e}_{38} = \mathbf{G}_5 \mathbf{f}_{42} \end{cases} \quad (\text{A-58})$$

Motor Traseiro - Direito (2)

$$\mathbf{G}_2 \left(\mathbf{G}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T \omega_2 \end{bmatrix} \right) \begin{cases} \mathbf{e}_{31} = \mathbf{G}_2 \mathbf{f}_{35} \\ \mathbf{e}_{35} = \mathbf{G}_2 \mathbf{f}_{31} \end{cases} \quad (\text{A-59})$$

$$\mathbf{G}_6 \left(\mathbf{G}_6 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_2 \\ 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_2 \\ 0 & 0 & -C_M \omega_2 \end{bmatrix} \right) \begin{cases} \mathbf{e}_{43} = \mathbf{G}_6 \mathbf{f}_{39} \\ \mathbf{e}_{39} = \mathbf{G}_6 \mathbf{f}_{43} \end{cases} \quad (\text{A-60})$$

Motor Traseiro - Esquerdo (3)

$$\mathbf{G}_3 \left(\mathbf{G}_3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T \omega_3 \end{bmatrix} \right) \begin{cases} \mathbf{e}_{32} = \mathbf{G}_3 \mathbf{f}_{36} \\ \mathbf{e}_{36} = \mathbf{G}_3 \mathbf{f}_{32} \end{cases} \quad (\text{A-61})$$

$$\mathbf{G}_7 \left(\mathbf{G}_7 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_3 \\ 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_3 \\ 0 & 0 & C_M \omega_3 \end{bmatrix} \right) \begin{cases} \mathbf{e}_{44} = \mathbf{G}_7 \mathbf{f}_{40} \\ \mathbf{e}_{40} = \mathbf{G}_7 \mathbf{f}_{44} \end{cases} \quad (\text{A-62})$$

Motor Frontal - Esquerdo (4)

$$\mathbf{G}_4 \left(\mathbf{G}_4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T \omega_4 \end{bmatrix} \right) \begin{cases} \mathbf{e}_{33} = \mathbf{G}_4 \mathbf{f}_{37} \\ \mathbf{e}_{37} = \mathbf{G}_4 \mathbf{f}_{33} \end{cases} \quad (\text{A-63})$$

$$\mathbf{G}_8 \left(\mathbf{G}_8 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_4 \\ 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_4 \\ 0 & 0 & -C_M \omega_4 \end{bmatrix} \right) \begin{cases} \mathbf{e}_{45} = \mathbf{G}_8 \mathbf{f}_{41} \\ \mathbf{e}_{41} = \mathbf{G}_8 \mathbf{f}_{45} \end{cases} \quad (\text{A-64})$$

O equacionamento da junção '1', que aparece na parte superior do grafo multiligação mostrado na Figura A.14, referente a definição das forças atuantes no sistema, é dado por:

$$(\mathbf{f}_{46} \text{ comum}) \begin{cases} \mathbf{f}_{29} = \mathbf{f}_{46} \\ \mathbf{f}_{30} = \mathbf{f}_{46} \\ \mathbf{f}_{31} = \mathbf{f}_{46} \\ \mathbf{f}_{32} = \mathbf{f}_{46} \\ \mathbf{f}_{33} = \mathbf{f}_{46} \\ \mathbf{e}_{46} = \mathbf{e}_{29} + \mathbf{e}_{30} + \mathbf{e}_{31} + \mathbf{e}_{32} + \mathbf{e}_{33} \end{cases} \quad (\text{A-65})$$

Dessa forma, substituindo na Equação (A-65) as definições anteriormente obtidas nas Equações (A-48), (A-57), (A-59), (A-61) e (A-63), pode-se escrever:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_{46} &= \mathbf{e}_{29} + \mathbf{e}_{30} + \mathbf{e}_{31} + \mathbf{e}_{32} + \mathbf{e}_{33} \\ \mathbf{e}_{46} &= \mathbf{R}_{\text{GL}}\mathbf{e}_{28} + \mathbf{G}_1\mathbf{f}_{34} + \mathbf{G}_2\mathbf{f}_{35} + \mathbf{G}_3\mathbf{f}_{36} + \mathbf{G}_3\mathbf{f}_{37} \end{aligned} \quad (\text{A-66})$$

Na sequência, substituindo as variáveis de fluxo e esforço, de acordo com a definição de cada fonte de esforço, e substituindo os elementos giradores de acordo com sua definição, tem-se:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_{46} = \mathbf{R}_{\text{GL}} & \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T\omega_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T\omega_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_2 \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T\omega_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & C_T\omega_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_4 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (\text{A-67})$$

Fazendo a multiplicação das matrizes presentes na Equação (A-67), obtém-se de forma simplificada:

$$\mathbf{e}_{46} = \mathbf{R}_{\text{GL}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ C_T\omega_1^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ C_T\omega_2^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ C_T\omega_3^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ C_T\omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A-68})$$

O vetor de forças aplicado como entrada no grafo de ligação, referente a dinâmica de translação (Figura A.12), define o sentido físico da variável de esforço e_{46} . Dessa forma, pode-se escrever:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{\text{GL}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + C_T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A-69})$$

Por sua vez, o equacionamento da junção '1', que aparece na parte inferior do grafo multiligação mostrado na Figura A.14, referente aos torques atuantes no sistema, é dado por:

$$(\mathbf{f}_{47} \text{ comum}) \left\{ \begin{aligned} \mathbf{f}_{43} &= \mathbf{f}_{47} \\ \mathbf{f}_{44} &= \mathbf{f}_{47} \\ \mathbf{f}_{45} &= \mathbf{f}_{47} \\ \mathbf{f}_{46} &= \mathbf{f}_{47} \\ \mathbf{e}_{47} &= \mathbf{e}_{43} + \mathbf{e}_{44} + \mathbf{e}_{45} + \mathbf{e}_{46} \end{aligned} \right. \quad (\text{A-70})$$

Dessa forma, substituindo na Equação (A-66) as definições anteriormente obtidas nas Equações (A-58), (A-60), (A-62) e (A-64), pode-se escrever:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_{46} &= \mathbf{e}_{43} + \mathbf{e}_{44} + \mathbf{e}_{45} + \mathbf{e}_{46} \\ \mathbf{e}_{46} &= \mathbf{G}_5 \mathbf{f}_{38} + \mathbf{G}_6 \mathbf{f}_{39} + \mathbf{G}_7 \mathbf{f}_{40} + \mathbf{G}_8 \mathbf{f}_{41} \end{aligned} \quad (\text{A-71})$$

Na sequência, substituindo as variáveis de fluxo e esforço, de acordo com a definição de cada fonte de esforço, e substituindo os elementos giradores de acordo com sua definição, tem-se:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_{47} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_1 \\ 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_1 \\ 0 & 0 & C_M \omega_1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_2 \\ 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_2 \\ 0 & 0 & -C_M \omega_2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_2 \end{bmatrix} + \\ & \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_3 \\ 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_3 \\ 0 & 0 & C_M \omega_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_4 \\ 0 & 0 & -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_4 \\ 0 & 0 & -C_M \omega_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_4 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (\text{A-72})$$

Fazendo a multiplicação das matrizes presentes na Equação (A-72), obtém-se:

$$\mathbf{e}_{46} = \begin{bmatrix} -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_1^2 \\ -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_1^2 \\ C_M \omega_1^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_2^2 \\ C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_2^2 \\ -C_M \omega_2^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_3^2 \\ C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_3^2 \\ C_M \omega_3^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_4^2 \\ -C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \omega_4^2 \\ -C_M \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A-73})$$

O vetor de torque aplicado como entrada no grafo de ligação, referente a dinâmica de rotação (Figura A.13), define o sentido físico da variável de esforço \mathbf{e}_{47} . Dessa forma, pode-se escrever:

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \begin{bmatrix} -\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \\ -\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \\ 0 \end{bmatrix} + C_M \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A-74})$$

Com base nos desenvolvimentos efetuados ao longo desta seção, pode-se enfim obter a descrição completa de toda a dinâmica dos atuadores no sistema de um quadricóptero:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{\mathbf{GL}} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + C_T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A-75})$$

$$\begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = C_T \frac{l\sqrt{2}}{2} \begin{bmatrix} -\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2 \\ -\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \\ 0 \end{bmatrix} + C_M \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (\text{A-76})$$

B Ângulos de Euler

O posicionamento angular ($\Theta \in \mathbb{R}^3$) do veículo no referencial global é expresso por meio dos ângulos de Euler, conforme definido na Equação B-1 e mostrado na Figura B.1.

$$\Theta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \quad (\text{B-1})$$

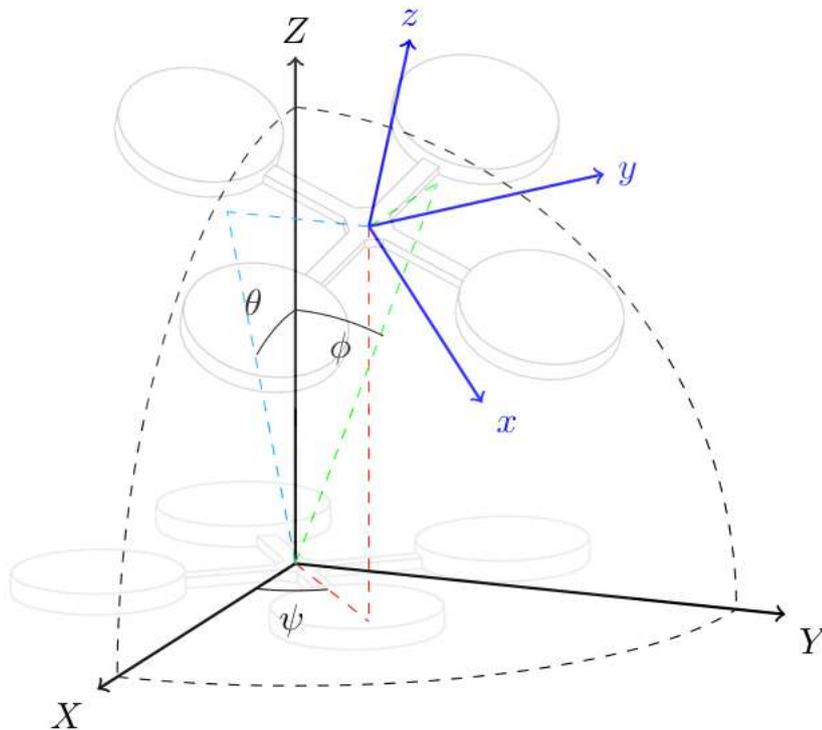


Figura B.1: Ângulos de Euler

Os ângulos de Euler são utilizados na transformação de coordenadas entre os sistemas de referência local e global, que pode ser decomposta em três rotações individuais. A ordem em que as rotações são realizadas influencia diretamente na determinação dos ângulos [34,35], sendo escolhida de forma arbitrária de acordo com a necessidade. Para veículos aéreos, convencionalmente, utiliza-se a rotação 321, que indica primeiramente uma rotação em torno do eixo Z, associada ao ângulo de *yaw* (ψ), seguida de uma rotação em torno

do eixo Y , associada ao ângulo de *pitch* (θ) e depois em torno do eixo X , correspondente ao ângulo de *roll* (ϕ).

As Figuras B.2, B.4 e B.3 mostram respectivamente as rotações em torno dos eixos Z , Y e X . Por sua vez, as Equações B-2, B-3 e B-4 expressam sucessivamente as matrizes de rotação correspondentes a cada caso.

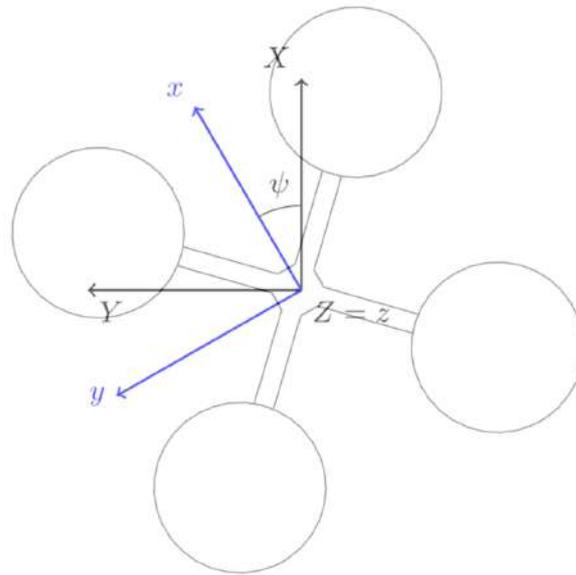


Figura B.2: Rotação em torno do eixo Z

$$\mathbf{R}_\psi = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{B-2})$$

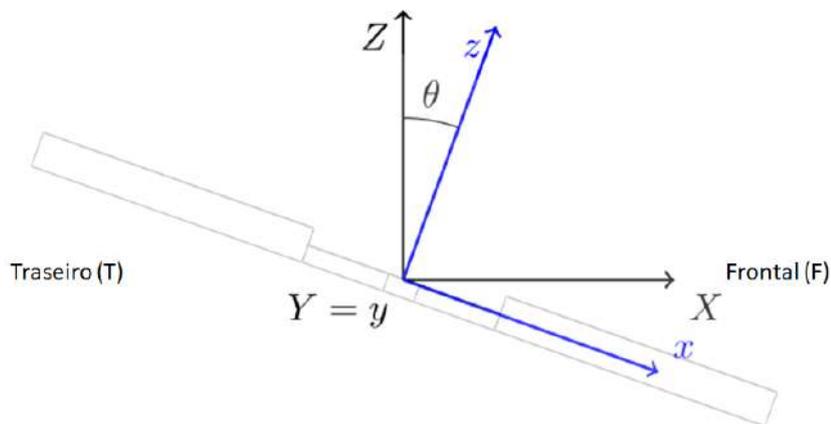


Figura B.3: Rotação em torno do eixo Y

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

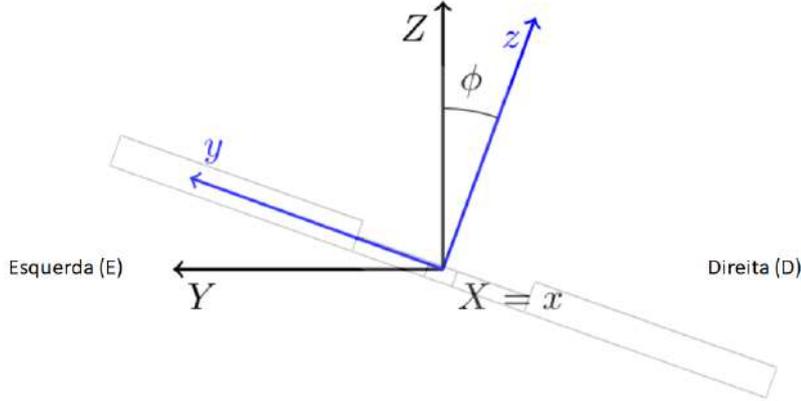


Figura B.4: Rotação em torno do eixo X

$$\mathbf{R}_\phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (\text{B-4})$$

Dessa forma, seguindo a ordem de rotação 321 estabelecida, a transformação de um vetor q definido no referencial global para o referencial local é descrita como

$$[\mathbf{q}]_{x,y,z} = \mathbf{R}_\phi \mathbf{R}_\theta \mathbf{R}_\psi \times [\mathbf{q}]_{X,Y,Z} \quad (\text{B-5})$$

$$\mathbf{R}_{\text{GL}} = \mathbf{R}_\phi \mathbf{R}_\theta \mathbf{R}_\psi \quad (\text{B-6})$$

A matriz \mathbf{R}_{GL} é utilizada para descrever a rotação do referencial global para o referencial local, sendo dada por

$$\mathbf{R}_{\text{GL}} = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{B-7})$$

Por sua vez, a transformação do referencial local para o global é dada pela matriz \mathbf{R}_{LG} , que se relaciona com a matriz \mathbf{R}_{GL} da seguinte forma

$$\mathbf{R}_{\text{LG}} = \mathbf{R}_{\text{GL}}^{-1} = \mathbf{R}_{\text{GL}}^T \quad (\text{B-8})$$

Assim, a matriz R_{LG} é dada por

$$\mathbf{R}_{\mathbf{LG}} = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{B-9})$$

Ressalta-se que, em ambas as matrizes, $\mathbf{R}_{\mathbf{GL}}$ e $\mathbf{R}_{\mathbf{LG}}$, c e s representam as funções cosseno e seno, respectivamente, expressas de forma compacta por conveniência.

Por sua vez, na transformação das taxas de variação dos ângulos de Euler para o referencial local, deve-se levar em consideração a ordem das rotações individualmente. Mais especificamente, a taxa de Euler de *yaw* ($\dot{\psi}$) é sujeita a duas rotações (θ e ϕ), durante o processo de transformação. Por outro lado, a taxa de *pitch* ($\dot{\theta}$) é submetida a apenas uma rotação (ϕ), enquanto que a taxa de *roll* ($\dot{\phi}$) não passa por nenhuma rotação, por ser a última no processo. Dessa forma, a transformação da velocidade angular é dada por

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{R}_\phi \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \mathbf{R}_\phi \mathbf{R}_\theta \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{B-10})$$

Resolvendo-se a equação B-10, obtém-se de forma simplificada

$$\boldsymbol{\Omega} = \mathbf{T}_{\mathbf{EL}} \cdot \dot{\boldsymbol{\Theta}} \quad (\text{B-11})$$

$$\mathbf{T}_{\mathbf{EL}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & \text{cos}(\phi) & \text{cos}(\theta)\text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \text{cos}(\phi)\text{cos}(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{B-12})$$

Por outro lado, no processo inverso, ou seja, para efetuar a transformação das taxas de Euler para o referencial local, tem-se:

$$\dot{\boldsymbol{\Theta}} = \mathbf{T}_{\mathbf{LE}} \cdot \boldsymbol{\Omega} \quad (\text{B-13})$$

onde a matriz $\mathbf{T}_{\mathbf{LE}}$ é dada por

$$\mathbf{T}_{\mathbf{LE}} = \mathbf{T}_{\mathbf{EL}}^{-1} \quad (\text{B-14})$$

$$\mathbf{T}_{\mathbf{LE}} = \begin{bmatrix} 1 & \text{sen}(\phi)\tan(\theta) & \text{cos}(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \text{cos}(\phi) & -\text{sen}(\phi) \\ 0 & \frac{\text{sen}(\phi)}{\text{cos}(\theta)} & \frac{\text{cos}(\phi)}{\text{cos}(\theta)} \end{bmatrix} \quad (\text{B-15})$$

C

Dados da Calibração da Célula de Carga

O processo de calibração sempre começa sem carga nenhuma aplicada a célula. Posteriormente, são adicionadas gradualmente 6 placas de aço com massas de 174,7 g, 114,2 g, 140,7 g, 104,3 g, 171,1 g e 141,1 g nessa ordem. Após atingir a quantidade máxima de placas, efetua-se o descarregamento também de forma gradual. Este processo foi repetido por 10 vezes, tendo sido registradas as medições correspondentes a cada massa testada, variando entre 0 g e 846,1 g, visando avaliar a histerese da célula. Por fim, foi computada a média das 20 medidas efetuadas para cada massa e feita uma interpolação linear, de modo a se obter a curva de calibração. As Tabelas C.1 e C.2 mostram os dados obtidos ao longo do procedimento aqui descrito, indicando tanto o valor das leituras de ambas as células de carga quanto o valor médio correspondente.

PUC-Rio - Certificação Digital N° 1821406/CA

Tabela C.2: Célula de Carga B

Massa	Leituras																Média
	128534	128464	128522	128501	128505	128518	128557	128541	128558	128612	128534,2						
0	128534	128464	128522	128501	128505	128518	128557	128541	128558	128612	128534,2						
174,7	272831	272835	272786	272930	272820	272818	272849	272863	272854	272918	272850,4						
288,9	367125	367083	367101	367131	367164	367098	367096	367131	367188	367125	367124,2						
429,6	483169	483147	483190	483213	483286	483277	483269	483312	483409	483350	483262,2						
533,9	569567	569575	569543	569582	569537	569545	569410	569566	569437	569460	569522,2						
705	710659	710655	710654	710754	710684	710669	710729	710630	710711	710665	710681						
846,1	827163	827089	827143	827173	827181	827133	827220	827161	827190	827181	827163,4						
846,1	827163	827089	827143	827173	827181	827133	827220	827161	827190	827181	827163,4						
705	710726	710749	710697	710767	710705	710719	710797	710790	710809	710775	710753,4						
533,9	569745	569670	569755	569716	569696	569779	569786	569828	569764	569789	569752,8						
429,6	483546	483701	483740	483780	483819	483823	483729	483663	483673	483679	483715,3						
288,9	367692	367726	367720	367746	367744	367763	367769	367674	367769	367761	367736,4						
174,7	273685	273607	273622	273633	273642	273678	273646	273650	273654	273666	273648,3						
0	129496	129465	129570	129486	129547	129571	129526	129519	129582	129543	129530,5						

Descarregamento