



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE
COMPUTAÇÃO (EMC)
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA ELÉTRICA
E DE COMPUTAÇÃO

JÚNIO SANTOS BULHÕES

**Controle e estabilização de aeronaves não tripuladas
submetidas a falhas nos motores**

[Goiânia - Goiás - Brasil]

25 de junho 2024



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS
ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

TERMO DE CIÊNCIA E DE AUTORIZAÇÃO (TECA) PARA DISPONIBILIZAR VERSÕES ELETRÔNICAS DE TESES

E DISSERTAÇÕES NA BIBLIOTECA DIGITAL DA UFG

Na qualidade de titular dos direitos de autor, autorizo a Universidade Federal de Goiás (UFG) a disponibilizar, gratuitamente, por meio da Biblioteca Digital de Teses e Dissertações (BDTD/UFG), regulamentada pela Resolução CEPEC nº 832/2007, sem ressarcimento dos direitos autorais, de acordo com a [Lei 9.610/98](#), o documento conforme permissões assinaladas abaixo, para fins de leitura, impressão e/ou download, a título de divulgação da produção científica brasileira, a partir desta data.

O conteúdo das Teses e Dissertações disponibilizado na BDTD/UFG é de responsabilidade exclusiva do autor. Ao encaminhar o produto final, o autor(a) e o(a) orientador(a) firmam o compromisso de que o trabalho não contém nenhuma violação de quaisquer direitos autorais ou outro direito de terceiros.

1. Identificação do material bibliográfico

Dissertação Tese Outro*: _____

*No caso de mestrado/doutorado profissional, indique o formato do Trabalho de Conclusão de Curso, permitido no documento de área, correspondente ao programa de pós-graduação, orientado pela legislação vigente da CAPES.

Exemplos: Estudo de caso ou Revisão sistemática ou outros formatos.

2. Nome completo do autor

Júnio Santos Bulhões

3. Título do trabalho

Controle e estabilização de aeronaves não tripuladas submetidas a falhas nos motores

4. Informações de acesso ao documento (este campo deve ser preenchido pelo orientador)

Concorda com a liberação total do documento SIM NÃO¹

[1] Neste caso o documento será embargado por até um ano a partir da data de defesa. Após esse período, a possível disponibilização ocorrerá apenas mediante:

a) consulta ao(a) autor(a) e ao(a) orientador(a);

b) novo Termo de Ciência e de Autorização (TECA) assinado e inserido no arquivo da tese ou dissertação.

O documento não será disponibilizado durante o período de embargo.

Casos de embargo:

- Solicitação de registro de patente;
- Submissão de artigo em revista científica;
- Publicação como capítulo de livro;
- Publicação da dissertação/tese em livro.

Obs. Este termo deverá ser assinado no SEI pelo orientador e pelo autor.



Documento assinado eletronicamente por **Júnio Santos Bulhões, Discente**, em 25/06/2024, às 08:38, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Wesley Pacheco Calixto, Usuário Externo**, em 25/06/2024, às 08:50, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://sei.ufg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **4624164** e o código CRC **EA4C50E9**.

Referência: Processo nº 23070.025619/2024-84

SEI nº 4624164

JÚNIO SANTOS BULHÕES

**Controle e estabilização de aeronaves não tripuladas
submetidas a falhas nos motores**

Tese apresentada ao Programa de Pós-graduação em Engenharia Elétrica e de Computação, da Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação, da Universidade Federal de Goiás (UFG) como requisito para a obtenção do título de Doutor em Engenharia Elétrica e de Computação.

Área de concentração: Engenharia de Computação

Orientador: Professor Doutor Wesley Pacheco Calixto

Coorientadora: Professora Doutora Alana da Silva Magalhães

[Goiânia - Goiás - Brasil]

25 de junho 2024

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação (CIP)
Sistemas da Bibliotecas da UFG, GO - Brasil

Bulhões, Júnio Santos

Controle e estabilização de aeronaves não tripuladas submetidas a falhas nos motores [manuscrito] / Júnio Santos Bulhões. – 2024.

145 f. : il.

Orientador: Prof. Dr. Wesley Pacheco Calixto; Coorientadora Prof^a. Dr^a. Alana da Silva Magalhães

Tese (Doutorado) - Universidade Federal de Goiás, Escola de Engenharia Elétrica, Mecânica e de Computação (EMC), Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica e de Computação, Goiânia, 2024.

Bibliografia. Apêndice.

Inclui siglas, fotografias, abreviaturas, símbolos, gráfico, tabelas, lista de figuras, lista de tabelas.

1. Quadricópteros. 2. Sistemas de Controle. 3. Falhas nos motores. 4. Controle por modos deslizantes. 5. Modelagem de sistema. 6. Simulação. I. Calixto, Wesley Pacheco orient. II. Título.

CDU 621.3

Copyright © 25 de junho 2024 by Federal University of Goiás - UFG, Brazil. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, microfilming, recording or otherwise, without written permission from the Library of UFG, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.



UNIVERSIDADE FEDERAL DE GOIÁS

ESCOLA DE ENGENHARIA ELÉTRICA, MECÂNICA E DE COMPUTAÇÃO

ATA DE DEFESA DE TESE

Ata Nº **03** da sessão de Defesa de Tese de **Júnio Santos Bulhões** que confere o título de Doutor em **Engenharia Elétrica e de Computação**, na área de concentração em **Engenharia de Computação**.

Aos **sete dias do mês de junho de dois mil e vinte e quatro**, a partir das **14h00min.**, realizou-se a sessão pública de Defesa de Tese intitulada “**Controle e estabilização de aeronaves não tripuladas submetidas a falhas nos motores**”. Os trabalhos foram instalados pelo Orientador, Professor Doutor **Wesley Pacheco Calixto - (EMC/UFG)** com a participação dos demais membros da Banca Examinadora: **Profª. Drª. Alana da Silva Magalhães - (ELE/IFG)** - coorientadora, **Prof. Dr. Antonio Paulo Coimbra - (DEEC/UC-Portugal)** Membro Titular Externo, **Prof. Dr. Wanderson Rainer Hilário de Araújo - (ENG/PUCGoiás)** Membro Titular Externo, **Profª. Drª. Marcella Scoczynski Ribeiro Martins - (ELE/UTFPR)** Membro Titular Externo e **Profª. Drª. Cristhiane Gonçalves - (ELE/UTFPR)** e **Prof. Dr. Gelson da Cruz Junior (EMC/UFG)** Membro Interno. Suplentes: **Prof. Dr. Flávio Henrique Vieira - (EMC/UFG)** e **Prof. Dr. Márcio Rodrigues da Cunha Reis - (ENG-ELE/IFG)**, cujas participações ocorreram através de **videoconferência** através do link: <https://meet.google.com/iwm-rmzs-urf> Durante a argüição os membros da banca **não fizeram** sugestão de alteração do título do **trabalho**. A Banca Examinadora reuniu-se em sessão secreta a fim de concluir o julgamento da Tese tendo sido o candidato **aprovado** pelos seus membros. Proclamados os resultados pelo Professor Doutor Wesley Pacheco Calixto, Presidente da Banca Examinadora, foram encerrados os trabalhos e, para constar, lavrou-se a presente ata que é assinada pelos Membros da Banca Examinadora, aos **sete dias do mês de junho de dois mil e vinte e quatro**.

TÍTULO SUGERIDO PELA BANCA



Documento assinado eletronicamente por **Wesley Pacheco Calixto, Usuário Externo**, em 07/06/2024, às 16:21, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Gelson Da Cruz Junior, Professor do Magistério Superior**, em 07/06/2024, às 19:20, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Cristhiane Gonçalves, Usuário Externo**, em 10/06/2024, às 09:46, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Wanderson Rainer Hilário De Araújo**, **Usuário Externo**, em 11/06/2024, às 17:18, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Antônio Paulo Mendes Breda Dias Coimbra**, **Usuário Externo**, em 12/06/2024, às 04:53, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Júnio Santos Bulhões**, **Discente**, em 14/06/2024, às 09:02, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Marcella Scoczynski Ribeiro Martins**, **Usuário Externo**, em 16/06/2024, às 18:04, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



Documento assinado eletronicamente por **Alana Da Silva Magalhaes**, **Usuário Externo**, em 24/06/2024, às 17:11, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no § 3º do art. 4º do [Decreto nº 10.543, de 13 de novembro de 2020](#).



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site https://sei.ufg.br/sei/controlador_externo.php?acao=documento_conferir&id_orgao_acesso_externo=0, informando o código verificador **4584055** e o código CRC **487BD219**.

Referência: Processo nº 23070.025619/2024-84

SEI nº 4584055

“Todo aquele que se dedica ao estudo da ciência chega a convencer-se de que nas leis do Universo se manifesta um Espírito sumamente superior ao do homem, e perante o qual nós, com os nossos poderes limitados, devemos humilhar-nos”.

ALBERT EINSTEIN

*A todas as pessoas que me acolheram de alguma forma. Entes
e amigos queridos que abdicaram da minha presença em vários
momentos. A eles dedico este nosso trabalho.*

AGRADECIMENTOS

Agradeço, primeiramente a Deus, que me ajudou a ter coragem e paciência para que eu superasse os desafios ao longo do caminho; ao meu orientador, por mais esta oportunidade concedida e por acreditar em minha capacidade, por todo o conhecimento científico compartilhado, pelo apoio e estímulo para que fosse concluída esta pesquisa; à minha coorientadora que me auxiliou neste trabalho e com o tempo se tornou uma grande amiga; aos meus pais e familiares por toda a assistência e incentivo durante todo o meu período acadêmico; à minha querida vizinha que mesmo sem estudo me criou e me ensinou o caminho do bem e que infelizmente partiu desta vida durante esta jornada; e por fim, a todos que direta ou indiretamente fizeram parte da minha formação e contribuíram para este trabalho, em especial, minha companheira de jornada, Cristiane, o meu muito obrigado.

RESUMO

O objetivo deste trabalho foi desenvolver uma metodologia que utiliza técnicas de controle para estabilizar aeronaves não tripuladas submetidas a falhas em um dos motores. A metodologia inclui a criação de bancada que permita movimentos rotacionais independentes de ϕ e θ , eliminando movimentos de translação e reduzindo sua interferência na matriz de inércia da aeronave. Técnicas de controle são implementadas para estabilizar a aeronave em situações de falha em um dos propulsores. Os experimentos demonstram melhoria na estabilidade da aeronave, com redução de mais de 80% dos efeitos produzidos pela falha nos instantes iniciais e a manutenção da estabilidade em cenários com falhas de até 30% no desempenho do propulsor. O método proposto supera outras abordagens em termos de eficiência e preservação da autonomia da aeronave. Tanto a bancada quanto o simulador desenvolvido são validados, e o controle auxiliar que atua após a falha é testado em simulação e na bancada, demonstrando sua capacidade de estabilizar a aeronave durante falhas em um dos seus propulsores, proporcionando solução viável e eficiente para situações reais.

Palavras-chave: Quadricóptero; Sistemas de controle; Falhas nos motores; Controle por modos deslizantes; Modelagem de sistema; Simulação.

CONTROL AND STABILIZATION OF UNMANNED AERIAL VEHICLES SUBJECTED TO ENGINE FAILURES

ABSTRACT

The objective of this work was to develop a methodology that utilizes control techniques to stabilize unmanned aerial vehicles subjected to engine failures. The methodology includes the creation of a test bench that allows independent rotational movements of ϕ and θ , eliminating translational movements and reducing its interference with the aircraft's inertia matrix. Control techniques are implemented to stabilize the aircraft in situations of propulsor failure. The experiments demonstrate an improvement in the aircraft's stability, with a reduction of more than 80% in the effects produced by the failure in the initial moments and the maintenance of stability in scenarios with up to 30% propulsor performance degradation. The proposed method surpasses other approaches in terms of efficiency and preservation of the aircraft's autonomy. Both the developed test bench and the simulator are validated, and the auxiliary control that operates post-failure is tested in simulation and on the test bench, demonstrating its ability to stabilize the aircraft during failures in one of its propulsors, providing a viable and efficient solution for real-world situations.

Keywords: Quadcopter; Control systems; Motor failures; Sliding mode control; System modeling; Simulation.

SUMÁRIO

Pág.

LISTA DE FIGURAS

LISTA DE TABELAS

LISTA DE SÍMBOLOS

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CAPÍTULO 1 INTRODUÇÃO	21
CAPÍTULO 2 SISTEMAS DE COORDENADAS PARA QUADRICÓPTEROS	25
2.1 Referencial inercial e referencial fixo ao corpo	25
2.2 Referencial \mathcal{F}_i para \mathcal{F}_a	27
2.3 Referencial \mathcal{F}_a para \mathcal{F}_b	29
2.4 Referencial \mathcal{F}_b para \mathcal{F}_c	31
2.5 Transformação entre \mathcal{F}_c e \mathcal{F}_i	32
2.6 Considerações finais	33
CAPÍTULO 3 SISTEMA, MODELO E SIMULAÇÃO	35
3.1 Sistema, modelo e simulação	35
3.2 Modelo genérico do quadricóptero	36
3.2.1 Cinemática do quadricóptero	36
3.2.2 Dinâmica do quadricóptero	38
3.2.3 Forças e torques aplicados ao quadricóptero	40
3.3 Considerações finais	43
CAPÍTULO 4 TÉCNICAS DE CONTROLE	44
4.1 Sistemas físicos e sua função de transferência	44
4.2 Sistemas de controle em malha aberta	46
4.3 Sistemas de controle em malha fechada	46
4.4 Sistemas de controle moderno	49
4.5 Controle por modos deslizantes	51
4.6 Considerações finais	53

CAPÍTULO 5 METODOLOGIA	54
5.1 Contextualização	54
5.2 Bancada para testes	55
5.3 Especificações da bancada	55
5.3.1 Construção do protótipo e testes iniciais	58
5.3.2 Desenvolvimento dos simuladores para quadricópteros	58
5.3.3 Simulador linear	59
5.3.4 Simulador não linear	61
5.4 Desenvolvimento do algoritmo de controle	62
5.4.1 Definição da placa controladora	63
5.4.2 Controle proporcional, integral e derivativo	64
5.4.3 Integração das ações de controle	66
5.4.4 Testes utilizando o simulador não linear e o protótipo	67
5.4.5 Validação da bancada para teste	67
5.5 Sistema de controle auxiliar para falhas	69
5.5.1 Definição dos cenários de falha	69
5.5.2 Coleta e análise dos ângulos durante falhas	71
5.5.3 Desenvolvimento de sistema de controle auxiliar SMC	72
5.5.4 Teste e validação do controle auxiliar	75
5.6 Considerações parciais	76
CAPÍTULO 6 RESULTADOS	77
6.1 Características técnicas da bancada para teste	77
6.1.1 Parâmetro k_f do sistema propulsor	78
6.2 Primeira versão da bancada	80
6.3 Segunda versão da bancada	83
6.4 Simuladores e sistema de controle para quadricópteros	92
6.5 Validação da bancada	97
6.6 Definição e análise dos cenários de falha	104
6.6.1 Testes de cenários de falhas na bancada	105
6.6.2 Coleta e análise dos dados durante as falhas	105
6.6.3 Comparação entre experimento e simulação	108
6.7 Sistema de controle auxiliar SMC	113
6.7.1 Atuação do controle por modos deslizantes	113
6.7.2 Validação do controle auxiliar SMC na bancada	118
6.7.3 Outros experimentos realizados na bancada	123
6.8 Discussão	126

CAPÍTULO 7 CONCLUSÃO	130
7.1 Contribuições do trabalho	131
7.2 Sugestões para trabalhos futuros	132
APÊNDICE A Bancada de testes	133
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	135

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
2.1 Referencial inercial \mathcal{F}_i	26
2.2 Configuração de eixos em +.	27
2.3 Rotação de ψ em \mathcal{F}_i gerando \mathcal{F}_a	28
2.4 Análise da rotação em \mathcal{F}_i que origina \mathcal{F}_a e sua relação com o vetor $\vec{\rho}_i$	29
2.5 Rotação de θ em \mathcal{F}_a gerando \mathcal{F}_b	30
2.6 Análise da rotação em \mathcal{F}_a que origina \mathcal{F}_b e sua relação com o vetor $\vec{\rho}_a$	30
2.7 Rotação de ϕ em \mathcal{F}_b gerando \mathcal{F}_c	31
2.8 Análise da rotação em \mathcal{F}_b que origina \mathcal{F}_c e sua relação com o vetor $\vec{\rho}_b$	32
3.1 Sistema SISO.	35
3.2 Vista superior do motor <i>brushless</i>	41
3.3 Definição do sentido de giro dos motores.	41
4.1 Sistema de controle em malha aberta.	46
4.2 Sistema de controle em malha fechada.	47
4.3 Análise transitória de sistemas para especificações de desempenho.	48
4.4 Controlador proporcional-integrativo-derivativo.	49
4.5 Diagrama de blocos no espaço de estados.	51
4.6 Plano de fase.	53
5.1 Fluxograma da metodologia proposta.	55
5.2 Planta para obtenção da constante k_f do sistema propulsor.	57
5.3 Diagrama de blocos do simulador linear.	61
5.4 Tarefas executadas pelo simulador não linear.	61
5.5 Arquitetura de comunicação dos dispositivos utilizados no sistema de controle.	63
5.6 Diagrama de blocos do controlador PID proposto para controlar o ângulo θ e modelo do sistema.	65

5.7	Representação hipotética da velocidade do propulsor com falha de $M_F = 10\%$	70
5.8	Definição de S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} dependendo do propulsor com falha. . .	75
6.1	Protótipo da planta para obtenção de k_f : (a) desligado e (b) ligado.	78
6.2	Variáveis observadas para calcular k_f : (a) velocidade angular do motor e (b) força do motor.	80
6.3	Desenho tridimensional da primeira versão da bancada.	81
6.4	Primeira versão do protótipo da bancada.	82
6.5	Desenho tridimensional do quadricóptero: (a) visão em 3D e (b) visão superior.	83
6.6	Protótipo do quadricóptero: (a) visão em 3D e (b) visão superior.	84
6.7	Desenho tridimensional do suporte: (a) visão frontal, (b) visão oposta, (c) visão superior com o par e (d) visão em 3D do par.	85
6.8	Protótipo do suporte: (a) visão frontal, (b) visão oposta, (c) visão superior com o par e (d) visão em 3D do par.	87
6.9	Protótipo do fixador: (a) visão em 3D, (b) visão superior e (c) visão frontal.	87
6.10	Desenho tridimensional da base: (a) visão lateral, (b) visão superior, (c) visão em 3D e (d) visão em 3D alternativa.	89
6.11	Estrutura central da base impressa: (a) visão lateral e (b) visão frontal.	90
6.12	Protótipo da base: (a) visão frontal, (b) visão superior, (c) visão em 3D com o fixador, e (d) visão em 3D em outro ângulo.	90
6.13	Desenho tridimensional da segunda bancada.	91
6.14	Protótipo da segunda bancada.	92
6.15	Protótipo da bancada com quadricóptero inclinado: (a) quadricóptero inclinado em relação aos Suportes, e (b) quadricóptero não inclinado em relação aos Suportes.	93
6.16	Obtenção do parâmetro K_i : (a) usando o lugar geométrico das raízes e (b) ξ em função de K_i	96
6.17	Posição desejada do quadricóptero para: (a) Cenário I, (b) Cenário II e (c) Cenário III.	98
6.18	Simulação I: (a) controle de ϕ e de θ , (b) controle de ψ , (c) sinal de controle enviado ao PCA e (d) estimativa dos torques produzidos.	101
6.19	Experimento prático I: (a) controle de ϕ e de θ , (b) controle de ψ , (c) sinal de controle enviado ao PCA e (d) estimativa dos torques produzidos.	102
6.20	Simulação V: (a) controle de ϕ e de θ e (b) controle de ψ	102
6.21	Experimento prático V: (a) controle de ϕ e de θ , (b) controle de ψ , (c) sinal de controle enviado ao PCA e (d) estimativa dos torques produzidos.	103
6.22	Simulação VI: (a) controle de ϕ e de θ e (b) controle de ψ	104

6.23	Experimento prático VI: (a) controle de ϕ e de θ , (b) controle de ψ , (c) sinal de controle enviado ao PCA e (d) estimativa dos torques produzidos.	104
6.24	Análise de falha com $M_F = 0\%$: (a) ϕ , θ e ψ , e (b) sinal de controle enviado ao PCA.	106
6.25	Análise de falha com $M_F = 14\%$: (a) ϕ , θ e ψ , e (b) sinal de controle enviado ao PCA.	106
6.26	Análise de falha com $M_F = 24\%$: (a) ϕ , θ e ψ , e (b) sinal de controle enviado ao PCA.	107
6.27	Análise comparativa para todos os valores de M_F testados: (a) média dos ângulos e (b) sinal de controle médio enviado à PCA.	108
6.28	Comparativo entre prático e simulado com $M_F = 12\%$: (a) S_{M1} , (b) S_{M2} , (c) S_{M3} , (d) S_{M4} , (e) ϕ , (f) θ e (g) ψ .	110
6.29	Comparativo entre prático e simulado com $M_F = 22\%$: (a) S_{M1} , (b) S_{M2} , (c) S_{M3} , (d) S_{M4} , (e) ϕ , (f) θ e (g) ψ .	112
6.30	Comparativo entre experimento prático com controle PID e simulado com controle SMC para $M_F = 10\%$: (a) S_{M1} , (b) S_{M2} , (c) S_{M3} , (d) S_{M4} , (e) ϕ , (f) θ e (g) ψ .	116
6.31	Comparativo entre experimento prático com controle PID e simulado com controle SMC para $M_F = 24\%$: (a) S_{M1} , (b) S_{M2} , (c) S_{M3} , (d) S_{M4} , (e) ϕ , (f) θ e (g) ψ .	117
6.32	Resultados obtidos usando o controle SMC na bancada para $M_F = 14\%$: (a) ϕ , (b) θ , (c) ψ e (d) sinais de controle.	120
6.33	Resultados obtidos usando o controle SMC na bancada para $M_F = 20\%$: (a) ϕ , (b) θ , (c) ψ e (d) sinais de controle.	121
6.34	Resultados obtidos usando o controle SMC na bancada para $M_F = 26\%$: (a) ϕ , (b) θ , (c) ψ e (d) sinais de controle.	122
6.35	Plano de fase para o experimento da bancada com $M_F = 26\%$: (a) ϕ , (b) θ , e (c) ψ .	123
6.36	Experimento com controle ativo sujeito a distúrbios: (a) experimento executado, (b) resposta do sistema para ϕ , (c) resposta do sistema para θ e (d) resposta do sistema para ψ .	124
6.37	Sistema supervisorio utilizando a tecnologia gêmeos digital.	125
A.1	Bancada para $\phi = 0^\circ$, $\theta = 0^\circ$ e $\psi = 0^\circ$.	133
A.2	Bancada para $\phi = -15^\circ$, $\theta = 15^\circ$ e $\psi = -160^\circ$.	134
A.3	Bancada para $\phi = -15^\circ$, $\theta = -15^\circ$ e $\psi = 180^\circ$.	134

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
1.1	Trabalhos desenvolvidos que abordam falhas em rotores. 23
5.1	Linearização proposta. 60
5.2	Parâmetros do controlador SMC proposto. 73
6.1	Intervalo de atuação dos ângulos. 77
6.2	Distribuição das peças do protótipo usado para obter k_f 79
6.3	Peças da primeira versão do protótipo da bancada. 82
6.4	Peças do quadricóptero. 85
6.5	Dimensões do suporte. 86
6.6	Peças do suporte. 86
6.7	Dimensões da base. 88
6.8	Peças da base. 89
6.9	Parâmetros usados na função de transferência. 94
6.10	Dispositivos utilizados para controlar a velocidade dos quatro propulsores. 95
6.11	Parâmetro dos controladores PID projetados 97
6.12	Condições iniciais e valores desejados para os ângulos. 99
6.13	Resultados obtidos para os sete experimentos. 99
6.14	Comparativo entre o $D_{MQ(\phi)(\theta)(\psi)}$ obtido nos experimentos práticos e nos simulados usando o controle PID. 109
6.15	Parâmetros do controlador SMC proposto. 114
6.16	Comparativo entre o $D_{MQ(\phi)(\theta)(\psi)}$ obtido nas simulações usando o controle PID e o controle SMC com $\eta = 10\%$ 114
6.17	Resultados obtidos de $D_{MQ(\phi)(\theta)(\psi)}$ e $E_{Q(\phi)(\theta)(\psi)}$ nos experimentos simulados e práticos usando o controle SMC com $\eta = 10\%$ 119

LISTA DE SÍMBOLOS

α	– Erro máximo da aproximação $\cos(\phi) = 1$ para a bancada
Δ_ϕ	– Saída do controlador PID de ϕ
$\Delta_{\phi_{max}}$	– Valor de saturação para a saída do controlador PID de ϕ
Δ_θ	– Saída do controlador PID de θ
$\Delta_{\theta_{max}}$	– Valor de saturação para a saída do controlador PID de θ
Δ_ψ	– Saída do controlador PID de ψ
$\Delta_{\psi_{max}}$	– Valor de saturação para a saída do controlador PID de ψ
Δ_d	– Intervalo entre o início da falha e sua detecção
γ	– Parâmetro que avalia o controle SMC
κ_a	– Parâmetro para validação da bancada
κ_q	– Parâmetro para validar o simulador em situações de falha
λ	– Autovalor da superfície de escorregamento
η	– Parâmetro que limita a força solicitada do propulsor defeituoso
ω_n	– Frequência natural não amortecida do sistema
$\vec{\omega}_{c/i}$	– Vetor de velocidades angulares do quadricóptero em \mathcal{F}_c
Ω_j	– Velocidade angular do motor j
ϕ	– Ângulo de rotação entre \mathcal{F}_b e \mathcal{F}_c
ϕ_d	– Ângulo ϕ desejado
ϕ_i	– Ângulo ϕ inicial
ϕ_{max}	– Ângulo ϕ máximo da bancada
$\Phi(s)$	– Valor desejado do ângulo ϕ no domínio da frequência
ψ	– Ângulo de rotação entre \mathcal{F}_i e \mathcal{F}_a
ψ_d	– Ângulo ψ desejado
ψ_i	– Ângulo ψ inicial
ψ_{max}	– Ângulo ψ máximo da bancada
$\Psi(s)$	– Valor desejado do ângulo ψ no domínio da frequência
$\vec{\rho}_a$	– Vetor genérico representado em \mathcal{F}_a
$\vec{\rho}_b$	– Vetor genérico representado em \mathcal{F}_b
$\vec{\rho}_c$	– Vetor genérico representado em \mathcal{F}_c
$\vec{\rho}_i$	– Vetor genérico representado em \mathcal{F}_i
σ	– Parâmetro que determina a divisão dos esforços de controle
τ_ϕ	– Torque ϕ aplicado ao quadricóptero em \mathcal{F}_c
τ_ψ	– Torque ψ aplicado ao quadricóptero em \mathcal{F}_c
τ_θ	– Torque θ aplicado ao quadricóptero em \mathcal{F}_c
$\vec{\tau}_c$	– Vetor de torques atuando sobre o quadricóptero em \mathcal{F}_c
$\vec{\tau}_i$	– Vetor de torques atuando sobre o quadricóptero em \mathcal{F}_i
τ_j	– Torque de guinada produzido pelo motor j
θ	– Ângulo de rotação entre \mathcal{F}_a e \mathcal{F}_b
θ_d	– Ângulo θ desejado
θ_i	– Ângulo θ inicial
θ_{max}	– Ângulo θ máximo da bancada

$\Theta(s)$	– Valor do ângulo θ no domínio da frequência
$\Theta_d(s)$	– Valor desejado do ângulo θ no domínio da frequência
ξ	– Fator de amortecimento em sistemas de segunda ordem
ξ_D	– Fator de amortecimento mínimo aceitável
$\mathcal{V}()$	– Função candidata de Lyapunov
A	– Matriz de estados
A_α	– Coeficiente de inclinação do sinal rampa
A_m	– Amplitude o sinal em degrau e do sinal senoidal
A_{max}	– Amplitude máxima aceitável para o S_{Mj} do motor defeituoso
B	– Matriz de entradas
C	– Matriz de saídas
$C(s)$	– Função de transferência do controlador
C_n	– Quantidade de coletas das variáveis transmitidas simultaneamente
D	– Matriz de transmissão direta
$D_{MA(\phi),(\theta),(\psi)}$	– Diferença média absoluta
$D_{MQ(\phi),(\theta),(\psi)}$	– Diferença média quadrática
$e(t)$	– Sinal de erro
$E(s)$	– Transformada de Laplace do sinal de erro
$E_{a_{global}}$	– Erro percentual médio absoluto global
$E_{A(\phi),(\theta),(\psi)}$	– Erro percentual médio absoluto
$E_{q_{global}}$	– Erro percentual médio quadrático global
$E_{Q(\phi),(\theta),(\psi)}$	– Erro percentual quadrático
\mathcal{F}_a	– Referencial gerado pela rotação ψ em \mathcal{F}_i
\mathcal{F}_b	– Referencial gerado pela rotação θ em \mathcal{F}_a
\mathcal{F}_c	– Referencial fixo ao corpo do robô gerado pela rotação ϕ em \mathcal{F}_b
\mathcal{F}_i	– Referencial inercial ou referencial global
F_j	– Força produzida pelo motor j
F_m	– Força total produzida pelos quatro motores
\vec{F}_{T_c}	– Somatório de forças que atuam sobre determinada partícula em \mathcal{F}_c
\vec{F}_{T_i}	– Somatório de forças que atuam sobre determinada partícula em \mathcal{F}_i
$G(s)$	– Função de transferência do sistema
\vec{h}_c	– Vetor momento angular em \mathcal{F}_c
\vec{h}_i	– Vetor momento angular em \mathcal{F}_i
$H(s)$	– Função de transferência do sensor
\hat{i}_a	– Vetor canônico que representa o eixo x em \mathcal{F}_a
\hat{i}_b	– Vetor canônico que representa o eixo x em \mathcal{F}_b
\hat{i}_c	– Vetor canônico que representa o eixo x em \mathcal{F}_c
\hat{i}_i	– Vetor canônico que representa o eixo x em \mathcal{F}_i
\hat{j}_a	– Vetor canônico que representa o eixo y em \mathcal{F}_a
\hat{j}_b	– Vetor canônico que representa o eixo y em \mathcal{F}_b
\hat{j}_c	– Vetor canônico que representa o eixo y em \mathcal{F}_c
\hat{j}_i	– Vetor canônico que representa o eixo y em \mathcal{F}_i

J	– Matriz momento de inercia do quadricóptero
J_x	– Momento principal de inercia em X_c
J_y	– Momento principal de inercia em Y_c
J_z	– Momento principal de inercia em Z_c
\hat{k}_a	– Vetor canônico que representa o eixo z em \mathcal{F}_a
\hat{k}_b	– Vetor canônico que representa o eixo z em \mathcal{F}_b
\hat{k}_c	– Vetor canônico que representa o eixo z em \mathcal{F}_c
\hat{k}_i	– Vetor canônico que representa o eixo z em \mathcal{F}_i
k_1	– Constante que determina a posição de escorregamento do SMC
k_2	– Constante que determina a amplitude de chaveamento do SMC
k_τ	– Constante que relaciona rotação do motor ao torque de guinada
$k_{\tau f}$	– Constante que relaciona o sinal enviado ao propulsor ao torque produzido
k_e	– Constante do sistema de primeira ordem
k_f	– Constante que relaciona o sinal enviado ao propulsor à força produzida
k_v	– Constante que relaciona rotação do motor à força produzida
K_d	– Contante derivativa
K_i	– Contante integrativa
K_p	– Contante proporcional
l_b	– Distância dos motores ao centro do quadricóptero
m	– Massa do quadricóptero
m_e	– Massa da esfera
m_p	– Massa pontual
M_F	– Magnitude da falha
$M_{F_{max}}$	– Magnitude da falha máxima estudada
M_j	– Motor j
M_t	– Massa total do quadricóptero
O_v	– Sobressinal máximo
p	– Velocidade angular do quadricóptero em relação ao eixo \hat{i}_c de \mathcal{F}_c
p_1	– Polo do sistema de primeira ordem
p_h	– Altura do quadricóptero definida em \mathcal{F}_i
p_i	– Representa o i -ésimo polo do sistema
p_o	– Posição latitudinal positiva para o oeste definida em \mathcal{F}_i
p_s	– Posição longitudinal positiva para o sul definida em \mathcal{F}_i
p_{ss}	– Tamanho do passo no intervalo de M_F estudado
\vec{P}_i	– Momento linear em \mathcal{F}_i
q	– Velocidade angular do quadricóptero em relação ao eixo \hat{j}_c de \mathcal{F}_c
r	– Velocidade angular do quadricóptero em relação ao eixo \hat{k}_c de \mathcal{F}_c
r_e	– Raio da esfera
r_h	– Raio da hélice
$R(s)$	– Transformada de Laplace do sinal de entrada
$R_a^b(\theta)$	– Matriz de rotação responsável por representar vetores de \mathcal{F}_a em \mathcal{F}_b
$R_b^c(\phi)$	– Matriz de rotação responsável por representar vetores de \mathcal{F}_b em \mathcal{F}_c

$R_i^a(\psi)$	– Matriz de rotação responsável por representar vetores de \mathcal{F}_i em \mathcal{F}_a
$R_i^c(\phi, \theta, \psi)$	– Matriz de rotação completa
s_d	– Superfície de deslizamento
S_{Mj}	– Sinal de controle do propulsor j
t_e	– Tempo total de execução da simulação
t_F	– Intervalo entre t_i e o início da falha
t_i	– Tempo em que o controle é ligado
t_p	– Tempo de pico
t_r	– Tempo de subida
t_s	– Tempo de estabilização
T_s	– Período de amostragem do simulador
u	– Velocidade linear do quadricóptero no sentido \hat{i}_c de \mathcal{F}_c
$u_1(t)$	– Entrada no domínio do tempo do sistema SISO
$U(s)$	– Transformada de Laplace do sinal de saída do controlador
v	– Velocidade linear do quadricóptero no sentido \hat{j}_c de \mathcal{F}_c
\vec{v}_c	– Vetor de velocidades lineares do quadricóptero em \mathcal{F}_c
\vec{v}_i	– Vetor de velocidades lineares do quadricóptero em \mathcal{F}_i
V_m	– Constante que determina a força de empuxo média
$V_{NA(\phi),(\theta),(\psi)}$	– Valores normalizados de $D_{MA(\phi),(\theta),(\psi)}$
$V_{NQ(\phi),(\theta),(\psi)}$	– Valores normalizados de $D_{MQ(\phi),(\theta),(\psi)}$
$x(t)$	– Vetor de estados
X_c	– Eixo cartesiano x de \mathcal{F}_c
X_i	– Eixo cartesiano x de \mathcal{F}_i
$y_1(t)$	– Saída no domínio do tempo do sistema SISO
$Y(s)$	– Transformada de Laplace do sinal de saída
Y_c	– Eixo cartesiano y de \mathcal{F}_c
Y_i	– Eixo cartesiano y de \mathcal{F}_i
w	– Velocidade linear do quadricóptero no sentido \hat{k}_c de \mathcal{F}_c
z_j	– Representa o j -ésimo polo do sistema
Z_c	– Eixo cartesiano z de \mathcal{F}_c
Z_i	– Eixo cartesiano z de \mathcal{F}_i

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

3D	–	Tridimensional
3DOF	–	Três graus de liberdade (<i>Three degrees of freedom</i>)
6DOF	–	Seis graus de liberdade (<i>Six degrees of freedom</i>)
BLDC	–	Motores síncronos de corrente contínua sem escovas (<i>Brushless direct current</i>)
CAD	–	Desenho assistido por computador (<i>Computer aided design</i>)
CW	–	Sentido horário (<i>Clockwise</i>)
CCW	–	Sentido anti-horário (<i>Counter clockwise</i>)
ESC	–	Controlador eletrônico de velocidade (<i>Electronic speed controller</i>)
GPS	–	Sistema de posicionamento global
I ² C	–	<i>Inter-integrated circuit</i>
IMU	–	Unidade de medição inercial (<i>Inertial measurement unit</i>)
LGR	–	Lugar geométrico das raízes
LQR	–	Regulador linear quadrático
MIMO	–	Múltiplas entradas e múltiplas saídas
OCA	–	<i>Optimal control allocation</i>
PID	–	Proporcional, integral e derivativo
PWM	–	Modulação por largura de pulso (<i>Pulse-width modulation</i>)
RC	–	Região com controle ativo
RCA	–	Região com controle SMC ativo
RF	–	Região com falha
RNA	–	Redes neurais artificiais
RS	–	Região sem controle ativo
SCMA	–	Sistemas de controle em malha aberta
SCMF	–	Sistemas de controle em malha fechada
SISO	–	Entrada única e saída única
SMC	–	Controle por modos deslizantes (<i>Sliding mode control</i>)
VL	–	Região com ventilador ligado

CAPÍTULO 1

INTRODUÇÃO

Com o desenvolvimento e a evolução da automação, tarefas insalubres, perigosas ou repetitivas estão sendo substituídas por sistemas automáticos, com o objetivo de facilitar e proteger os seres humanos, prevenindo problemas de saúde e contribuindo para a melhoria da qualidade de vida (PHAM et al., 2018). Destacam-se entre estes avanços os robôs industriais, projetados para executar tarefas específicas em ambientes industriais, como montagem, soldagem, pintura, manuseio de materiais e inspeção de qualidade. Os carros autônomos, por sua vez, são veículos equipados com tecnologias avançadas de automação, permitindo-lhes operar e navegar de forma independente, sem intervenção humana direta. Além disto, as aeronaves não tripuladas têm apresentado significativo desenvolvimento nas últimas décadas.

As aeronaves não tripuladas, conhecidas como drones, são aeronaves capazes de voar do ponto **A** para o ponto **B** sem a necessidade de controle humano no local (SAMIR et al., 2019). Estas aeronaves são equipadas com sistemas de comunicação que permitem o controle remoto e a transmissão de dados. De acordo com Alkamachi e Erçelebi (2018), as aeronaves não tripuladas podem ser classificadas em dois grupos com base no seu modo de voo: i) aeronaves de asa fixa e ii) aeronaves de asa giratória. Exemplos de aeronaves de asa fixa incluem os drones utilizados principalmente para fins militares, enquanto as aeronaves de asa giratória abrangem helicópteros, tricópteros, quadricópteros e outros tipos de aeronaves. Estas tecnologias têm apresentado avanços significativos e têm sido aplicadas em diversas áreas, como mapeamento, inspeção de infraestruturas, entregas de produtos e serviços, entre outras aplicações (HASSANALIAN; ABDELKEFI, 2017).

Os drones são veículos não tripulados amplamente utilizados em diversas áreas, como reconhecimento e transporte de objetos, originados na Guerra Fria (FLOREANO; WOOD, 2015; KINDERVATER, 2016). Eles substituem métodos convencionais em várias tarefas e têm aplicações em robótica, jornalismo, prevenção de incêndios florestais, monitoramento ambiental e agricultura de precisão (KRAJNÍK et al., 2011; HOLTON et al., 2015; AMORIM, 2016; ALVES et al., 2018; PURI et al., 2017; MOGILI; DEEPAK, 2018; ALSAMHI et al., 2019; LÓPEZ; MULERO-PÁZMÁNY, 2019). No entanto, seu alto custo de aquisição e manutenção limita sua adoção em algumas áreas (SEO et al., 2016). Além disto, é comum a ocorrência de perdas de drones devido a quedas, danos nos sensores durante o voo e falhas elétricas (MEDEIROS et al., 2017; PETRITOLI et al., 2018; LÓPEZ-ESTRADA et al., 2016; YU et al., 2016).

No contexto de falhas elétricas, o sistema de controle convencional embarcado pode não ser capaz de estabilizar o drone devido a alterações nas características dinâmicas do sistema (drone) (NEMATI et al., 2016). A gravidade da perda do drone depende de vários fatores, como a altitude da falha, a resposta do sistema de controle ao distúrbio e o ângulo de impacto com o solo. Além dos prejuízos financeiros, a queda descontrolada do drone pode resultar em danos físicos a pessoas e animais (HANSSEN, 2016). Em certas situações, como o transporte de órgãos humanos entre hospitais, a perda do drone tem impacto que vai além do valor material, destacando a necessidade de medidas de segurança adicionais (KREY, 2019).

Diversas estratégias são propostas para mitigar os impactos de falhas nos rotores durante os voos. Uma das abordagens consiste em incorporar sistemas antifalhas que acionam paraquedas para o drone e a carga transportada (PANTA et al., 2018). Para octacópteros, Wang e Zhang (2017) conduzem simulações e experimentos práticos com controle adaptativo para manter o drone estável mesmo com a falha em um dos rotores. Lee et al. (2018) também exploram o controle adaptativo em octacópteros, alcançando sucesso no controle de trajetória após a detecção de falha nos rotores. Além disso, Zeghlache et al. (2018) desenvolvem e simulam algoritmos para controlar octacópteros com falhas, utilizando lógica fuzzy e redes neurais artificiais (RNA).

Santos et al. (2015) utilizam controle proporcional, integrativo e derivativo (PID) para estabilizar o hexacóptero após a detecção de falha em um dos propulsores. Embora o algoritmo de controle implementado seja testado por simulação e não evite que o hexacóptero gire em torno do eixo z , reduz o impacto da queda. Nguyen et al. (2019) aplicam controle por modos deslizantes (*sliding mode control* – SMC) para estabilizar hexacópteros com falhas, enquanto Mazeh e Sahili (2019) realizam simulações utilizando PID com parâmetros ajustados via nuvem de partículas para adaptar o hexacóptero à falta de um dos propulsores. Mueller e D’Andrea (2014) desenvolvem sistema de controle em cascata usando regulador linear quadrático (LQR) para estabilizar quadricóptero com até dois rotores desligados, embora não evitem que o quadricóptero gire em torno de um dos eixos, reduz o impacto da queda. Morozov (2018) simula o controle de pouso do quadricóptero sujeito a falha em dois rotores simétricos usando controle LQR. Por sua vez, Wu et al. (2019) simulam o funcionamento do quadricóptero durante a falha em um propulsor, optando por sacrificar o controle de giro em torno de z para manter a estabilidade do veículo.

Jung e Bang (2021) desenvolvem modelo computacional que considera a falha em um dos propulsores como percentual da velocidade nominal, aplicando controle preditivo

para ajustar os parâmetros do quadricóptero e estabilizar o veículo em situações em que a velocidade do propulsor defeituoso se aproxima da nominal. Baldini et al. (2020) utilizam a técnica de alocação de controle ótima (*Optimal control allocation* – OCA) para reconfigurar o modelo do quadricóptero e reduzir os efeitos da perda de potência de um dos propulsores na dinâmica de voo. Nguyen e Hong (2019) desenvolvem modelo computacional integrando controle PID e diagnóstico de falha de rotores para o quadricóptero. Merheb et al. (2014) simulam a mudança do centro de massa do quadricóptero para que ele funcione como tricóptero durante o voo. A Tabela 1.1, dispõe de forma cronológica, a lista destes trabalhos, permitindo analisar o número de propulsores do veículo, a técnica de controle empregada e se aplicam a otimização para os parâmetros do controlador utilizado.

Tabela 1.1 - Trabalhos desenvolvidos que abordam falhas em rotores.

Nº de Rotores	Tecnologia de Controle	Processo de Otimização	Referência
4	LQR	não	Mueller e D'Andrea (2014)
4	SMC	sim	Merheb et al. (2014)
6	PID	não	Santos et al. (2015)
8	Controle adaptativo	não	Wang e Zhang (2017)
8	Controle adaptativo	não	Lee et al. (2018)
8	Fuzzy e RNA	sim	Zeghlache et al. (2018)
4	LQR	sim	Morozov (2018)
4	PID	não	Nguyen e Hong (2019)
4	SMC	sim	Wu et al. (2019)
6	PID	sim	Mazeh e Sahili (2019)
6	SMC	sim	Nguyen et al. (2019)
4	OCA	sim	Baldini et al. (2020)
4	Controle preditivo	sim	Jung e Bang (2021)

Todos os estudos dispostos na Tabela 1.1 contribuem para abordar o desafio das falhas nos propulsores dos veículos aéreos não tripulados. Observa-se que, quanto menor o número de propulsores, mais complexo se torna o problema. Devido à dinâmica e ao número de atuadores dos quadricópteros, a estabilização durante falhas ainda é área pouco explorada. Nenhum dos estudos mencionados realiza experimentos práticos para validar seus resultados de simulação, exceto o trabalho proposto por Merheb et al. (2014), que teoricamente pode manter sua trajetória ao mudar o centro de massa para controlá-lo como tricóptero. Portanto, há a necessidade de aprimorar as técnicas de controle para lidar com falhas nos rotores dos quadricópteros, garantindo a integridade do equipamento e da carga transportada, sem aumentar sua massa e sem comprometer a autonomia.

Assim, este trabalho se justifica ao propor investigar técnicas de controle que possam

ser implementadas nos quadricópteros para estabilizá-los em casos de perda de potência em um dos rotores. Com base nesta lacuna e justificativa, a hipótese principal pode ser construída: se a falha em um dos propulsores ocorrer gradualmente e os outros três propulsores apresentarem força suficiente para compensar a produção de sustentação do propulsor defeituoso, então técnicas de controle podem ser utilizadas para estabilizar o quadricóptero e evitar a perda de sustentação.

O objetivo geral deste trabalho é desenvolver o sistema de controle auxiliar para quadricópteros, que funcione durante falhas em um dos propulsores, visando evitar danos materiais e proteção na área de operação do dispositivo. Além disto, os objetivos específicos incluem: i) projetar bancada de testes para quadricópteros em modelo tridimensional, ii) construir o protótipo da bancada de acordo com o modelo tridimensional, iii) desenvolver simulador com base no modelo matemático do quadricóptero, iv) desenvolver e integrar o sistema de controle ao simulador, v) validar a bancada implementada, vi) analisar cenários com falhas graduais em um dos propulsores usando a bancada, vii) propor sistema de controle auxiliar para reduzir os efeitos das falhas e viii) validar o sistema de controle auxiliar com base nos resultados obtidos usando a bancada.

A estrutura deste trabalho é delineada da forma: no Capítulo 2, são apresentados os sistemas de coordenadas inercial e fixo ao corpo do quadricóptero e o Capítulo 3 oferece breve visão do modelo matemático do quadricóptero de seis graus de liberdade, incluindo a descrição do sistema, modelo e simulação. No Capítulo 4, são abordados conceitos sobre sistemas de controle, juntamente com os principais sensores utilizados para observar as variáveis pertinentes ao trabalho, enquanto o Capítulo 5 detalha a metodologia proposta. Os resultados obtidos com a aplicação da metodologia proposta são apresentados no Capítulo 6, acompanhados de discussões. Por fim, o Capítulo 7 traz as conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

CAPÍTULO 2

SISTEMAS DE COORDENADAS PARA QUADRICÓPTEROS

Neste capítulo são apresentados os sistemas de coordenadas utilizados em aplicações de quadricópteros. Além disto, este capítulo descreve como transformar vetores representados em determinado sistema de coordenadas em outro sistema de coordenadas através de matrizes de rotação.

2.1 Referencial inercial e referencial fixo ao corpo

Não somente em quadricópteros, mas em todos os sistemas robóticos é necessário a definição de coordenadas para mapear a movimentação do robô móvel. Segundo Ganga e Dharmana (2017) e Kose e Oktay (2019), existem dois referenciais comumente utilizados em quadricópteros: i) referencial global (*Global Frame*) e ii) o referencial fixo ao corpo do robô (*Body Frame*). O referencial global ou referencial inercial \mathcal{F}_i , é definido como a origem do sistema de coordenadas no qual o robô normalmente inicia seu movimento. Este referencial é fixo em relação ao Planeta Terra e não sofre alterações durante o movimento do robô (DANTAS, 2017). Para quadricópteros, existem alguns sensores embarcados que fornecem informações sobre o referencial inercial, sendo eles: i) GPS, responsável por fornecer as coordenadas inerciais de posição no eixo X_i e Y_i (SOUSA; SAOTOME, 2013) e ii) barômetro, responsável por fornecer a coordenada inercial de posição no eixo Z_i , que representa a altitude do quadricóptero (FERREIRA, 2015).

A Figura 2.1, adaptada de Ferry (2017), ilustra como está disposto o referencial inercial \mathcal{F}_i para orientar o robô móvel durante seu percurso, no qual \hat{i}_i , \hat{j}_i e \hat{k}_i são os vetores unitários que indicam X_i , Y_i , e Z_i do referencial inercial, respectivamente. O sistema de coordenadas inerciais é representado por \mathcal{F}_i , sendo que: i) o eixo X_i aponta para o oeste, ii) o eixo Y_i aponta para o sul, e iii) o eixo Z_i aponta para fora do centro da Terra. No entanto, pode-se adotar o referencial \mathcal{F}_i em outros pontos cardeais, sendo necessário apenas mantê-lo fixo ao Planeta Terra. Por outro lado, o referencial fixo ao corpo do robô \mathcal{F}_c , é definido como o sistema de coordenadas que se movimenta junto com o robô. Desta forma, independentemente da posição global do robô, o sistema de coordenadas fixo ao corpo não se altera com o deslocamento (USMAN, 2020). No caso dos quadricópteros, o \mathcal{F}_c é utilizado para monitorar variações de inclinação em relação à posição inicial ou em relação à posição anterior.

Os sensores usados para obter informações do referencial do corpo do quadricóptero

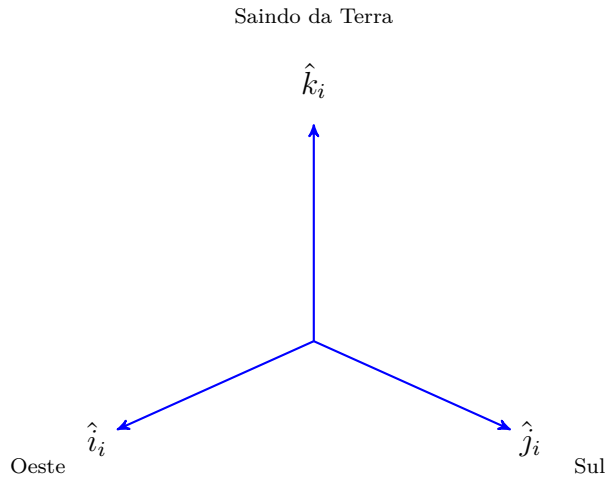


Figura 2.1 - Referencial inercial \mathcal{F}_i .

são: i) acelerômetro para medir as acelerações respectivas em cada eixo do referencial \mathcal{F}_c (PATRÃO, 2015), ii) giroscópio, para medir as velocidades angulares de cada eixo do referencial \mathcal{F}_c (PAIVA et al., 2016) e iii) magnetômetro para medir a rotação do quadricóptero sobre o eixo Z_c do referencial \mathcal{F}_c (SILVA et al., 2016). Em quadricópteros, existem duas configurações comuns para posicionar o referencial do corpo do robô: i) a configuração em \times e ii) a configuração em $+$ (MADRUGA, 2018). A Figura 2.2, adaptada de Madruga (2018), ilustra a configuração em $+$, que é frequentemente utilizada devido à sua simplificação no modelo matemático (MAHONY et al., 2012). Nesta configuração, os braços do quadricóptero estão alinhados com os eixos X_c e Y_c do sistema de coordenadas fixo ao robô (POUNDS et al., 2007), ao qual é possível observar os ângulos de rotação ϕ , θ e ψ e os eixos correspondentes aos movimentos de rotação.

Costa (2008) afirma que para controlar corretamente robôs móveis é preciso relacionar as informações obtidas pelos sensores no referencial fixo ao corpo com o referencial inercial. Logo, é preciso obter a forma de transformar determinado sistema de coordenadas em outro sistema de coordenadas. Esta transformação entre referenciais é realizada através de duas operações fundamentais que são a rotação e translação (JUNIOR, 2011; DANTAS, 2017). Rotações são realizadas e analisadas através de três rotações sucessivas em torno de um dos eixos representados pelos cursores \hat{i} , \hat{j} ou \hat{k} , na qual a ordem destas rotações modifica as expressões que normalmente são apresentadas no formato de matriz (STEVENS et al., 2015). Stevens et al. (2015) também argumentam que qualquer rotação arbitrária pode ser descrita

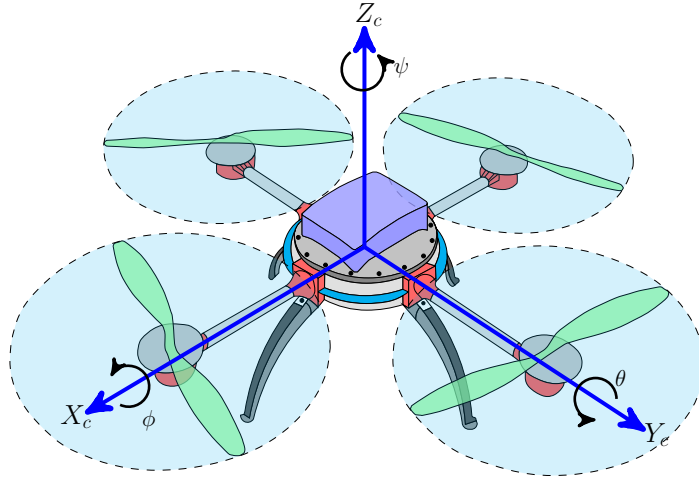


Figura 2.2 - Configuração de eixos em +.

por três parâmetros.

De acordo com Souza et al. (2016), existem doze formas de rotações que podem ser categorizadas em dois tipos: i) ângulos clássicos de Euler e ii) ângulos de Tait-Bryan. No caso dos ângulos de Tait-Bryan, os vetores originalmente representados em referencial inercial \mathcal{F}_i podem ser representados no referencial fixo ao corpo \mathcal{F}_c através de três rotações sucessivas, sendo elas: i) rotação de ψ em torno de z do sistema \mathcal{F}_i gerando o sistema \mathcal{F}_a , ii) rotação de θ em torno de y do sistema \mathcal{F}_a gerando o sistema \mathcal{F}_b , e iii) rotação de ϕ em torno de x do sistema \mathcal{F}_b , representando o vetor original no sistema de coordenadas \mathcal{F}_c (LIMA et al., 2015; MADRUGA, 2018).

2.2 Referencial \mathcal{F}_i para \mathcal{F}_a

Vetores do sistema de coordenadas \mathcal{F}_i podem ser representados em \mathcal{F}_a através de equações de rotação (ZIPFEL, 2007). Seja $\vec{\rho}_i$ o vetor inicialmente representado no referencial \mathcal{F}_i . Logo, $\vec{\rho}_i$ pode ser definido por (2.1), no qual ρ_{ix} representa a componente do vetor $\vec{\rho}_i$ no eixo x , ρ_{iy} representa a componente do vetor $\vec{\rho}_i$ no eixo y e ρ_{iz} representa a componente do vetor $\vec{\rho}_i$ no eixo z (WINTERLE; STEINBRUCH, 2000).

$$\vec{\rho}_i = \rho_{ix}\hat{i}_i + \rho_{iy}\hat{j}_i + \rho_{iz}\hat{k}_i \quad (2.1)$$

Assumindo que o sistema de coordenadas \mathcal{F}_a é gerado a partir da rotação em ψ no sentido anti-horário em torno do eixo z , representado pela base canônica \hat{k}_i do referencial \mathcal{F}_i , como ilustrado na Figura 2.3, adaptada de Fethalla (2019), para $\psi = 30^\circ$. Os eixos na cor azul representam o referencial \mathcal{F}_i , enquanto os eixos na cor

vermelha representam o referencial \mathcal{F}_a , no qual os vetores canônicos de \mathcal{F}_a são \hat{i}_a , \hat{j}_a e \hat{k}_a . Além disto, observa-se que como a rotação ocorre em z no referencial \mathcal{F}_i , a mesma não altera a coordenada z do vetor quando há a mudança de coordenada $\hat{k}_a = \hat{k}_i$, o que corrobora com a análise realizada por Santos (2001).

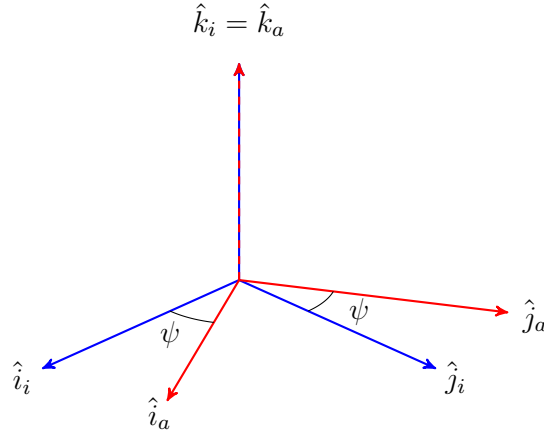


Figura 2.3 - Rotação de ψ em \mathcal{F}_i gerando \mathcal{F}_a .

O vetor $\vec{\rho}_i$ inicialmente instanciado no referencial \mathcal{F}_i possui representação no referencial \mathcal{F}_a dada por (2.2), no qual ρ_{ax} representa a componente do vetor $\vec{\rho}_a$ no eixo da base canônica \hat{i}_a , ρ_{ay} representa a componente do vetor $\vec{\rho}_a$ no eixo da base canônica \hat{j}_a e ρ_{az} representa a componente do vetor $\vec{\rho}_a$ no eixo da base canônica \hat{k}_a (BEARD, 2008). A Figura 2.4, adaptada de Stevens et al. (2015), apresenta a relação entre as componentes do vetor $\vec{\rho}_i$ no referencial \mathcal{F}_i com as componentes do vetor $\vec{\rho}_a$ no referencial \mathcal{F}_a .

$$\begin{bmatrix} \rho_{ax} \\ \rho_{ay} \\ \rho_{az} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \text{sen}(\psi) & 0 \\ -\text{sen}(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \rho_{ix} \\ \rho_{iy} \\ \rho_{iz} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Segundo Stevens et al. (2015), a mudança do sistema de coordenadas modifica as componentes x , y e z do vetor analisado, contudo o seu módulo permanece inalterado uma vez que ambos os referenciais possuem a mesma origem. A matriz quadrada em (2.2) pertence a classe especial de matrizes de rotação (LIMA et al., 2015; ZIPFEL, 2007). Logo, a mesma é definida por (2.3), no qual $R_i^a(\psi)$ indica que a matriz em questão é a responsável por representar vetores de \mathcal{F}_i em \mathcal{F}_a independentemente do

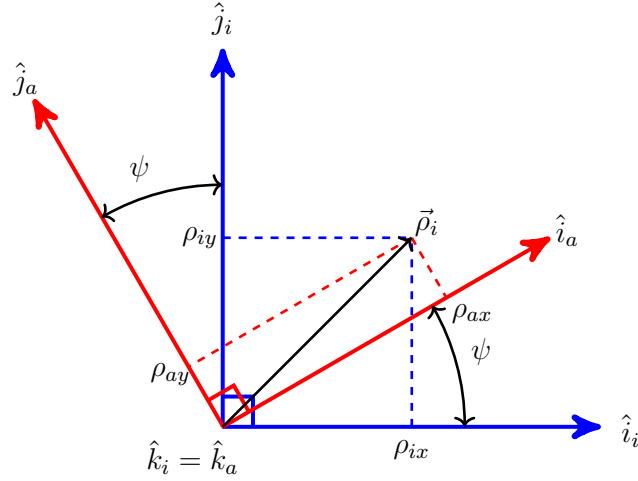


Figura 2.4 - Análise da rotação em \mathcal{F}_i que origina \mathcal{F}_a e sua relação com o vetor $\vec{\rho}_i$.

ângulo de rotação ψ adotado entre estes dois sistemas de coordenadas.

$$R_i^a(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \text{sen}(\psi) & 0 \\ -\text{sen}(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

2.3 Referencial \mathcal{F}_a para \mathcal{F}_b

O referencial \mathcal{F}_b é obtido rotacionando em θ o referencial \mathcal{F}_a em torno de seu eixo y (LU, 2018). Logo, os vetores de \mathcal{F}_a possuem componentes com o mesmo valor em y quando representados no referencial \mathcal{F}_b ($\hat{j}_b = \hat{j}_a$). A Figura 2.5, adaptada de Fethalla (2019), ilustra como o sistema de coordenadas \mathcal{F}_b é gerado a partir da rotação executada em torno de y no sistema de coordenadas \mathcal{F}_a , que por sua vez, é criado a partir da rotação executada em torno de z no sistema de coordenadas \mathcal{F}_i . Observa-se que o referencial \mathcal{F}_i está representado pelos seus vetores canônicos na cor azul, \mathcal{F}_a está representado pelos seus vetores canônicos na cor vermelha e \mathcal{F}_b está representado pelos seus vetores canônicos na cor verde. Os ângulos usados na ilustração são $\psi = 30^\circ$, idêntico ao usado na Figura 2.3, e $\theta = 45^\circ$.

De acordo com Beard (2008), a expressão que modela e permite obter a representação do vetor $\vec{\rho}_a$ do sistema de coordenadas \mathcal{F}_a no sistema de coordenadas \mathcal{F}_b é dada por (2.4). A matriz quadrada em (2.4) é a matriz de rotação de \mathcal{F}_a para \mathcal{F}_b (SABATINO, 2015; PFEIFER, 2013). Esta matriz é definida por (2.5), no qual $R_a^b(\theta)$ é a matriz que representa os vetores de \mathcal{F}_a em \mathcal{F}_b independentemente do ângulo de

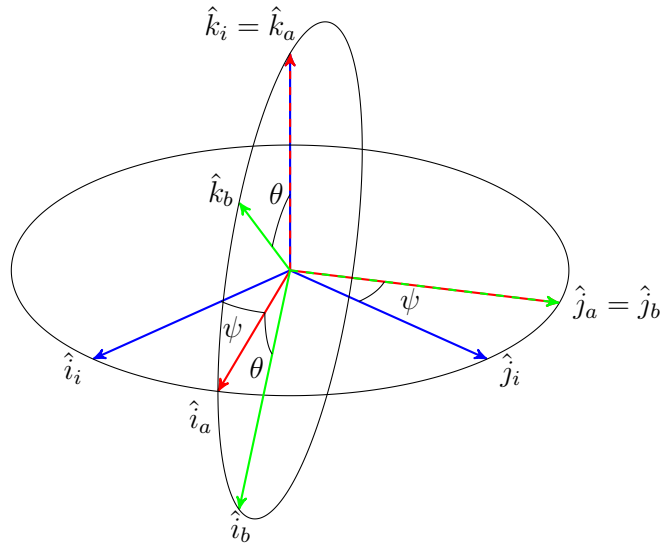


Figura 2.5 - Rotação de θ em \mathcal{F}_a gerando \mathcal{F}_b .

rotação θ adotado entre estes dois sistemas de coordenadas.

$$\begin{bmatrix} \rho_{bx} \\ \rho_{by} \\ \rho_{bz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \rho_{ax} \\ \rho_{ay} \\ \rho_{az} \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$R_a^b(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

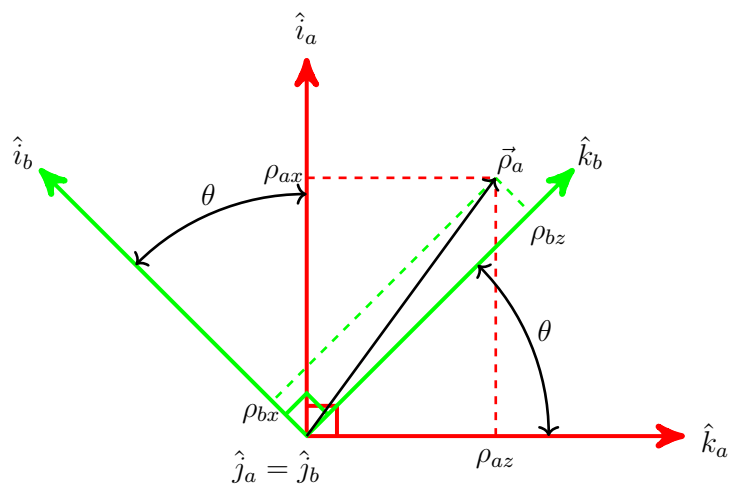


Figura 2.6 - Análise da rotação em \mathcal{F}_a que origina \mathcal{F}_b e sua relação com o vetor $\vec{\rho}_a$.

A Figura 2.6, adaptada de Stevens et al. (2015), ilustra a rotação realizada no referencial \mathcal{F}_a gerando o referencial \mathcal{F}_b , no qual o vetor $\vec{\rho}_a$ apresenta projeções nos dois sistemas de coordenadas. O vetor $\vec{\rho}_a$ usado como exemplo no referencial \mathcal{F}_a é o mesmo obtido no exemplo da Figura 2.5 para $\psi = 30^\circ$ e $\vec{\rho}_i = \hat{i}_i + \hat{j}_i + \hat{k}_i$. O vetor $\vec{\rho}_b$ escrito no referencial \mathcal{F}_b é definido como $\vec{\rho}_b = \rho_{bx}\hat{i}_b + \rho_{by}\hat{j}_b + \rho_{bz}\hat{k}_b$. Como a segunda rotação ocorre em torno do eixo y , a componente $\rho_{by} = \rho_{ay}$, assim como na primeira rotação na qual a mesma rotaciona sobre o eixo z fazendo com que $\rho_{az} = \rho_{iz}$ (BRESCIANI, 2008).

2.4 Referencial \mathcal{F}_b para \mathcal{F}_c

Para o método que usa os ângulos de Tait-Bryan, a terceira e última rotação deve ser realizada em torno do eixo que não foi rotacionado (SOUZA et al., 2016). Logo, o referencial \mathcal{F}_c é gerado a partir da rotação ϕ em torno do eixo x do sistema de coordenadas \mathcal{F}_b (LU, 2018). A Figura 2.7, adaptada de Fethalla (2019), ilustra a construção do sistema de coordenadas \mathcal{F}_c a partir das rotações ψ , θ e ϕ . O sistema de coordenadas \mathcal{F}_i é representado pelos vetores canônicos na cor azul. Os vetores na cor vermelha representam a rotação ψ realizada em \mathcal{F}_i . Os vetores na cor verde representam a rotação θ e, os vetores na cor azul-turquesa representam a terceira e última rotação ϕ , resultando no sistema de coordenadas \mathcal{F}_c . Os ângulos usados na ilustração são $\psi = 30^\circ$, $\theta = 45^\circ$, idênticos aos usados na Figura 2.5, e $\phi = 60^\circ$.

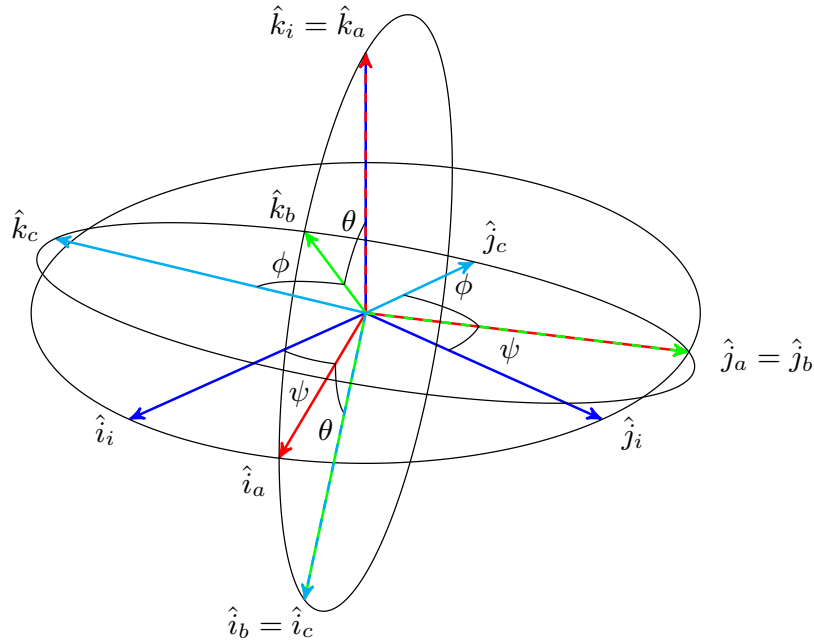


Figura 2.7 - Rotação de ϕ em \mathcal{F}_b gerando \mathcal{F}_c .

A expressão que transforma os vetores representados no referencial \mathcal{F}_b em vetores representados no referencial \mathcal{F}_c é dado por (2.6) (LIMA et al., 2015). A matriz de rotação $R_b^c(\phi)$ é definida por (2.7) (FETHALLA, 2019; SABATINO, 2015). Neste caso, como a terceira rotação acontece em torno do eixo x , a componente $\rho_{cx} = \rho_{bx}$, assim como observados nas duas primeiras rotações executadas para $\rho_{by} = \rho_{ay}$ e $\rho_{az} = \rho_{iz}$ (BRESCIANI, 2008).

$$\begin{bmatrix} \rho_{cx} \\ \rho_{cy} \\ \rho_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \rho_{bx} \\ \rho_{by} \\ \rho_{bz} \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

$$R_b^c(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \text{sen}(\phi) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

A Figura 2.8, adaptada de Stevens et al. (2015), ilustra a rotação realizada no referencial \mathcal{F}_b gerando o referencial \mathcal{F}_c , no qual o vetor $\vec{\rho}_b$ apresenta projeções em ambos os sistemas de coordenadas. A ilustração usa como exemplo de vetor em \mathcal{F}_b , $\vec{\rho}_b = \rho_{bx}\hat{i}_b + \rho_{by}\hat{j}_b + \rho_{bz}\hat{k}_b$, obtido através das duas primeiras rotações conforme apresentado na Figura 2.4 e na Figura 2.6.

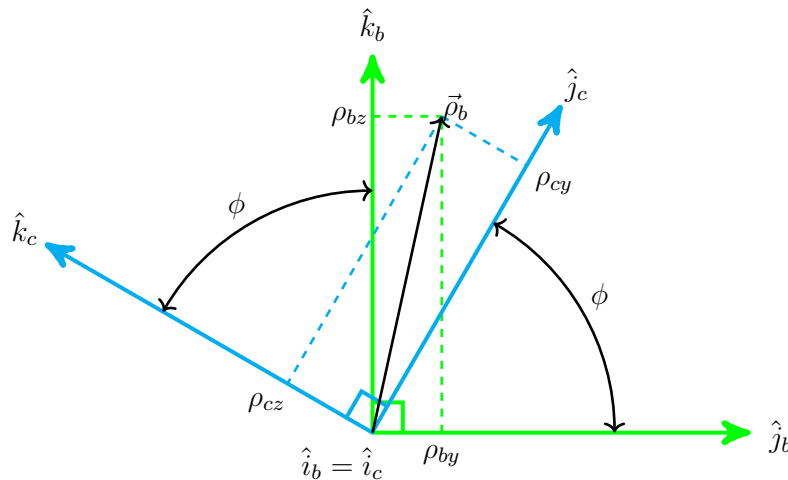


Figura 2.8 - Análise da rotação em \mathcal{F}_b que origina \mathcal{F}_c e sua relação com o vetor $\vec{\rho}_b$.

2.5 Transformação entre \mathcal{F}_c e \mathcal{F}_i

As matrizes de rotação apresentadas transformam o vetor dado no referencial \mathcal{F}_i para o referencial \mathcal{F}_c . Além disto, estas matrizes apresentam propriedades que permitem

transformar de \mathcal{F}_c para \mathcal{F}_i (LU, 2018). De acordo com Stevens et al. (2015), as principais propriedades das matrizes de rotação são:

$$\text{Det}(R_i^a(\psi)) = 1 \quad (2.8)$$

$$\text{Inv}(R_i^a(\psi)) = (R_i^a(\psi))^T = R_a^i(\psi) \quad (2.9)$$

$$R_b^c(\phi)R_a^b(\theta)R_i^a(\psi) = R_i^c(\phi, \theta, \psi) \quad (2.10)$$

Sabendo que \mathcal{F}_i representa o referencial inercial do sistema e \mathcal{F}_c representa o referencial fixo ao corpo do robô, Zipfel (2007) informa que (2.10) permite transformar o vetor $\vec{\rho}_i$ do referencial inercial direto para o referencial do corpo do robô, seguindo três rotações sucessivas de ψ , θ e ϕ , respectivamente dada por (2.11). Lara (2016) descreve que a ordem das rotações interfere no resultado, pois como se trata de multiplicação de matrizes a propriedade comutativa não é válida nesta situação. A matriz presente em (2.12) é conhecida como matriz de rotação completa, na qual $s \triangleq \text{sen}$ e $c \triangleq \text{cos}$ (LIMA et al., 2015; MADRUGA, 2018). Esta matriz é definida como o produto das três matrizes de rotação usando (2.10).

$$\vec{\rho}_c = R_b^c(\phi)R_a^b(\theta)R_i^a(\psi)\vec{\rho}_i \quad (2.11)$$

$$R_i^c(\phi, \theta, \psi) = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & s\phi c\theta \\ c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi & c\phi c\theta \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Usman (2020) afirma que usando (2.9) é possível transformar vetores expressos no referencial do corpo do robô \mathcal{F}_c para o referencial inercial \mathcal{F}_i transpondo a matriz dada por (2.12), ou seja, para o vetor $\vec{\rho}_c$ é possível obter as suas coordenadas em \mathcal{F}_i a partir de suas coordenadas em \mathcal{F}_c , dado por:

$$\vec{\rho}_i = (R_i^c(\phi, \theta, \psi))^T \vec{\rho}_c \quad (2.13)$$

2.6 Considerações finais

Sistema de coordenadas inercial e sistema de coordenadas fixo ao corpo são dois sistemas de coordenadas empregados em aplicações de robôs móveis como quadricópteros. Além disto, usando os ângulos de Tait-Bryan e realizando três rotações sucessivas, é possível transformar vetores expressos no sistema de coordenadas inercial no sistema de coordenadas fixo ao robô. O processo inverso também pode ser realizado transpondo a matriz de rotação completa e estas mudanças de vetores entre

referenciais é necessário para se desenvolver o modelo matemático do quadricóptero. O próximo capítulo apresentará o modelo matemático do quadricóptero usando o formalismo Newton-Euler.

CAPÍTULO 3

SISTEMA, MODELO E SIMULAÇÃO

Neste capítulo é definido sistema e modelo. Além disto, este capítulo apresenta a formulação do modelo matemático do quadricóptero que é utilizado para simular o comportamento do sistema sem a necessidade de colocar o protótipo quadricóptero em funcionamento, possibilitando submeter o mesmo a cenários extremos e analisar seu comportamento antes de realizar testes no protótipo.

3.1 Sistema, modelo e simulação

Sistema é definido como a coleção de componentes que produzem resultados que não poderiam ser obtidos por qualquer componente de forma individual (MAIER, 1998). De acordo com Reis (2020), o comportamento do sistema pode ser interpretado como a propriedade emergente que surge da interação com seus componentes. Além disto, sistemas são normalmente analisados a partir da relação entre suas entradas e suas saídas (GOMES et al., 2019). Há sistemas que apresentam entrada única e saída única (*Single Input and Single Output* – SISO), sistemas com múltiplas entradas e múltiplas saídas (*Multiple Input and Multiple Output* – MIMO) entre outros (LATHI, 2006; BULHÕES, 2018). A Figura 3.1, adaptada de Nise (2015), ilustra o diagrama de blocos do sistema SISO no qual $u_1(t)$ é a entrada do sistema e $y_1(t)$ é a saída do sistema.



Figura 3.1 - Sistema SISO.

Segundo Chwif e Medina (2006), modelo é a representação do sistema e tem como objetivo estudar o seu comportamento, analisando aspectos relevantes e que o impactam. O modelo pode estar ligado a experimentos e ser implementado em programas computacionais, sendo estes chamados de modelo de simulação ou simulador (GOMES, 2020). Os parâmetros do modelo podem ser obtidos através folha de dados dos componentes (*datasheet*), porém em algumas situações estes parâmetros não são fornecidos (MAGALHAES et al., 2020). Nestas ocasiões, é possível utilizar regressão paramétrica para obter os parâmetros até então desconhecidos (REIS et al., 2019; BULHOES et al., 2020). De acordo com Gomes (2020), é comum a utilização de mo-

delos para representar o comportamento do sistema e de posse do modelo pode-se submeter o sistema a cenários que corroboram na solução de problemas cujas causas são até então desconhecidas ou não tão bem compreendidas.

A simulação consiste em aplicar entradas ao modelo e analisar as saídas (CHWIF; MEDINA, 2006). Isto é, a construção do modelo que representa o sistema real permite a realização de simulações com diferentes cenários sem a necessidade de realizar experimentos no sistema real (REIS, 2020). Esta abordagem não apenas facilita o estudo do sistema, mas também reduz custos, uma vez que os experimentos são conduzidos no modelo (MAGALHAES et al., 2020). Por exemplo, ao criar o modelo do quadricóptero, é possível estudar técnicas de controle e análise dinâmica, simulando-o em diferentes situações, inclusive aquelas que poderiam resultar em queda.

3.2 Modelo genérico do quadricóptero

Esta seção apresenta o modelo matemático do quadricóptero com a configuração de eixos em $+$. Ela está organizada em três partes: i) cinemática do quadricóptero, ii) dinâmica do quadricóptero e iii) forças e torques aplicados ao quadricóptero. A cinemática aborda o estudo do movimento dos corpos, independentemente das forças que o geram. Para investigar a cinemática do quadricóptero, são derivadas expressões matemáticas que descrevem seus movimentos (SANTOS, 2001). Bouabdallah (2007) menciona que a dinâmica do quadricóptero pode ser determinada usando o método Newton-Euler ou o método Euler-Lagrange. Segundo Carrillo et al. (2012), a escolha entre os métodos pode ser arbitrária, pois ambos levam ao mesmo resultado se o sistema for modelado com as mesmas suposições, considerando as mesmas forças e momentos.

3.2.1 Cinemática do quadricóptero

Para abordar a cinemática, é necessário definir algumas variáveis para construir o modelo do quadricóptero em relação tanto ao referencial inercial \mathcal{F}_i quanto em relação ao referencial fixo ao corpo do quadricóptero \mathcal{F}_c . Define-se a posição latitudinal positiva para o oeste p_o como a posição do quadricóptero no sentido \hat{i}_i do referencial \mathcal{F}_i , a posição longitudinal positiva para o sul p_s como a posição do quadricóptero no sentido \hat{j}_i do referencial \mathcal{F}_i e altura do quadricóptero p_h como a posição do quadricóptero no sentido \hat{k}_i do referencial \mathcal{F}_i . Para o referencial \mathcal{F}_c , define-se u como a velocidade linear no sentido \hat{i}_c , v como a velocidade linear no sentido \hat{j}_c e w como a velocidade linear no sentido \hat{k}_c . A relação entre as velocidades lineares do referencial \mathcal{F}_c e as velocidades lineares do referencial inercial \mathcal{F}_i é dada por (3.1), na qual é

usada a inversa da matriz de rotação completa dada por (2.12) para transformar as grandezas do referencial \mathcal{F}_c para o referencial \mathcal{F}_i e, $s \triangleq \text{sen}$ e $c \triangleq \text{cos}$ (PFEIFER, 2013; COSTA, 2008).

$$\begin{bmatrix} \dot{p}_o \\ \dot{p}_s \\ \dot{p}_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

De acordo com Luukkonen (2011), o modelo matemático do quadricóptero na configuração de eixos em + relaciona as velocidades angulares p , q e r com o referencial do corpo do quadricóptero \mathcal{F}_c . O parâmetro p representa a velocidade angular em relação ao eixo \hat{i}_c , q em relação ao eixo \hat{j}_c e r em relação ao eixo \hat{k}_c . No entanto, cada ângulo é definido em sistema de coordenadas diferente. O ângulo de rolagem (*Roll*) ϕ é definido no sistema de coordenadas \mathcal{F}_c , o ângulo de arfagem (*Pitch*) θ é definido no sistema de coordenadas \mathcal{F}_b e o ângulo de guinada (*Yaw*) ψ é definido no sistema de coordenadas \mathcal{F}_a (CHOVANCOVÁ et al., 2014; PAIVA et al., 2016).

De acordo com Stevens et al. (2015), as derivadas de primeira ordem dos ângulos de orientação ϕ , θ e ψ em relação ao tempo, denotadas por $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ e $\dot{\psi}$, respectivamente, podem ser relacionadas às velocidades angulares p , q e r seguindo a ordem de rotação adotada através de (3.2). Substituindo $R_b^c(\phi)$ pela matriz definida em (2.5) e $R_a^b(\theta)$ pela matriz definida em (2.7), obtêm-se (3.3) (BOUABDALLAH, 2007). Além disto, usando o conceito de inversa é possível obter a relação oposta entre estes parâmetros dada por (3.4) (SHOKRANIAN, 2004; BENIĆ et al., 2016).

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_b^c(\phi) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_b^c(\phi) \cdot R_a^b(\theta) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\text{sen}(\theta) \\ 0 & \text{cos}(\phi) & \text{sen}(\phi) \text{cos}(\theta) \\ 0 & -\text{sen}(\phi) & \text{cos}(\phi) \text{cos}(\theta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \text{sen}(\phi) \tan(\theta) & \text{cos}(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \text{cos}(\phi) & -\text{sen}(\phi) \\ 0 & \text{sen}(\phi) \sec(\theta) & \text{cos}(\phi) \sec(\theta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

3.2.2 Dinâmica do quadricóptero

A lei fundamental da dinâmica instância que o somatório das forças que atuam sobre determinada partícula \vec{F}_{T_i} é igual a taxa de variação temporal do seu momento linear \vec{P}_i no referencial inercial \mathcal{F}_i (KLEPPNER; KOLENKOW, 2014). Kleppner e Kolenkow (2014) afirmam que a taxa de variação do momento linear é igual a taxa de variação em função do tempo da massa do corpo m multiplicada pela velocidade \vec{v}_i dada por (3.5), todos expressos no referencial inercial \mathcal{F}_i . Segundo Santos (2001), assumindo que o quadricóptero é o corpo rígido, sua massa não varia significativamente ao longo do tempo. Logo, m pode ser retirado da derivada, como dado em (3.6).

$$\frac{d\vec{P}_i}{dt} = \frac{d(m\vec{v}_i)}{dt} = \vec{F}_{T_i} \quad (3.5)$$

$$m \frac{d\vec{v}_i}{dt} = \vec{F}_{T_i} \quad (3.6)$$

A expressão (3.6) opera em vetores no referencial inercial, contudo é necessário colocar (3.6) no referencial fixo ao corpo \mathcal{F}_c , no qual se encontra os sensores inerciais. Bresciani (2008) afirma que existem algumas vantagens em analisar o sistema a partir do referencial fixo ao corpo, sendo eles: i) a matriz momento de inércia se torna diagonal, ii) redução dos cálculos devido a simetria do quadricóptero, iii) sensores estão acoplados no referencial fixo ao corpo do robô e iv) as ações de controle são dadas no referencial \mathcal{F}_c .

Segundo Bouabdallah (2007), isto pode ser realizado através de (3.7), no qual $\vec{\omega}_{c/i} = [p \ q \ r]^T$ é a velocidade angular no referencial fixo ao corpo \mathcal{F}_c em relação ao inercial \mathcal{F}_i e $\vec{v}_c = [u \ v \ w]^T$ é a velocidade linear no referencial fixo ao corpo \mathcal{F}_c . Esta expressão é demonstrada por Zipfel (2007) no qual é possível observar quando surge o produto vetorial entre o vetor velocidade angular e o vetor velocidade linear ambos no referencial \mathcal{F}_c . Alguns autores como Stevens et al. (2015) e Usman (2020) dizem que esta expressão é conhecida como equação de Coriolis devido à presença da força inercial de Coriolis¹. Para que isto ocorra é necessário transformar a força \vec{F}_{T_i} para o referencial fixo ao corpo \mathcal{F}_c , resultando em \vec{F}_{T_c} .

$$m \left(\vec{v}_c + \vec{\omega}_{c/i} \times \vec{v}_c \right) = \vec{F}_{T_c} \quad (3.7)$$

¹A força inercial de Coriolis ou pseudoforça de Coriolis não é considerada força no sentido tradicional, pois é percebida somente por observadores solidários a referenciais não-inerciais em movimento de rotação em relação ao referencial inercial, quando se afastam ou aproximam do centro deste movimento.

O produto vetorial de $\vec{\omega}_{c/i}$ por \vec{v}_c resulta em $(qw - rv)\hat{i}_c + (ru - pw)\hat{j}_c + (pv - qu)\hat{k}_c$. Isolando o \vec{v}_c em (3.7) resulta em (3.8) no qual $\vec{F}_{T_c} = [f_{c_x} \ f_{c_y} \ f_{c_z}]^T$. Esta expressão é a primeira de duas expressões usadas para descrever o comportamento dinâmico do robô móvel com seis graus de liberdade (*Six Degrees of Freedom* – 6DOF), e a mesma representa três movimentos translacionais (movimento linear) do robô (SABATINO, 2015).

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \cdot \begin{bmatrix} f_{c_x} \\ f_{c_y} \\ f_{c_z} \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

Além do momento linear, a lei fundamental da dinâmica também se aplica ao momento angular ou quantidade de movimento angular. A taxa de variação temporal do momento angular \vec{h}_i se relaciona com o torque $\vec{\tau}_i$ do sistema, ambos no referencial inercial \mathcal{F}_i , dado por (3.9) (DANTAS, 2017). A análise do momento angular é similar ao realizado para o momento linear. Logo, (3.9) deve ser reescrita do referencial inercial \mathcal{F}_i para o referencial fixo ao quadricóptero \mathcal{F}_c utilizando a força inercial de Coriolis, o que resulta em (3.10).

$$\dot{\vec{h}}_i = \vec{\tau}_i \quad (3.9)$$

$$\vec{h}_c + \vec{\omega}_{c/i} \times \vec{h}_c = \vec{\tau}_c \quad (3.10)$$

na qual \vec{h}_c é o vetor momento angular e $\vec{\tau}_c$ é o vetor de torques presentes no quadricóptero pela ação dos propulsores, ambos no referencial fixo ao corpo do quadricóptero \mathcal{F}_c (STEVENS et al., 2015). O momento angular \vec{h}_c no referencial \mathcal{F}_c é equivalente a $J\vec{\omega}_{c/i}$, no qual J é a matriz momento de inércia e $\vec{\omega}_{c/i}$ é o vetor velocidade angular no referencial \mathcal{F}_c (ZIPFEL, 2007; STEVENS et al., 2015). Para resolver (3.10) utiliza-se a Equação de Euler para corpos rígidos (KLEPPNER; KOLENKOW, 2013), dada por:

$$J\dot{\vec{\omega}}_{c/i} = -\vec{\omega}_{c/i} \times J\vec{\omega}_{c/i} + \vec{\tau}_c \quad (3.11)$$

De acordo com Kleppner e Kolenkow (2013), ao escolher o referencial fixo ao corpo \mathcal{F}_c no centro de massa do quadricóptero, considerando sua simetria na distribuição de massa, a matriz de momentos de inércia J torna-se diagonal, no qual J_x , J_y e J_z representam os momentos de inércia principais dos eixos X_c , Y_c e Z_c , respectivamente. Quando os eixos X_c e Y_c estão alinhados com os braços do quadricóptero, além da matriz J ser simétrica, os valores de J_x e J_y são iguais (BENIĆ et al., 2016; GHEORGHITĂ et al., 2015).

Ao considerar $\vec{\omega}_{c/i} = [p \ q \ r]^T$, (3.11) pode ser reescrita em formato matricial, isolando o termo $\vec{\omega}_{c/i}$. Utilizando a matriz inversa de J e calculando o produto vetorial

$\vec{\omega}_{c/i} \times J\vec{\omega}_{c/i}$, obtém-se (3.12), em que τ_ϕ , τ_θ , τ_ψ representam os torques aplicados ao quadricóptero (HANCER et al., 2018). A expressão (3.12) governa o comportamento dinâmico do quadricóptero com três grau de liberdade (*Three Degrees of Freedom – 3DOF*) e descreve os três movimentos rotacionais executados por ele. Em resumo, o modelo matemático que representa tanto os movimentos translacionais quanto os rotacionais obtido pelo método Newton-Euler é dado por (3.8) e por (3.12). Alguns autores como Benić et al. (2016), Paiva et al. (2016) e Bresciani (2008) apresentam estas duas expressões como apenas uma no formato matricial com seis dimensões.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(J_y - J_z) \cdot qr}{J_x} \\ \frac{(J_z - J_x) \cdot rp}{J_y} \\ \frac{(J_x - J_y) \cdot pq}{J_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\tau_\phi}{J_x} \\ \frac{\tau_\theta}{J_y} \\ \frac{\tau_\psi}{J_z} \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

Com o modelo matemático estabelecido, é importante descrever a composição dos vetores de força \vec{F}_{T_c} e torque $\vec{\tau}_c$ aplicados ao quadricóptero. Além disto, é necessário apresentar alguns conceitos relacionados a motores *brushless*, empregados no sistema propulsor dos quadricópteros.

3.2.3 Forças e torques aplicados ao quadricóptero

Os sistemas propulsores dos quadricópteros consistem em três componentes principais: i) hélices, ii) motores e iii) controlador de velocidade. Diversos motores, principalmente os motores de corrente contínua, são utilizados para gerar empuxo nas hélices (PFEIFER, 2013). Entre os motores mais comumente empregados em quadricópteros estão os motores síncronos de corrente contínua sem escovas (*Brushless Direct Current – BLDC*), alimentados por inversor de alimentação trapezoidal em baixa tensão (SHENOY; KUMAR, 2016). A Figura 3.2, adaptada de Sato et al. (2020), ilustra a visão superior dos motores BLDC aplicados à quadricópteros, no qual observa-se que é no estator que as bobinas se localizam enquanto que os ímãs estão presentes no rotor. Este tipo de motor se diferencia dos demais pelo rotor estar localizado ao redor do estator e girar junto com o seu eixo.

Cada um dos quatro motores é controlado por um controlador eletrônico de velocidade (*Electronic Speed Controller – ESC*) individual, embora seja possível usar único ESC para controlar os quatro motores simultaneamente (FERRY, 2017). O papel do ESC é converter a tensão contínua fornecida pela bateria em tensão contínua trapezoidal de frequência e amplitude variáveis para os motores (GREEN; MCDONALD, 2015). Dos quatro motores BLDC utilizados no sistema de propulsão dos quadricópteros, dois giram no sentido horário (*Clockwise – CW*) M_2 e M_4 e dois giram

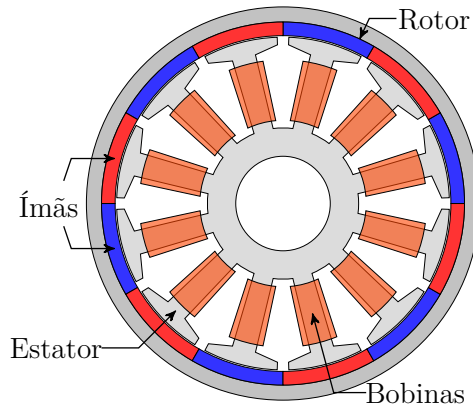


Figura 3.2 - Vista superior do motor *brushless*.

no sentido anti-horário (*Counter Clockwise – CCW*) M_1 e M_3 . A Figura 3.3, adaptada de Beard (2008), ilustra a vista superior do quadricóptero, no qual é possível identificar cada motor do sistema de propulsão.

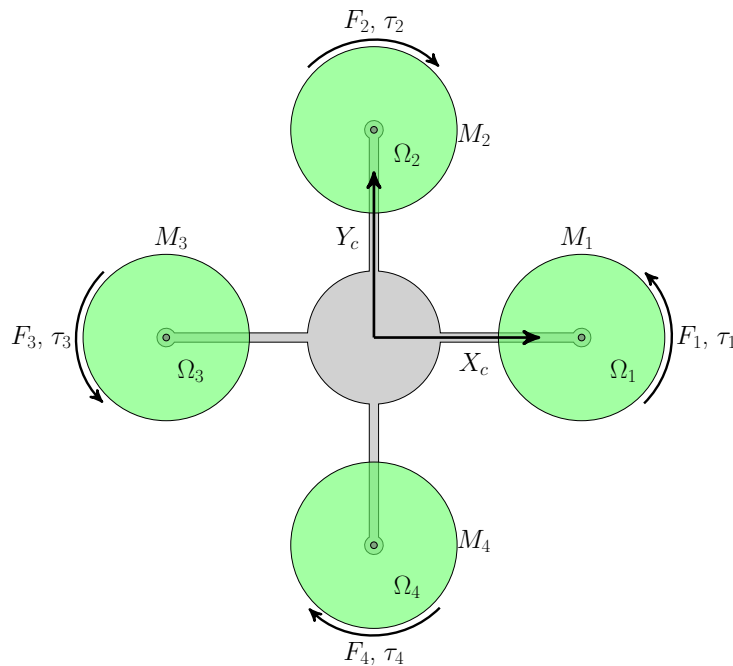


Figura 3.3 - Definição do sentido de giro dos motores.

Na Figura 3.3, a velocidade de cada motor está representada por Ω_j no qual j indica o motor analisado. Assim como a velocidade, as forças e torques produzidos por cada motor estão representadas por F_j e τ_j respectivamente. De acordo com Alves (2012), o torque produzido por cada motor é sempre no sentido contrário ao seu

movimento. Logo, se o motor M_1 gira no sentido anti-horário, o torque é gerado no sentido horário. Analisando a Figura 3.3, observa-se que a força gerada pelos quatro motores é dada por (3.13), no qual F_m é a força total produzida. F_1 , F_2 , F_3 e F_4 são forças expressas no referencial \mathcal{F}_c e que atuam perpendicularmente aos eixos X_c e Y_c (KOTARSKI et al., 2016). Logo, as componentes do vetor força produzidas pelos motores nos eixos representados por \hat{i}_c e \hat{j}_c são nulas. A força produzida por cada motor pode ser obtida por (3.14), no qual k_v é a constante que relaciona a velocidade angular à força produzida pelo conjunto motor-hélice (KOSE; OKTAY, 2019; CHOVANCOVÁ et al., 2014).

$$F_m = (F_1 + F_2 + F_3 + F_4)\hat{k}_c \quad (3.13)$$

$$F_j = k_v\Omega_j^2 \quad (3.14)$$

A partir da definição dos eixos e dos ângulos apresentados na Figura 2.2 e na Figura 3.3, o torque de rolagem τ_ϕ é produzido pela relação presente entre motores M_2 e M_4 e dado por (3.15), no qual l_b é a distância da origem do referencial \mathcal{F}_c até cada motor (USMAN, 2020; DANTAS, 2017). De maneira análoga, o torque de arfagem τ_θ é obtido pela relação entre as forças produzidas pelos motores M_1 e M_3 e dado por (3.16) (SILVA; CASTRO, 2018).

$$\tau_\phi = (F_2 - F_4)l_b \quad (3.15)$$

$$\tau_\theta = (F_3 - F_1)l_b \quad (3.16)$$

O torque τ_ψ é produzido pela relação dos quatro motores e seu valor depende do sentido de rotação adotado para cada motor e é dado por (3.17) (ALVES, 2012; BOUADI et al., 2007). Logo, para o quadricóptero estabilizar e não ficar girando em torno de \hat{k}_c é preciso que τ_ψ se anule (BOUADI et al., 2007). Chovancová et al. (2014) explicam que o torque produzido por cada motor é dado por (3.18) no qual k_τ é a constante que relaciona a velocidade angular do motor com o torque produzido por ele.

$$\tau_\psi = -\tau_1 + \tau_2 - \tau_3 + \tau_4 \quad (3.17)$$

$$\tau_j = k_\tau\Omega_j^2 \quad (3.18)$$

Estas expressões que fornecem os torques e as forças aplicadas pelos quatro motores estão interconectadas, pois ao se modificar a velocidade angular de qualquer motor, o efeito é observado em vários parâmetros, assim, as mudanças devem ser observadas em conjunto (BEARD, 2008). A expressão (3.19) é obtida manipulando matemati-

camente (3.13), (3.14), (3.15), (3.16), (3.17) e (3.18), permitindo observar forças e torques aplicados ao quadricóptero pelos quatro motores no formato matricial, no qual o vetor de entradas Ω^2 é composto pela velocidade angular ao quadrado de cada motor (MADRUGA, 2018).

$$\begin{bmatrix} F_m \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_v & k_v & k_v & k_v \\ 0 & k_v \cdot l_b & 0 & -k_v \cdot l_b \\ -k_v \cdot l_b & 0 & k_v \cdot l_b & 0 \\ -k_\tau & k_\tau & -k_\tau & k_\tau \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \Omega_1^2 \\ \Omega_2^2 \\ \Omega_3^2 \\ \Omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

O torque τ_ϕ controla o movimento de rolagem e o torque τ_θ controla o movimento de arfagem. Estes dois movimentos permitem que o quadricóptero incline-se, o que resulta em movimentos translacionais. O torque τ_ψ controla o movimento de guinada e este permite que o quadricóptero oriente a direção dos propulsores, possibilitando que os braços do quadricóptero girem em torno de seu centro.

3.3 Considerações finais

Este capítulo apresentou noções básicas de sistema, modelo e simulação. Além disto, este capítulo descreveu o modelo matemático do quadricóptero com seis graus de liberdade usando o formalismo Newton-Euler e considerando apenas a força da gravidade e as forças produzidas pelos quatro propulsores. O próximo capítulo irá apresentar conceitos de sistemas de controle e técnicas de controle aplicadas à quadricópteros.

CAPÍTULO 4

TÉCNICAS DE CONTROLE

Neste capítulo, são apresentados os conceitos fundamentais de sistemas de controle, tais como o grau do sistema, as expressões características e a função de transferência. Além disto, são discutidas as noções básicas de sistemas físicos, bem como os sistemas de controle em malha aberta e em malha fechada. Também é abordado o sistema de controle moderno utilizando a técnica controle por modos deslizantes.

4.1 Sistemas físicos e sua função de transferência

Sistemas físicos são constituídos de equações diferenciais de ordem n , no qual n é o grau da maior derivada presente na equação. Para analisar estes sistemas, [Golnaraghi e Kuo \(2017\)](#) descrevem que é comum o uso de transformadas como a transformada de Laplace e a transformada de Fourier, para sistemas contínuos e a transformada Z, para sistemas discretos. O uso destas transformadas tem a finalidade de resolver a equação diferencial, além de evitar o uso de operadores mais complexos como a convolução para se obter a resposta temporal de sistemas ([LEVINE, 2011](#)).

Em sistemas de tempo contínuo, a função de transferência é dada por (4.1) e definida como a relação do sinal de saída pelo sinal de entrada no domínio da frequência, no qual $Y(s)$ é a transformada de Laplace do sinal de saída, $R(s)$ é a transformada de Laplace do sinal de entrada e $G(s)$ é a função de transferência do sistema ([DORF; BISHOP, 2017](#); [HOUPIS; SHELDON, 2014](#)). A função de transferência $G(s)$ segundo [Raol e Ayyagari \(2019\)](#) é chamada de ganho do sistema, por ser a relação entre a saída e a entrada. Outra definição usada para a função de transferência é a resposta ao impulso unitário do sistema ([LATHI, 2006](#)).

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = G(s) \quad (4.1)$$

Sistemas são classificados de acordo com o grau do polinômio do denominador da fração presente $G(s)$, sendo que os mais estudados são sistemas de primeira ordem e sistemas de segunda ordem ([OGATA et al., 2010](#)). De acordo com [Franklin et al. \(2015\)](#), sistemas de ordem superior podem ser aproximados por sistemas de segunda ordem, logo, estes dois casos são os mais estudados e observados. Sistemas de primeira ordem podem ser representados por (4.2), enquanto que sistemas de segunda ordem podem ser representados por (4.3), no qual p_1 representa o polo do sistema de primeira ordem, k_e representa o ganho do sistema de primeira ordem, ω_n é a

frequência natural do sistema e ξ é o fator de amortecimento do sistema (RAOL; AYYAGARI, 2019).

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{k_e}{s - p_1} \quad (4.2)$$

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} \quad (4.3)$$

Os polos correspondem aos valores de s que satisfazem as raízes do polinômio localizado no denominador da função de transferência (LEVINE, 2011). Portanto, para encontrá-los basta igualar o denominador de $G(s)$ a zero, resultando na equação característica do sistema (GOLNARAGHI; KUO, 2017). A equação característica fornece informações importantes sobre a estabilidade do sistema, indicando quando determinado sistema é estável, instável ou marginalmente estável (HOUPIS; SHELDON, 2014).

Outra informação utilizada na teoria de controle de acordo com Raol e Ayyagari (2019) é sobre os zeros do sistema que são definidos como os valores de s que fazem o numerador da função de transferência zerar. Goodwin et al. (2001) descrevem que a ordem dos polinômios do numerador e do denominador informa quantos zeros e polos existem no sistema, respectivamente. A função de transferência de ordem n no formato de produto que apresenta n polos e m zeros é dada por (4.4), no qual p_i é o i -ésimo polo e z_j é o j -ésimo zero deste sistema.

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = \frac{\prod_{j=1}^m (s - z_j)}{\prod_{i=1}^n (s - p_i)} \quad (4.4)$$

Em se tratando de sistemas de controle, a estabilidade é uma das características mais relevantes e observadas durante o projeto de controladores (GOODWIN et al., 2001). A estabilidade em sistemas de controle é definida como a característica inerente a alguns sistemas de manter sua saída limitada entre dois valores quando o sistema é submetido a entrada em degrau (LEIGH; LEIGH, 2008). Por sua vez, sistemas que não apresentam esta característica são classificados como sistemas instáveis (GOLNARAGHI; KUO, 2017). A estabilidade do sistema pode ser determinada através dos pólos do sistema. Sistemas ditos estáveis apresentam todos os seus pólos no semi-plano esquerdo de s , ou seja, para que determinado sistema seja estável basta que todos os seus polos apresentem parte real negativa $Re\{p_i\} < 0$ (DOYLE et al., 2013). Portanto, basta um pólo pertencer ao semi-plano direito de s para que o sistema

seja classificado como instável (DORF; BISHOP, 2017).

Sistemas ditos instáveis podem se tornar estáveis através da utilização de controladores que anulem todos os polos do semi-plano direito, ou que desloquem os mesmos para o semi-plano esquerdo de s (OGATA et al., 2010). De acordo com o objetivo do sistema de controle e dos materiais utilizados, os mesmos são classificados em sistemas de controle em malha aberta e sistemas de controle em malha fechada (HOUPIS; SHELDON, 2014).

4.2 Sistemas de controle em malha aberta

Sistemas de controle em malha aberta (SCMA) são utilizados quando a precisão da resposta do sistema não é requisito necessário. Além disto, para que o SCMA tenha desempenho desejado, os distúrbios existentes que o afetam não podem ser significativos. A Figura 4.1, adaptada de Dorf e Bishop (2017), apresenta o SCMA, no qual o bloco $C(s)$ representa a função de transferência do controlador e o bloco $G(s)$ representa a função de transferência do sistema que se deseja controlar. Os sinais $R(s)$, $U(s)$ e $Y(s)$ são o valor desejado do sistema, a saída do controlador e a saída do sistema, respectivamente (FRANKLIN et al., 2015).

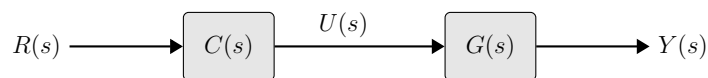


Figura 4.1 - Sistema de controle em malha aberta.

Observa-se que o controle usando malha aberta ocorre sem que o controlador tenha informação sobre o real valor da variável controlada $y(t)$ no domínio do tempo, ou seja, SCMA não necessitam de sensores ou estimadores de estado (GOLNARAGHI; KUO, 2017). Logo, este tipo de controlador não é indicado para sistemas instáveis, pois a técnica de eliminação de polos instáveis requer precisão do controlador que na maioria dos sistemas físicos não pode ser alcançada (FRANKLIN et al., 2015; HOUPIS; SHELDON, 2014).

4.3 Sistemas de controle em malha fechada

De acordo com Ogata et al. (2010), sistemas de controle em malha fechada (SCMF) tem três finalidades principais, sendo elas: i) manter o sistema estável, ii) atender especificações de desempenho e iii) controlar sua resposta. A Figura 4.2, adaptada

de Chidambaram e Saxena (2018), ilustra o SCMF, no qual o bloco $C(s)$ representa a função de transferência do controlador, o bloco $G(s)$ representa a função de transferência do sistema que se deseja controlar e o bloco $H(s)$ representa a função de transferência do sensor usado.

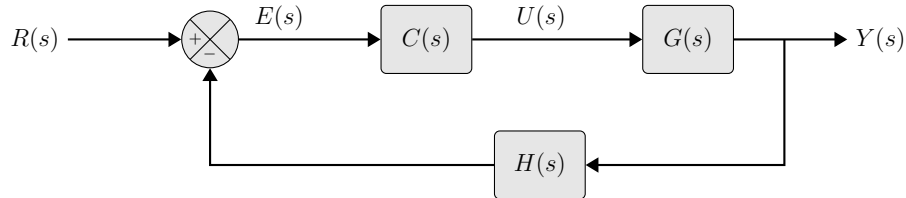


Figura 4.2 - Sistema de controle em malha fechada.

O processo de realimentação permite a partir de sensores, que a variável controlada seja observada pelo controlador de forma que consiga atuar para diminuir o erro entre o valor desejado e o valor medido (LEIGH; LEIGH, 2008). Lurie e Enright (2019) afirmam que a realimentação mais usada em sistemas de controle é a realimentação negativa. O círculo da Figura 4.2 representa o somador polarizado que produz o sinal $E(s)$. Golnaraghi e Kuo (2017) descrevem que este sinal é conhecido como sinal de erro do sistema, pois devido a polaridade do somador o mesmo produz a diferença entre o desejado ou referência e o obtido na variável de saída lida pelo sensor. Isto faz com que o sistema de controle consiga atuar para tentar minimizar/eliminar o erro e conseqüentemente controlar o sistema. Matematicamente, a realimentação negativa produz mudança na localização dos polos do sistema resultante em relação ao SCMA, podendo deslocar todos os polos para a região de estabilidade (LURIE; ENRIGHT, 2019).

As especificações de desempenho do controlador são parâmetros do sistema analisando principalmente a resposta transitória do mesmo quando aplicado a entrada em degrau (DORF; BISHOP, 2017). As especificações de desempenho mais comuns utilizadas em projetos de controladores realimentados segundo Ogata et al. (2010) são: i) tempo de subida, ii) tempo de pico, iii) sobressinal máximo, e iv) tempo de estabilização. A Figura 4.3, adaptada de Levine (2011), ilustra todos estes parâmetros na resposta do sistema de segunda ordem subamortecido, no qual a região em verde é a resposta em regime transitório e a região em amarelo é a resposta em regime permanente.

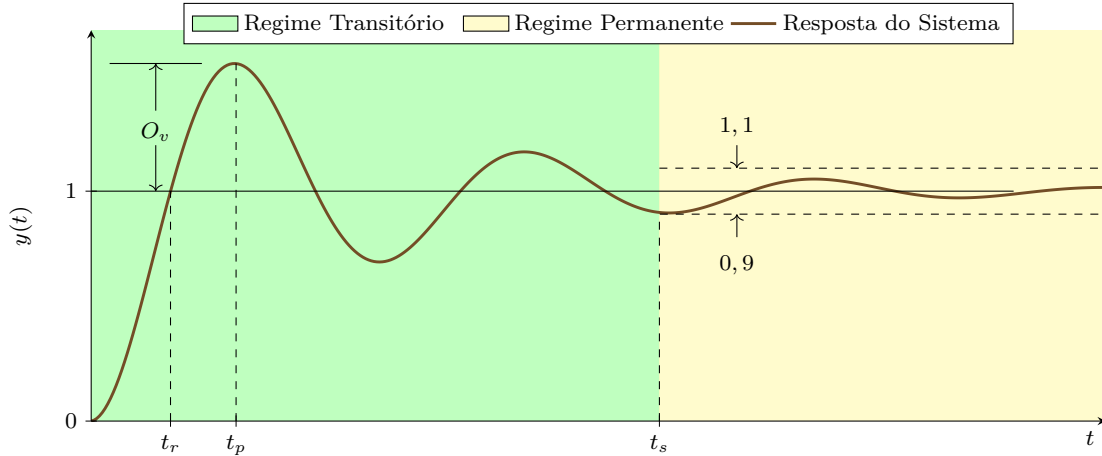


Figura 4.3 - Análise transitória de sistemas para especificações de desempenho.

O tempo de subida t_r é o tempo necessário para o sistema chegar próximo do seu valor final pela primeira vez. Goodwin et al. (2001) afirmam que o intervalo de análise para o t_r varia de autor para autor, sendo alguns deles: i) o intervalo de tempo entre 10% a 90% do valor final, ii) o intervalo de tempo entre 5% a 95% do valor final, e iii) o intervalo de tempo entre 0% a 100% do valor final. Segundo Ogata et al. (2010) sistemas de segunda ordem não amortecidos utilizam-se o tempo de subida como indicativo do quão rápido o controlador leva a variável controlada para a região desejada. De acordo com Franklin et al. (2015), o tempo de pico t_p é o tempo em que a resposta do sistema alcança pela primeira vez o pico. Este parâmetro é importante pois localiza o ponto de maior amplitude da saída do sistema que é a região que pode provocar falhas e danificar o sistema dependendo da amplitude (GOODWIN et al., 2001).

O sobressinal máximo O_v (*maximum overshoot*) é o parâmetro que mede qual é a amplitude máxima do sinal de saída com relação ao seu valor em regime permanente (DORF; BISHOP, 2017). Este parâmetro está associado ao tempo de pico e é calculado como o percentual do sobressinal com relação ao valor do sinal de saída em regime permanente (RAOL; AYYAGARI, 2019). O estudo do sobressinal máximo permite projetar controladores com resposta dinâmica rápida sem provocar defeitos ou redução da vida útil dos componentes do sistema (FRANKLIN et al., 2015). O tempo de estabilização t_s é o tempo necessário para a resposta do sistema sair do regime transitório e chegar ao regime permanente (RAOL; AYYAGARI, 2019). O regime permanente não é necessariamente o sinal de saída assumir único valor e sim o sinal de saída estar contido dentro do intervalo fixo. Houpis e Sheldon (2014) afirmam que para realizar o cálculo do tempo de estabilização normalmente usa-se

$\pm 1\%$, $\pm 2\%$, $\pm 5\%$ ou $\pm 10\%$ do valor final.

O controlador em SCMF é o responsável pela interpretação do sinal de erro de forma a intervir convenientemente no sistema. O controlador conhecido como controlador Proporcional, Integral e Derivativo (PID) é o controlador mais utilizado no meio industrial, no qual através das ações proporcional, integrativa e derivativa do sinal de erro o mesmo consegue resultados satisfatórios na estabilização do sistema, assim como na redução do erro de regime permanente. A Figura 4.4, adaptada de [Silva et al. \(2005\)](#), apresenta o diagrama de blocos do controlador PID.

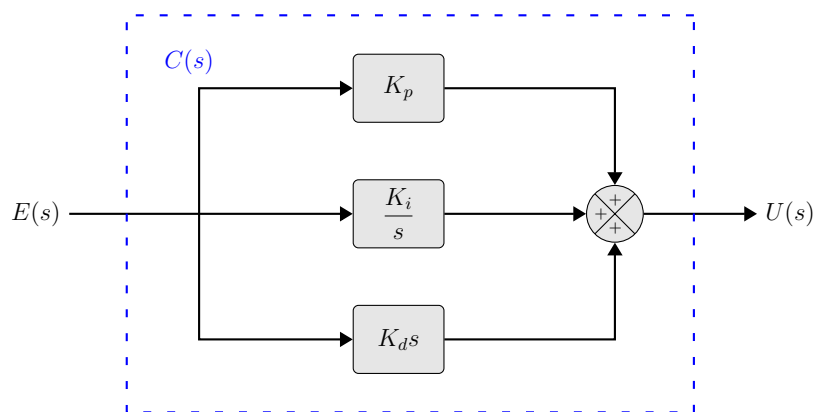


Figura 4.4 - Controlador proporcional-integrativo-derivativo.

4.4 Sistemas de controle moderno

Sistemas multivariáveis podem ser analisados no domínio do tempo utilizando o conceito de representação no espaço de estados ([PARASKEVOPOULOS, 2017](#)). Logo, na representação por espaço de estados não é necessário a utilização da transformada para obter a resposta temporal dos sistemas ([ENGELBERG, 2015](#)). De acordo com [Dorf e Bishop \(2017\)](#), até mesmo sistemas SISO podem ser representados através do espaço de estados. Segundo [Franklin et al. \(2015\)](#) o modelo matemático expresso no espaço de estados consegue representar sistemas lineares através do conjunto de equações diferenciais de primeira ordem convenientemente escritas em formato matricial. A representação por espaço de estados é dada por (4.5) e (4.6), no qual $\dot{x}(t)$ é o vetor que contempla as derivadas de cada estado ([ENGELBERG, 2015](#)).

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (4.5)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t) \quad (4.6)$$

A expressão (4.5) é a equação de estados, no qual as equações diferenciais de primeira ordem do sistema são apresentadas no formato matricial. Resolver a equação de estados é descobrir a resposta temporal de cada estado do sistema. A expressão (4.6) é a equação das saídas, na qual cada saída do sistema é calculada a partir dos estados e das entradas aplicadas ao sistema. Nise (2015) informa que a representação do sistema no espaço de estados apresenta sete elementos, sendo eles: i) matriz de estados A , ii) matriz de entradas B , iii) matriz de saídas C , iv) matriz de transmissão direta D , v) vetor de estados $x(t)$, vi) vetor de entradas $u(t)$ e vii) vetor de saídas $y(t)$.

A matriz de estados A é a matriz quadrada $n \times n$ que descreve a dinâmica do sistema sem realimentação (LURIE; ENRIGHT, 2019). Esta matriz descreve o comportamento dinâmico do sistema e através dela é possível descobrir a localização dos polos do sistema em malha aberta (TRIPATHI, 2010). A matriz de entradas B é a matriz $n \times m$, no qual o número de linhas é igual a quantidade de estados e o número de colunas é igual a quantidade de entradas. Segundo Paraskevopoulos (2017) esta matriz é a matriz de controle, pois em sistemas ditos controláveis é função desta matriz ponderar as entradas para controlar os estados.

A matriz de saídas C de dimensão $o \times n$ é a matriz responsável por calcular as saídas do sistema a partir dos estados atuais do mesmo. Dependendo da natureza das matrizes A e C , é possível observar a partir das saídas, todos os estados, o que é útil para implementar sistemas de controle usando representação no espaço de estados. A matriz de transmissão direta D de dimensão $o \times m$ é a matriz que conecta as entradas do sistema às saídas. Isto ocorre quando parte da resposta do sistema não depende da dinâmica e sim da entrada aplicada. Levine (2011) descreve que a maioria dos sistemas reais apresentam a matriz D com elementos nulos. Esta matriz somente apresentará elementos não nulos para sistemas cuja função de transferência apresente polinômio do numerador igual ao denominador no domínio da frequência.

O vetor de entradas $u(t)$ de dimensão $m \times 1$ é o vetor que contempla todas as m entradas do sistema, armazenando os sinais $u_1(t)$, $u_2(t)$, \dots , $u_m(t)$. O vetor de estados $x(t)$ de dimensão $n \times 1$ é o vetor que armazena todos os n estados do sistema $x_1(t)$, $x_2(t)$, \dots , $x_n(t)$, enquanto o vetor de saídas $y(t)$ de dimensão $o \times 1$ é o vetor que armazena as saídas $y_1(t)$, $y_2(t)$, \dots , $y_o(t)$ (NISE, 2015). Tripathi (2010) descreve que não existe apenas uma representação no espaço de estados para determinado sistema e cita as três formas conhecidas, sendo elas: i) modelo canônico controlável, ii) modelo canônico observável e iii) modelo canônico diagonal. A Figura 4.5, adaptada

de Paraskevopoulos (2017), apresenta o diagrama de blocos que resulta na equação de estados e na equação de saídas.

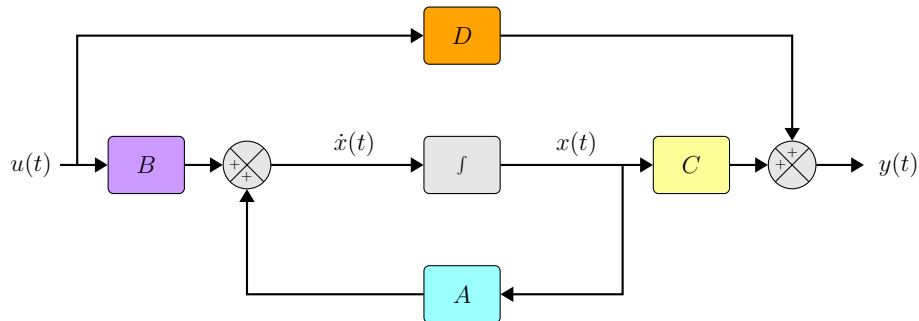


Figura 4.5 - Diagrama de blocos no espaço de estados.

O bloco de integração permite obter o vetor de estados $x(t)$ a partir do vetor de derivadas $\dot{x}(t)$. Observa-se na Figura 4.5 que a matriz de transmissão direta D conecta a entrada na saída do sistema e que a matriz de estados A conecta o próprio estado à sua derivada como descrito na equação de estados. De acordo com Paraskevopoulos (2017), a representação por espaço de estados permite utilizar SCMF em conjunto com as técnicas de controle moderno, como o controle por modos deslizantes (*Sliding Mode Control* – SMC).

4.5 Controle por modos deslizantes

Sistemas não lineares como quadricóptero podem apresentar comportamentos inesperados provocados por incertezas paramétricas ou pela escolha, durante a análise, da simplificação do modelo não linear (RUNCHAROON; SRICHATRAPIMUK, 2013). De acordo com Herrera et al. (2015), controle por modos deslizantes é a técnica que possibilita projetar controladores para sistemas lineares e não lineares que vem sendo empregada em várias áreas como dispositivos eletrônicos, robótica e processos químicos. O SMC utiliza-se de lei de controle para mover o erro $e(t)$ do sistema e sua derivada $\dot{e}(t)$ para a superfície de escorregamento. Uma vez que estes dois estados se encontram na superfície de escorregamento, qualquer perturbação que retire o sistema desta superfície é corrigida pelo chaveamento (VAIDYANATHAN; LIEN, 2017).

Ahmad et al. (2020) descrevem que os projetos de controladores SMC podem ser divididos em duas fases, sendo elas: i) escolha da superfície de deslizamento e ii) implementação da lei de controle capaz de manter as variáveis de estado sobre a superfície de deslizamento escolhida. Portanto, para se projetar o SMC, primeiramente

escolhe-se a superfície de deslizamento s_d . A expressão (4.7) apresenta a superfície de escorregamento composta pela equação diferencial linear de primeira ordem no qual λ representa o seu autovalor (SHTESSEL et al., 2014). Além disto, a derivada em relação ao tempo de (4.7) resulta em (4.8).

$$s_d = \lambda e(t) + \dot{e}(t) \quad (4.7)$$

$$\dot{s}_d = \lambda \dot{e}(t) + \ddot{e}(t) \quad (4.8)$$

Escolhida a superfície de escorregamento, o próximo passo é implementar a lei de controle que deve ser capaz de levar os estados para a região de equilíbrio. Segundo Ahmad et al. (2020), a expressão (4.9) é considerada a regra de controle forte na qual a função sinal $\text{snl}(x)$ é definida como -1 para $x < 0$, 0 para $x = 0$ e 1 para $x > 0$. Nesta expressão, k_1 e k_2 são constantes, no qual k_1 controla a posição de escorregamento, enquanto k_2 controla a amplitude do chaveamento, uma vez na superfície de escorregamento (SHTESSEL et al., 2014).

$$\dot{s}_d = -k_1 s_d - k_2 \text{snl}(s_d) \quad (4.9)$$

A Figura 4.6, adaptada de Vaidyanathan e Lien (2017), ilustra o plano de fase para o sistema representado no espaço de estados no qual $x_1(t) = e(t)$ e $x_2(t) = \dot{x}_1(t)$. Dado que o estado $x_1(t)$ é o erro $e(t)$, então o estado $x_2(t)$ é a derivada do erro $\dot{e}(t)$. A curva na cor vermelha representa o comportamento do sistema para determinada condição inicial $x_1(0) = -4$ e $x_2(0) = 0$, no qual o SMC força os estados para a região de escorregamento e os mesmos ficam confinados, sendo corrigidos sempre que necessário pelo processo de chaveamento até chegarem ao ponto de equilíbrio $(0,0)$.

Araújo (2019) afirma que pode-se analisar a estabilidade do sistema usando a teoria de Lyapunov para verificar se os estados irão para o ponto de equilíbrio $e(t) = 0$ e $\dot{e}(t) = 0$. A teoria de Lyapunov é aplicável a sistemas do tipo $\dot{x} = f(x)$ tendo ponto de equilíbrio $x = 0$, a função $\mathcal{V}(x)$ é dita função candidata de Lyapunov e o sistema é estável no sentido de Lyapunov se: i) $\mathcal{V}(x) = 0$, se e somente se $x = 0$, ii) $\mathcal{V}(x) > 0$ para todo $x \neq 0$, iii) $\dot{\mathcal{V}}(x) \leq 0$ garante que o sistema é localmente estável, e iv) $\dot{\mathcal{V}}(x) < 0$ para todo $x \neq 0$, o sistema é assintoticamente estável. Segundo Wu et al. (2019), assumindo a função candidata de Lyapunov como (4.10), a mesma sempre será maior ou igual a zero. Além disto, sua derivada é dada por (4.9). Logo, para o sistema com controle usando modos deslizantes seja considerado assintoticamente

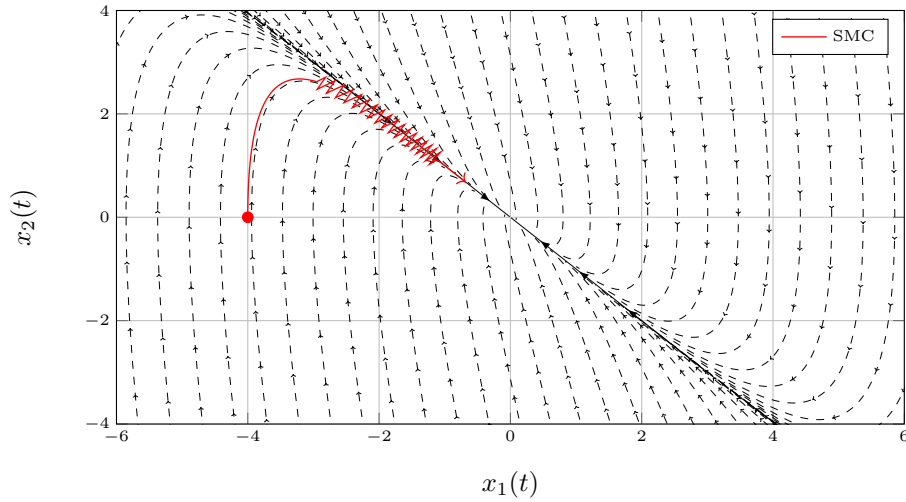


Figura 4.6 - Plano de fase.

estável é necessário que $\dot{\mathcal{V}}(s_d) < 0$ (VAIDYANATHAN; LIEN, 2017).

$$V(s_d) = \frac{s_d^2}{2} \quad (4.10)$$

$$\dot{\mathcal{V}}(s_d) = \dot{s}_d s_d \quad (4.11)$$

4.6 Considerações finais

Neste capítulo foram apresentados os principais conceitos de sistemas de controle como função de transferência, controle em malha aberta e em malha fechada usando a transformada de Laplace. Além disto, este capítulo apresentou como representar os sistemas no espaço de estados. De posse do conhecimento destas técnicas, o próximo capítulo apresenta a metodologia que será utilizada para desenvolver o sistema de controle que atue nos quadricópteros durante falhas em seus rotores.

CAPÍTULO 5

METODOLOGIA

Neste capítulo é apresentada a metodologia proposta neste trabalho. Descreve-se o método para levantar a força de empuxo dos motores do quadricóptero e apresenta-se a bancada que representa o comportamento dinâmico do quadricóptero. Finalmente, é apresentado o algoritmo de controle que atua quando é detectada a diminuição na potência de algum dos quatro motores e como é realizada a validação do sistema proposto.

5.1 Contextualização

Quadricópteros enfrentam desafios de estabilidade quando ocorrem falhas elétricas em um de seus propulsores. Dependendo da gravidade da falha, podem ocorrer quedas, resultando em danos ao equipamento, à carga e potenciais riscos às pessoas nas proximidades. Soluções que incluem o aumento da massa para inserir dispositivos de segurança, como paraquedas, podem reduzir estes riscos, porém, reduzem a autonomia da aeronave. Adicionalmente, os sistemas de controle padrão dos quadricópteros geralmente não estão equipados para gerenciar cenários de falhas. Esta metodologia propõe o desenvolvimento de sistema de controle auxiliar que substitui o sistema de controle atual quando é detectado a perda de potência em um dos propulsores do quadricóptero, reordenando os esforços de controle e estabilizando novamente os ângulos ϕ , θ e ψ , o que em cenários reais possibilita controlar o pouso da aeronave. Portanto, a finalidade do sistema de controle auxiliar é estabilizar os ângulos da aeronave para viabilizar seu pouso antes que a falha se agrave.

Neste trabalho é avaliado o sistema de controle auxiliar desenvolvido utilizando a técnica de controle por modos deslizantes. Para a redução de custos e segurança dos equipamentos, este trabalho utiliza bancada de testes para a realização dos experimentos práticos assim como simulações computacionais. As simulações permitem avaliar o desempenho, estimar os parâmetros do sistema como o ruído dos sensores inerciais e o ganho dos controladores e testar seu funcionamento para cenários extremos, evitando ensaios destrutivos. A Figura 5.1 ilustra o fluxograma da metodologia proposta, que se divide em duas principais tarefas, sendo elas: i) desenvolvimento da bancada e ii) desenvolvimento do controle auxiliar para atuar durante falhas. A bancada é o ambiente controlado que pretende-se desenvolver para permitir que o quadricóptero realize todos os seus movimentos rotacionais mantendo o centro de massa na mesma posição.

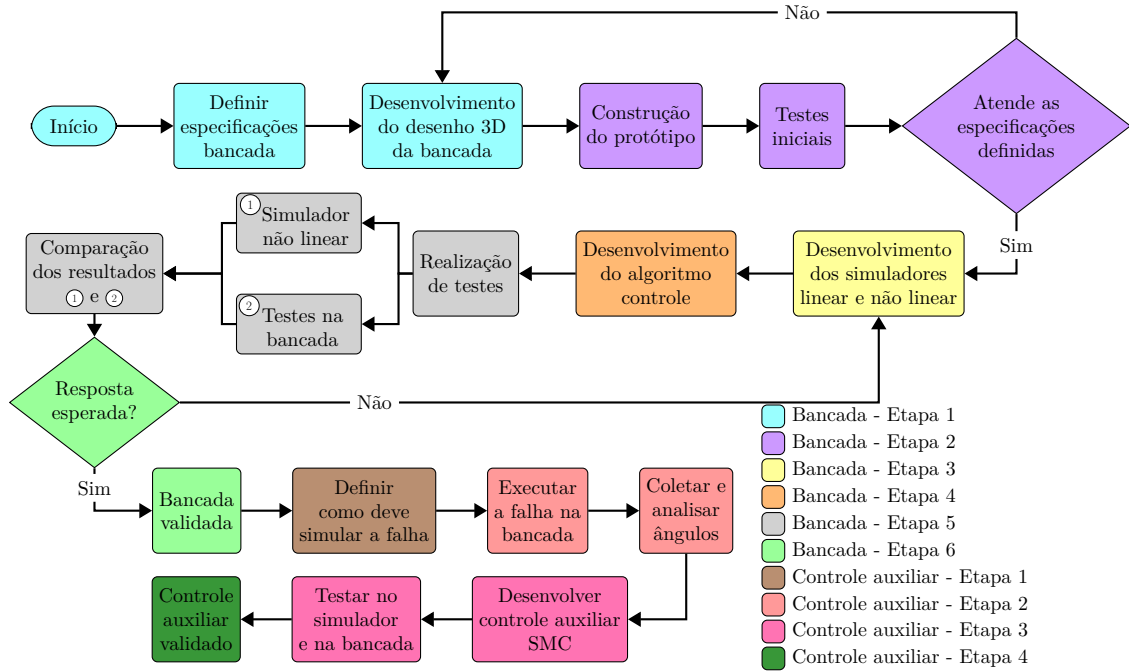


Figura 5.1 - Fluxograma da metodologia proposta.

5.2 Bancada para testes

De acordo com o fluxograma da Figura 5.1, o desenvolvimento da bancada é dividido em seis etapas principais: i) especificações da bancada com desenho tridimensional, ii) construção do protótipo e realização de testes iniciais, iii) desenvolvimento dos simuladores com base no modelo matemático do quadricóptero, iv) criação do algoritmo de controle, v) realização de experimentos utilizando o simulador e a bancada e vi) validação da bancada com o sistema de controle proposto.

5.3 Especificações da bancada

A metodologia adotada restringe os graus de liberdade do quadricóptero para permitir os movimentos rotacionais desejados. São definidos intervalos de operação para os ângulos ϕ , θ e ψ que representam os movimentos rotacionais de *roll*, *pitch* e *yaw*, respectivamente. Nesta etapa são determinados parâmetros como a massa total do quadricóptero e a distância dos braços em relação ao centro. Estas definições são importantes para o desenvolvimento da bancada e para a condução dos experimentos subsequentes.

Os intervalos de operação de ϕ e θ determinam a inclinação máxima do quadricóptero na bancada. O intervalo de operação de ϕ é $\pm\phi_{max}$, enquanto que o intervalo de

operação de θ é $\pm\theta_{max}$. Para a bancada proposta $\phi_{max} = \theta_{max}$ e é dado por (5.1), no qual α é valor arbitrário próximo de *zero*. Isto garante que o erro da aproximação trigonométrica de $\cos(\phi) = 1$ seja igual a α no pior dos cenários. O intervalo de operação de ψ é $\pm\psi_{max}$. Para a bancada proposta o valor ψ_{max} é escolhido de maneira a possibilitar ao quadricóptero a execução de voltas completas ao redor de si mesmo.

$$\phi_{max} < a\cos(1 - \alpha) \quad (5.1)$$

A determinação da massa total do quadricóptero M_t é aspecto importante para garantir sua estabilidade e capacidade de levitação. Neste estudo, M_t é definida levando em consideração a força de empuxo gerada pelos quatro propulsores. É necessário que esta força de empuxo seja capaz de compensar o peso do quadricóptero para mantê-lo estável e em equilíbrio durante o voo. No presente trabalho, M_t é projetada de forma a permitir a levitação do quadricóptero quando os quatro propulsores operarem com 50% de sua força máxima de empuxo. A determinação precisa desta massa é necessária, pois influencia a capacidade de carga e a eficiência do sistema propulsor. Portanto, a consideração da força de empuxo durante o projeto do quadricóptero é passo fundamental antes mesmo da construção do protótipo inicial.

O sistema propulsor do quadricóptero é composto pelos elementos: i) controlador eletrônico de velocidade (ESC), ii) motor *brushless* e iii) hélice. A força de empuxo gerada pelo sistema propulsor depende do tipo de hélice e do motor *brushless* selecionados. Portanto, é necessário definir o motor *brushless* e a hélice a serem utilizados. Ao escolher o motor *brushless*, é importante considerar a tensão de operação, que determinará a bateria necessária para alimentação, bem como a velocidade do eixo do motor. No caso da hélice, é necessário considerar o raio r_h , pois isto impactará na distância dos braços ao centro do quadricóptero, l_b .

Uma vez que o motor *brushless* e a hélice tenham sido selecionados, a metodologia propõe o desenvolvimento da planta para estimar a força de empuxo resultante do sistema propulsor, no qual busca-se determinar a constante k_f , que relaciona diretamente o sinal PWM enviado ao ESC com a força exercida, sem a necessidade de analisar a velocidade específica do sistema propulsor. A Figura 5.2 ilustra a planta proposta para calcular a força de empuxo. Esta planta consiste em uma haste com um motor e uma hélice em uma extremidade, e um sensor de força na outra extremidade. Adicionalmente, um sensor de rotação é colocado próximo ao motor para obter a velocidade do sistema propulsor em cada momento. Esta configuração permite medir a força e a velocidade do sistema propulsor, o que é necessária para estimar a força

de empuxo gerada.

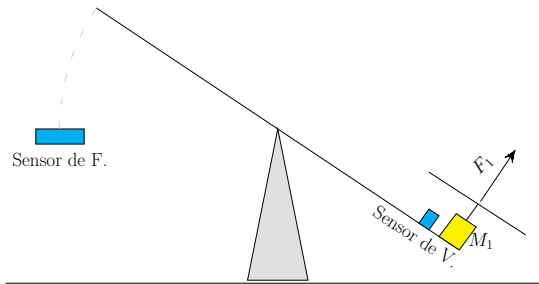


Figura 5.2 - Planta para obtenção da constante k_f do sistema propulsor.

A planta utilizada para estimar a força de empuxo segue o princípio semelhante ao da gangorra. Dependendo da velocidade angular do sistema propulsor, a força de empuxo pode ser maior que a massa total do sistema, resultando no movimento da haste em direção à posição horizontal e exercendo pressão sobre o sensor de força. Diferentes sinais de entrada são aplicados ao ESC para girar o sistema propulsor em velocidades distintas. Durante cada teste, são registrados os valores de velocidade e força em regime permanente, medidos pelos sensores acoplados.

A distância dos braços ao centro do quadricóptero, denotada por l_b , é determinada de forma a garantir que as hélices não se toquem durante o funcionamento do quadricóptero. Além disto, é necessário evitar que a área de atuação das hélices inclua o corpo do quadricóptero, o que poderia resultar em rajadas de ar que reduziriam a eficiência da força de empuxo do sistema propulsor. Portanto, é estabelecida a condição $l_b \geq 3r_h/\sqrt{2}$, que assegura que as hélices não se toquem e que a turbulência gerada seja desprezível.

A configuração do quadricóptero é escolhida de maneira a diminuir os cálculos matemáticos que a controladora deve executar. Logo, para este trabalho é adotado a configuração em + e a disposição dos propulsores assim como o sistema de coordenadas \mathcal{F}_c seguem os apresentados na Figura 3.3. Desta forma, o propulsor M_1 está disposto sobre o eixo X_c e o propulsor M_2 está disposto sobre o eixo Y_c . O propulsor M_3 é o oposto ao M_1 e o propulsor M_4 é o oposto ao M_2 .

Com base nos valores de k_f , nos ângulos ϕ , θ e ψ , na massa total M_t e nas dimensões do protótipo, é possível criar o desenho tridimensional da bancada. Este desenho tridimensional é desenvolvido utilizando software assistido por computador (CAD) com o objetivo de evitar desperdícios de matéria-prima e tempo na produção

de múltiplos protótipos. A bancada é projetada utilizando várias peças menores, o que reduz a necessidade de retrabalho caso alguma delas apresente defeitos. Ela é composta por três diferentes estruturas: i) quadricóptero, ii) suporte para os movimentos rotacionais em ϕ e θ e iii) base responsável pelos movimentos em ψ . Esta divisão permite melhor controle e realização dos testes, garantindo que a bancada não impacte significativamente na dinâmica do quadricóptero.

5.3.1 Construção do protótipo e testes iniciais

Com base no desenho 3D, constrói-se o protótipo da bancada utilizando peças impressas em 3D e componentes prontos adquiridos, como parafusos, porcas e motores. Após reunir todas as peças necessárias, procede-se com a montagem. É necessário construir elementos fixadores para ancorar firmemente a bancada à mesa de trabalho, garantindo a rigidez de toda a estrutura. Uma vez montada a bancada e o quadricóptero, ambos são fixados a mesa de trabalho. O primeiro teste consiste em verificar se o centro do quadricóptero permanece estável em diferentes posições sobre a bancada. Para isto, posiciona-se o quadricóptero em variadas configurações e observa se há deslocamento do seu centro. O segundo teste envolve inclinar manualmente o quadricóptero para assegurar que o protótipo atende às especificações de operação dos ângulos ϕ e θ .

O terceiro teste consiste em girar o quadricóptero manualmente em torno do eixo Z_c para verificar se ele respeita o intervalo de operação de ψ . Estes testes são importantes para identificar quaisquer imperfeições ou falhas no protótipo. Caso não seja possível ou viável adaptar o protótipo para atender às especificações, deve-se retornar às etapas anteriores para corrigir os problemas. Este ciclo é ilustrado no losango decisório do fluxograma da Figura 5.1, no qual, se o protótipo não estiver conforme as especificações da bancada proposta, o projeto retorna à fase de desenvolvimento do desenho tridimensional. Após confirmar que o protótipo cumpre os movimentos básicos conforme projetado, passa-se, então, à produção do simulador, que é conforme o modelo matemático do quadricóptero.

5.3.2 Desenvolvimento dos simuladores para quadricópteros

Durante o processo de desenvolvimento, são criados dois simuladores: i) simulador linear, que auxilia na confecção do algoritmo de controle e ii) simulador não linear, que representa a dinâmica do quadricóptero. Estes simuladores permitem a implantação e teste do algoritmo de controle, verificando seu comportamento antes de realizar testes no protótipo real na bancada. Esta abordagem evita ensaios destrutivos e

reduz significativamente o tempo necessário para a execução dos experimentos, em comparação com o uso exclusivo da bancada.

Os simuladores com base no modelo matemático do quadricóptero são implementados com os parâmetros previamente calculados, como k_f , ângulos ϕ , θ , ψ , massa total M_t e dimensões do protótipo. O simulador linear é utilizado para auxiliar na determinação dos parâmetros do controlador, utilizando técnicas analíticas, como o lugar geométrico das raízes (LGR). Ele permite desconsiderar a influência de um ângulo na resposta dos outros, desacoplando o sistema e gerando três sistemas independentes, um para cada ângulo ϕ , θ , ψ . No entanto, como o simulador linear não leva em conta a interação entre os ângulos, o algoritmo de controle com os parâmetros estimados de forma linear pode não apresentar o mesmo comportamento do sistema real. Portanto, o simulador não linear é utilizado para verificar o comportamento dinâmico do quadricóptero com o algoritmo de controle e os parâmetros estimados pelo simulador linear.

Além disto, o simulador não linear permite a introdução de ruído nos ângulos, simulando as perturbações presentes nos sensores embarcados no protótipo do quadricóptero. Isto proporciona análise precisa do desempenho do algoritmo de controle em condições próximas das encontradas na prática. Para ambos os simuladores, os dados de entrada consistem em séries temporais com os valores desejados dos ângulos ϕ , θ e ψ , representados como ϕ_d , θ_d e ψ_d , respectivamente. Os dados de saída são as séries temporais simuladas dos ângulos ϕ , θ e ψ . O objetivo é obter resposta semelhante nos simuladores linear e não linear, e que os valores de saída se aproximem dos valores desejados para cada ângulo. Esta comparação entre os resultados esperados e simulados permite avaliar a precisão e fidelidade do modelo e do algoritmo de controle implementado.

5.3.3 Simulador linear

O modelo matemático do sistema quadricóptero é considerado não linear devido à sua natureza. No entanto, é possível gerar modelo linearizado para facilitar a busca por parâmetros que garantam a estabilidade do sistema. A linearização é realizada considerando a aproximação trigonométrica dos ângulos ϕ e θ , como disposto na Tabela 5.1, no qual os ângulos são expressos em radianos.

Com a linearização executada em (3.4) e substituída em (3.12), resulta-se em (5.2), na qual as derivadas de segunda ordem com relação ao tempo, $\ddot{\phi}$, $\ddot{\theta}$ e $\ddot{\psi}$, são representadas. Pequenas variações nos ângulos ϕ e θ permitem que os termos de Coriolis

Tabela 5.1 - Linearização proposta.

Ângulo [rad]	Função [rad]	Aproximação	Erro Produzido
ϕ	$\text{sen}(\phi)$	ϕ	$\phi - \text{sen}(\phi)$
	$\text{cos}(\phi)$	1	$1 - \text{cos}(\phi)$
θ	$\text{sen}(\theta)$	θ	$\theta - \text{sen}(\theta)$
	$\text{cos}(\theta)$	1	$1 - \text{cos}(\theta)$

sejam negligenciados, o que é o comportamento esperado para o quadricóptero. Desta forma, é possível obter as três funções de transferência deste sistema, que relacionam os torques τ_ϕ , τ_θ e τ_ψ com seus respectivos ângulos. Estas funções de transferência fornecem informações sobre a relação entre os torques aplicados e as respostas angulares do quadricóptero.

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(J_y - J_z) \cdot \dot{\theta} \dot{\psi}}{J_x} \\ \frac{(J_z - J_x) \cdot \dot{\psi} \dot{\phi}}{J_y} \\ \frac{(J_x - J_y) \cdot \dot{\phi} \dot{\theta}}{J_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{\tau_\phi}{J_x} \\ \frac{\tau_\theta}{J_y} \\ \frac{\tau_\psi}{J_z} \end{bmatrix} \quad (5.2)$$

As relações entre os torques aplicados nos ângulos de rolagem, arfagem e guinada do quadricóptero e seus respectivos ângulos são descritas por três funções de transferência: i) que relaciona o torque de rolagem $\tau_\phi(t)$ ao ângulo $\phi(t)$ dada por (5.3), ii) que relaciona o torque de arfagem $\tau_\theta(t)$ ao ângulo $\theta(t)$ dada por (5.4) e iii) que relaciona o torque de guinada $\tau_\psi(t)$ ao ângulo $\psi(t)$ dada por (5.5). Estas funções de transferência descrevem as características dinâmicas do sistema, sendo fundamentais para o projeto e controle do quadricóptero. Além disto, os ângulos ϕ , θ e ψ podem ser controlados ajustando-se os torques τ_ϕ , τ_θ e τ_ψ . O diagrama de blocos do simulador linear, ilustrado na Figura 5.3, apresenta as relações nas quais os blocos de controle+atuador recebem o valor desejado da variável, o ângulo obtido e a derivada do ângulo como entradas.

$$\frac{\Phi(s)}{T_\phi(s)} = \frac{1}{J_x \cdot s^2} \quad (5.3)$$

$$\frac{\Theta(s)}{T_\theta(s)} = \frac{1}{J_y \cdot s^2} \quad (5.4)$$

$$\frac{\Psi(s)}{T_\psi(s)} = \frac{1}{J_z \cdot s^2} \quad (5.5)$$

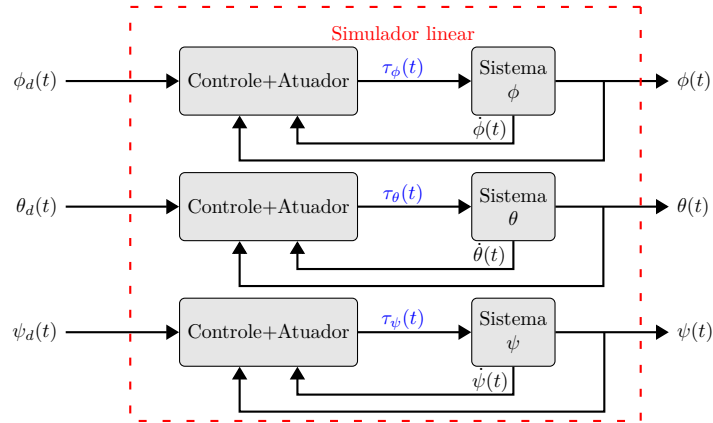


Figura 5.3 - Diagrama de blocos do simulador linear.

5.3.4 Simulador não linear

O simulador do quadricóptero, com base no modelo matemático linearizado, permite o projeto de controladores utilizando técnicas de controle estabelecidas. No entanto, o modelo não linear é mais próximo da dinâmica real do quadricóptero e, portanto, representa melhor o sistema em comparação com o modelo linear. O algoritmo do simulador não linear proposto consiste em quatro partes: i) definição dos parâmetros do simulador, ii) leitura dos sensores, iii) execução do algoritmo de controle e iv) cálculo no modelo matemático não linear do quadricóptero. A Figura 5.4 ilustra o fluxo das etapas executadas pelo simulador não linear, em que o retângulo pontilhado na cor vermelha representa a rotina principal do algoritmo.

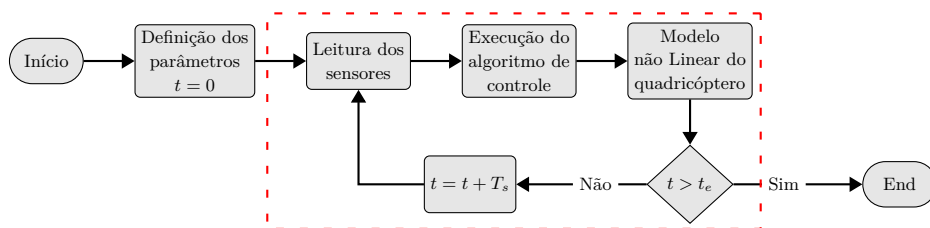


Figura 5.4 - Tarefas executadas pelo simulador não linear.

A definição dos parâmetros do simulador envolve a consideração da massa total M_t , dimensões do protótipo, tempo total de execução t_e e período de amostragem T_s . A variável t_e é utilizada como critério de parada do simulador, enquanto o T_s é usado para separar cada iteração do algoritmo. A etapa de leitura dos sensores

é responsável por introduzir ruído nas variáveis de posição angular e velocidade angular. Esta parte trata estes sinais e os disponibiliza para o sistema de controle. A execução do algoritmo de controle é responsável por gerar o sinal de erro para cada variável, com base nos valores desejados e nas leituras dos sensores. Além disto, esta etapa atualiza as velocidades de cada propulsor e calcula os torques τ_ϕ , τ_θ e τ_ψ associados as velocidades.

Os torques obtidos são aplicados ao modelo matemático não linear do quadricóptero, representado por (3.4) e (3.12). Estas expressões permitem calcular os ângulos ϕ , θ e ψ , bem como as velocidades angulares p , q e r . A rotina principal consiste em laço de repetição que executa as partes sequencialmente, conforme ilustrado no fluxograma da Figura 5.4, até que a condição de parada seja atendida. O critério de parada principal é o tempo atual $t \geq t_e$.

5.4 Desenvolvimento do algoritmo de controle

Com o desenvolvimento dos simuladores, propõe-se o algoritmo de controle destinado a estabilizar o quadricóptero na bancada. Este algoritmo é projetado para operar quando o quadricóptero está com a potência máxima em seus quatro propulsores, diferentemente do algoritmo para situações de falha nos propulsores. Nesta fase, seleciona-se as variáveis de estado do sistema adequadas para a implementação de controladores em malha fechada. Estas variáveis são escolhidas com base na sua observabilidade por sensores, preferencialmente aqueles disponíveis comercialmente, para facilitar a implementação prática. Para validar a eficiência do algoritmo de controle, realiza-se testes utilizando software de cálculo numérico. Estes testes são necessários para verificar se o algoritmo consegue posicionar o quadricóptero na região de operação desejada de forma eficiente e precisa.

A técnica de controle escolhida para testar o quadricóptero na bancada é o controle Proporcional, Integral e Derivativo (PID). Para determinar os ganhos K_p , K_i e K_d do controlador, utiliza-se o simulador linear com três controladores PID atuando simultaneamente, controlando os três ângulos do quadricóptero. O desenvolvimento do algoritmo de controle é dividido em três etapas: i) definição da placa controladora, ii) determinação dos valores dos ganhos do controlador e iii) integração das três ações de controle no quadricóptero.

5.4.1 Definição da placa controladora

A implementação do controle do quadricóptero envolve a definição dos componentes utilizados para monitorar o voo do protótipo, uma vez que a escolha destes dispositivos afeta o controle. Os principais componentes embarcados no protótipo são: i) controladora de voo, ii) sensores inerciais e iii) gerador de PWM. A controladora de voo deve ser equipada com o sistema de comunicação Wi-Fi, permitindo o envio em tempo real dos dados coletados para o servidor no computador, a fim de possibilitar a análise. Os sensores inerciais incluem acelerômetro, giroscópio e magnetômetro, todos triaxiais, que juntos formam a Unidade de Medição Inercial (*Inertial Measurement Unit* – IMU), possibilitando a obtenção dos ângulos e das velocidades angulares do quadricóptero. A comunicação entre a controladora e a IMU ocorre por meio do protocolo I2C. A Figura 5.5 ilustra a proposta de arquitetura de comunicação dos dispositivos embarcados no quadricóptero.

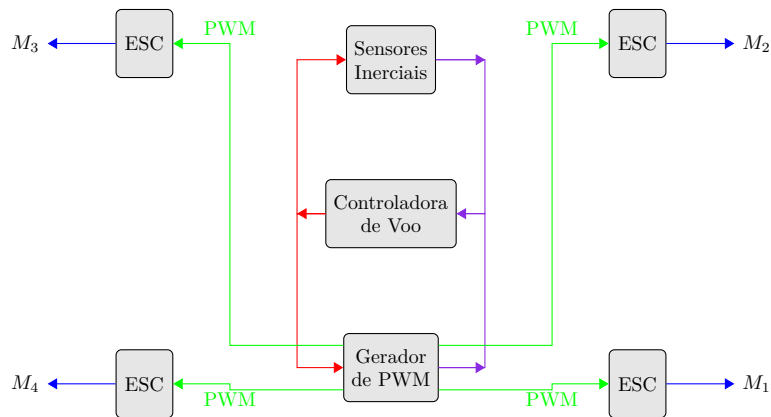


Figura 5.5 - Arquitetura de comunicação dos dispositivos utilizados no sistema de controle.

A maioria dos microcontroladores tem a capacidade de gerar os sinais PWM necessários para controlar a velocidade de rotação dos propulsores do quadricóptero. No entanto, esta abordagem pode tornar o sistema suscetível a desligamentos não programados, uma vez que atrasos nos pulsos enviados pela controladora de voo para os controladores eletrônicos de velocidade (ESC) podem resultar no desligamento repentino de um dos propulsores. Para garantir o controle confiável dos ESC, opta-se pelo uso do módulo dedicado para esta finalidade. Esta abordagem tem como objetivo aliviar a carga computacional da controladora de voo, reduzindo as tarefas que ela precisa executar.

A controladora de voo emite comandos utilizando o protocolo I2C para o gerador

de PWM, que por sua vez gera os sinais PWM necessários para cada um dos quatro ESC. Os sinais, destacados em na cor verde da Figura 5.5, são enviados pelo módulo para cada um dos quatro ESC. Ao contrário da comunicação I2C, a comunicação por meio do sinal PWM é unidirecional, o que significa que os ESC não podem se comunicar com os dispositivos embarcados no quadricóptero. O sinal na cor vermelha da Figura 5.5 representa a comunicação I2C quando a controladora de voo está enviando dados para os sensores inerciais ou ao módulo gerador de PWM enquanto que o sinal na cor roxa representa a comunicação I2C quando a controladora recebe dados destes dispositivos.

5.4.2 Controle proporcional, integral e derivativo

O controle PID proposto é representado pelo diagrama de blocos do sistema de controle em malha fechada, ilustrado na Figura 5.6. Este sistema de controle é utilizado para controlar o ângulo θ . Os blocos contidos no retângulo pontilhado na cor verde representam o sistema, enquanto $\Theta_d(s)$ é o valor desejado do ângulo θ no domínio da frequência e $\Theta(s)$ é o ângulo obtido no domínio da frequência. O torque τ_θ é determinado por (3.16) e a função de transferência do atuador é dada por (5.6). O sinal $\Delta_\theta(s)$ representa a diferença entre os sinais S_{M3} e S_{M1} gerados pela controladora de voo e enviados ao gerador de PWM para ajustar os sinais de PWM que são enviados às ESC, responsáveis pelo controle dos motores M_3 e M_1 .

$$\frac{T_\theta(s)}{\Delta_\theta(s)} = k_f \cdot l_b \quad (5.6)$$

Na Figura 5.6, os blocos contidos no retângulo pontilhado na cor vermelha representam o controlador PID proposto para o ângulo θ . Neste arranjo, o sinal de entrada do bloco com o ganho derivativo K_d é proveniente do sistema, não do sinal de erro $E(s)$. Esta configuração permite a redução dos erros do controlador, pois a derivada do erro do sistema pode ser substituída pela leitura do giroscópio, sensor embarcado no quadricóptero que permite monitorar a velocidade angular. Comparado com o modo de controle PID tradicional, esta abordagem elimina os zeros da função de transferência, o que impede a amplificação de ruídos de alta frequência (SZAFRANSKI; CZYBA, 2011). Como resultado, a função de transferência em malha fechada é expressa por:

$$\frac{\Theta(s)}{\Theta_i(s)} = \frac{k_f \cdot l_b (K_p \cdot s + K_i)}{J_y \cdot s^3 + K_d \cdot k_f \cdot l_b \cdot s^2 + K_p \cdot k_f \cdot l_b \cdot s + K_i \cdot k_f \cdot l_b} \quad (5.7)$$

Para obter os parâmetros do controlador, é proposto que a resposta do sistema em

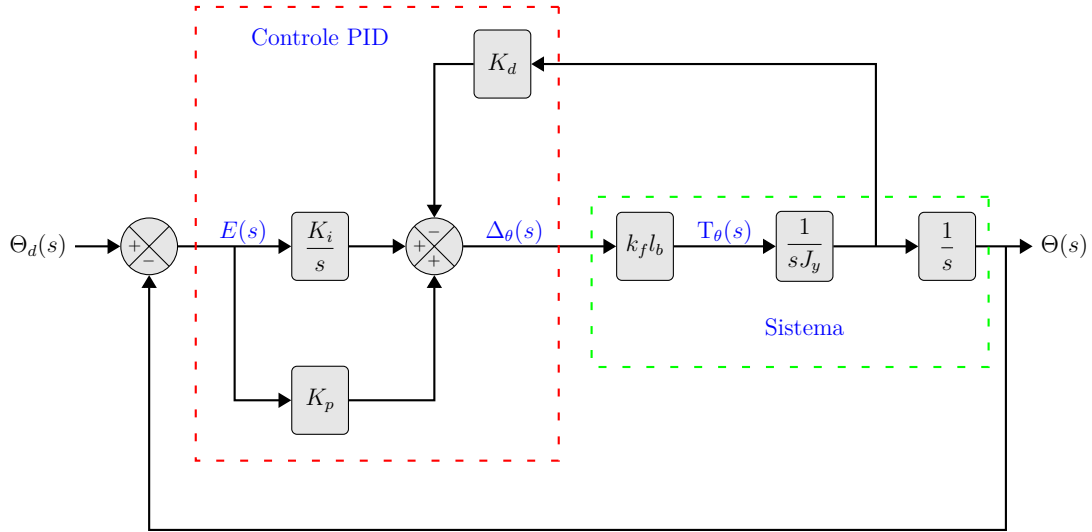


Figura 5.6 - Diagrama de blocos do controlador PID proposto para controlar o ângulo θ e modelo do sistema.

malha fechada presente o fator de amortecimento ξ maior que o fator de amortecimento desejado ξ_D . Portanto, o controlador deve atender a este requisito para ser considerado viável. Outra exigência é que o sinal $\Delta\theta(t)$, que representa a diferença de sinais enviados para controlar os motores M_3 e M_1 no domínio do tempo, nunca saia do intervalo $[-\Delta\theta_{max}, +\Delta\theta_{max}]$. Isto regula os esforços de controle e evita que algum propulsor seja desligado devido ao sinal enviado à sua ESC fora dos intervalos de operação, garantindo valor mínimo para mantê-lo ligado.

Com base nestes dois requisitos, define-se o valor de K_p do controlador de modo que, no pior cenário, ele permaneça dentro do intervalo estabelecido. Para determinar K_d , propõe-se eliminar a contribuição de K_i , zerando temporariamente este parâmetro. Isto reduz a função de transferência do sistema em malha fechada para (5.8), transformando-o no controlador Proporcional e Derivativo (PD).

$$\frac{\Theta(s)}{\Theta_i(s)} = \frac{k_f \cdot l_b \cdot K_p}{J_y \cdot s^2 + K_d \cdot k_f \cdot l_b \cdot s + K_p \cdot k_f \cdot l_b} \quad (5.8)$$

O controle PD é suficiente para controlar o quadricóptero em cenários com baixo ruído. No entanto, na presença de ruídos, é necessário implementar a ação integrativa para garantir que o sistema elimine o erro de regime permanente. Como K_i é o último parâmetro a ser identificado, pode-se utilizar a técnica do lugar geométrico das raízes (LGR) para encontrar valores de K_i que permitam manter o valor de $\xi > \xi_D$. O PID que controla o ângulo ϕ apresenta os mesmos valores que o PID para o controle de θ , uma vez que os momentos de inércia J_x e J_y são iguais. A única diferença a ser

observada é que a diferença de sinais $\Delta_\theta(s)$ para o controle de θ torna-se $\Delta_\phi(s)$ para o controle de ϕ , o que implica que a diferença neste caso ocorre entre os sinais S_{M2} e S_{M4} , que controlam os propulsores M_2 e M_4 , respectivamente.

Para o controlador PID do ângulo ψ , a análise realizada é similar, porém a planta em si apresenta o momento de inércia diferente de ϕ e θ . Além disto, a função de transferência do atuador é modificada, uma vez que o torque τ_ψ está relacionado com a velocidade de todos os propulsores por meio da expressão (3.19), utilizando o parâmetro k_τ . Como a ESC recebe o sinal de PWM proporcional à força, é definido $k_{\tau f}$ como a grandeza que relaciona diretamente o torque τ_ψ com os sinais S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} enviados pelo gerador de PWM para as ESC. Neste trabalho, adota-se $k_{\tau f} = 0,1k_f$. Assim, a função de transferência do atuador para controlar ψ é dada por (5.9), em que $\Delta_\psi(s)$ é a variável no domínio da frequência que representa a diferença entre a soma de S_{M2} e S_{M4} e a soma de S_{M1} e S_{M3} .

$$\frac{T_\psi(s)}{\Delta_\psi(s)} = k_{\tau f} \quad (5.9)$$

5.4.3 Integração das ações de controle

Sendo $\Delta_\phi(t)$, $\Delta_\theta(t)$ e $\Delta_\psi(t)$ as saídas dos três controladores no domínio do tempo, é possível controlar o quadricóptero ajustando os sinais de controle enviados ao gerador de PWM para S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} , a fim de garantir os torques τ_ϕ , τ_θ e τ_ψ estabelecidos pelo controle PID. Para obter os quatro sinais enviados às ESC para controlar os propulsores, utiliza-se:

$$\begin{bmatrix} S_{M1} \\ S_{M2} \\ S_{M3} \\ S_{M4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_m - (1 - \sigma) \cdot \Delta_\theta - \Delta_\psi \\ V_m + \sigma \cdot \Delta_\phi + \Delta_\psi \\ V_m + \sigma \cdot \Delta_\theta - \Delta_\psi \\ V_m - (1 - \sigma) \cdot \Delta_\phi + \Delta_\psi \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

no qual V_m representa a constante que determina a força de empuxo médio para cada propulsor e σ é o parâmetro que determina a divisão dos esforços de controle entre os motores responsáveis por produzir os torques τ_ϕ e τ_θ , assumindo valores no intervalo $[0, 1]$. Embora a força de sustentação não seja necessária para o funcionamento do sistema no simulador linear, o parâmetro V_m é importante para garantir que todos os propulsores permaneçam ligados, mesmo quando a saída dos três controladores individuais estiver saturada no valor máximo ou mínimo. Portanto, define-se o valor de V_m de forma que ele seja maior que o sinal $S_{M_{min}} + \sigma \cdot \Delta_{\phi_{max}} + \Delta_{\psi_{max}}$, no qual

$S_{M_{min}}$ é o menor sinal que pode ser enviado à ESC para acionar o propulsor.

5.4.4 Testes utilizando o simulador não linear e o protótipo

Ao utilizar o sistema de controle integrado no simulador não linear e na bancada, é possível realizar ensaios em ambos os ambientes. Os testes podem ser conduzidos simultaneamente, porém cada experimento é inicialmente realizado no simulador não linear e depois na bancada. O fluxograma da Figura 5.1 ilustra esta sequência, destacada pelo ① no bloco de testes utilizando o simulador não linear e pelo ② nos testes utilizando a bancada.

A avaliação do desempenho dos controladores pode ser realizada por meio de testes em diferentes cenários. A simulação é dividida em duas regiões distintas: i) região sem controle ativo, denominada RS e ii) região com controle ativo, denominada RC. Na região RS, que corresponde à fase inicial da simulação antes de ativar o sistema de controle, a velocidade dos propulsores permanece constante, e os sinais filtrados das variáveis controladas ϕ , θ e ψ partem do valor *zero* e atingem seus valores reais. O início da região RC ocorre quando o sistema de controle PID é ativado, levando as variáveis ϕ , θ e ψ a se movimentarem em direção a ϕ_d , θ_d e ψ_d , respectivamente, em cada cenário analisado. Nesta região, a velocidade dos propulsores varia para garantir os torques definidos pelo sistema de controle implementado.

Nesta metodologia, é proposto realizar testes de controle PID em ambos os ambientes, no simulador não linear em ① e no quadricóptero presente na bancada em ②, todos identificados na Figura 5.1. Estes testes são conduzidos nos mesmos cenários previamente analisados no simulador. Esta abordagem permite a comparação direta entre as respostas obtidas nos dois ambientes, fornecendo avaliação mais completa e precisa do desempenho do sistema de controle desenvolvido para a bancada. Esta comparação contribui para a validação confiável do controle PID e a adaptação do simulador para o ambiente real.

5.4.5 Validação da bancada para teste

Ao comparar os resultados obtidos pela bancada com os resultados do simulador não linear, busca-se validar o simulador proposto para o quadricóptero. Para esta validação, tanto a diferença média absoluta $D_{MA_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$, dada por (5.11), quanto o erro percentual médio absoluto $E_{A_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$, dado por (5.12) são utilizados. O cálculo da $D_{MA_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$ é realizado tomando a média dos valores absolutos das diferenças individuais das magnitudes entre os valores obtidos na simulação e na bancada.

Na $D_{MA(\phi),(\theta),(\psi)}$, $e_{(\phi),(\theta),(\psi)}(i)$ representa o erro observado pela amostra i da série temporal, e N é o número total de amostras da série temporal. Esta métrica captura a discrepância observada pelas amostras nas séries temporais, considerando a magnitude média das diferenças entre os valores correspondentes.

$$D_{MA(\phi),(\theta),(\psi)} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N |e_{(\phi),(\theta),(\psi)}(i)| \quad (5.11)$$

$$E_{A(\phi),(\theta),(\psi)} = \left| \frac{V_{NA_s(\phi),(\theta),(\psi)} - V_{NA_p(\phi),(\theta),(\psi)}}{V_{NA_s(\phi),(\theta),(\psi)}} \right| \quad (5.12)$$

A expressão (5.12) é utilizada para calcular o desvio percentual entre os ângulos normalizados, obtidos tanto na forma simulada $V_{NA_s(\phi),(\theta),(\psi)}$ quanto na forma prática $V_{NA_p(\phi),(\theta),(\psi)}$. A expressão para $E_{A(\phi),(\theta),(\psi)}$ permite a medição do desvio individual para E_{A_ϕ} , E_{A_θ} , e E_{A_ψ} . O cálculo de $E_{A(\phi),(\theta),(\psi)}$ requer a normalização dos valores obtidos na simulação e na bancada para padronizar as escalas das variáveis, tornando-as comparáveis e facilitando a análise de $E_{A(\phi),(\theta),(\psi)}$, visto que estas variáveis possuem faixas de valores diferentes (BULHOES et al., 2020).

Os dados são normalizados por (5.13). Nesta expressão, $\min(\phi), (\theta), (\psi)$ representa os valores mínimos dos ângulos individualmente, $\max(\phi), (\theta), (\psi)$ representa os valores máximos dos ângulos individualmente, e $V_{NA(\phi),(\theta),(\psi)}$ representa os valores normalizados, que estão contidos no intervalo $[0, 1]$. Se os valores de $D_{MA(\phi),(\theta),(\psi)}$ obtidos na bancada diferirem significativamente daqueles obtidos pelo simulador não linear, é necessário analisar e identificar a leitura dos ruídos presentes na bancada. Uma vez identificados, estes ruídos devem ser incorporados ao simulador não linear. Após inserir os ruídos no simulador, novos testes são realizados em diferentes cenários. Para identificar os ruídos, os dados dos sensores inerciais são coletados e processados para determinar suas características espectrais e intensidade.

$$V_{NA(\phi),(\theta),(\psi)} = \frac{D_{MA(\phi),(\theta),(\psi)} - \min(\phi), (\theta), (\psi)}{\max(\phi), (\theta), (\psi) - \min(\phi), (\theta), (\psi)} \quad (5.13)$$

Ao normalizar as variáveis, busca-se garantir que todas tenham influência proporcional durante o cálculo do $E_{A(\phi),(\theta),(\psi)}$, evitando que aquelas com valores mais elevados dominem o processo de avaliação em relação às variáveis com valores mais baixos. Esta métrica expressa o desvio médio percentual entre os valores, indicando a precisão do modelo em termos percentuais. Como os valores são normalizados, pode-se calcular o erro percentual médio absoluto global $E_{a_{global}}$ do modelo, que é a média de $E_{A(\phi),(\theta),(\psi)}$ para todos os ângulos ϕ , θ e ψ . Assim, é definido o parâmetro κ_a como

o limite de variação aceitável entre os resultados do simulador e os resultados da bancada para considerar a validação. Se o valor de $E_{a_{global}}$ obtido for menor que κ_a , o simulador proposto é considerado validado em relação à bancada. Isto indica que tanto o simulador quanto a bancada são capazes de reproduzir adequadamente a dinâmica do quadricóptero analisado.

5.5 Sistema de controle auxiliar para falhas

No fluxograma da metodologia ilustrado na Figura 5.1, os passos que seguem após a validação da bancada focam no desenvolvimento do sistema de controle auxiliar. Este desenvolvimento inclui observar, analisar e reduzir os impactos ocasionados pela perda de potência em um dos propulsores. A metodologia para desenvolver este sistema de controle auxiliar é dividida em quatro etapas principais. Primeiro, define-se cenários para simular a falha no propulsor, permitindo o entendimento detalhado das condições adversas. Em seguida, realiza-se testes na bancada e coleta os dados sobre o comportamento dos ângulos. A terceira etapa envolve o sistema de controle alternativo utilizando controle por modo deslizante (SMC), que é testado no simulador não linear. Por fim, valida-se o sistema de controle proposto usando novamente a bancada, para assegurar sua eficiência e funcionalidade em condições reais.

5.5.1 Definição dos cenários de falha

Em cenários reais pode ocorrer falhas naturalmente no quadricóptero, devido a fatores externos como colisões no propulsor com corpos estranhos, como aves e árvores, e fatores internos, como o superaquecimento do conversor de potência da controladora de velocidade. Neste estudo, a perda de potência de um propulsor específico é simulada artificialmente pela redução da velocidade, e esta tarefa é executada pelo algoritmo desenvolvido especificamente para esta função. O algoritmo de falha é ativado quando o quadricóptero está com o sistema de controle ativo (RC) operacional e os ângulos ϕ , θ e ψ estabilizados. Para desenvolver o algoritmo de falha, algumas configurações são necessárias, incluindo: i) determinar qual propulsor sofrerá a falha, ii) definir quando a falha deve começar, e iii) estabelecer a magnitude da falha. A escolha do propulsor para simular o cenário de falha é arbitrária e não afeta o estudo, pois o quadricóptero é simétrico, permitindo usar qualquer um dos quatro propulsores e obter resultados consistentes.

Uma vez escolhido o propulsor para simular o cenário de falha, ele é utilizado em todos os experimentos para padronizar os resultados e facilitar a análise dos efeitos

na dinâmica do quadricóptero. Após definir qual propulsor sofrerá a falha, o próximo passo é determinar quando a falha deve começar. Assim, define-se o tempo de falha t_F como o intervalo desde o início da operação do sistema de controle PID até que o algoritmo de falha seja acionado. A Figura 5.7 ilustra a velocidade hipotética do propulsor afetado, introduzida em t_F segundos após o sistema de controle ser ativado, marcando o início do algoritmo de falha que reduz a potência do propulsor selecionado. Neste momento inicia a região de falha (RF).

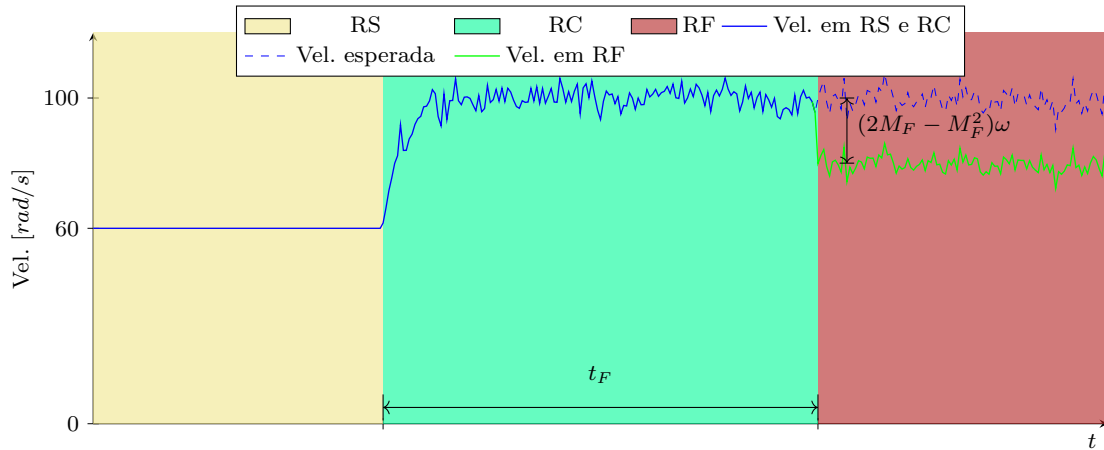


Figura 5.7 - Representação hipotética da velocidade do propulsor com falha de $M_F = 10\%$.

A Figura 5.7 ilustra as regiões RC e RF. Após escolher o propulsor e o tempo de falha, o próximo passo é definir a magnitude da falha M_F , que controla o percentual da força reduzida artificialmente do propulsor escolhido. A redução de M_F na força original do propulsor provoca redução de $2M_F - M_F^2$ em sua velocidade original. O intervalo analisado é $M_F = [0\% : p_{ss}\% : M_{F_{max}}\%]$, no qual p_{ss} é o passo no intervalo. Na Figura 5.7, na região RF, a curva na cor verde representa a velocidade atual do propulsor com falha de $M_F = 10\%$, enquanto o sinal na cor azul pontilhado representa a velocidade do propulsor caso estivesse operando sem falha. O parâmetro $M_{F_{max}}$ é determinado experimentalmente com testes para indicar o limiar no qual é possível reverter os efeitos produzidos pela perda de potência e estabilizar o quadricóptero.

Com o sistema propulsor escolhido, os testes são executados para observar o comportamento do quadricóptero diante da perda de potência de um dos propulsores. Assim, o algoritmo de simulação de falhas é implementado no controlador do quadricóptero, permitindo a realização de experimentos controlados. Cada cenário, variando o fator

de falha M_F , é analisado individualmente para examinar os efeitos nos ângulos ϕ , θ , ψ e na estabilidade do quadricóptero. Para padronizar os experimentos e facilitar a comparação entre diferentes cenários, as condições iniciais ϕ_i , θ_i e ψ_i são configuradas manualmente para serem semelhantes no momento de ativação do sistema de controle PID.

Este procedimento assegura a uniformidade dos resultados e permite análise detalhada das variações dos ângulos à medida que a magnitude da falha aumenta. Além disto, é fundamental realizar testes empíricos para determinar o $M_{F_{max}}$, que é o ponto em que o sistema se torna instável para pelo menos um dos ângulos. Para isto, o valor de M_F é gradualmente aumentado durante os testes preliminares até a identificação da instabilidade.

5.5.2 Coleta e análise dos ângulos durante falhas

Os testes realizados no quadricóptero geram dados que são coletados e armazenados para análise. Os principais dados armazenados são os ângulos ϕ , θ , ψ , juntamente com os sinais transmitidos pela controladora para as quatro ESC, S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} . Além disto, o tempo de cada amostra é dado relevante, pois permite a construção das séries temporais. Após a coleta, a controladora reúne C_n amostras de cada variável e as transmite via rede sem fio para o servidor, que segue arquitetura cliente/servidor, no qual a controladora atua como cliente e o software no computador, como servidor. Este software é responsável por armazenar todos os dados enviados pela controladora no banco de dados MySQL, facilitando assim a busca, utilização e manipulação dos dados para a obtenção das informações necessárias. No processo de análise dos resultados, propõe-se a adaptação e alimentação do simulador com base no modelo matemático, utilizando os valores iniciais dos experimentos ϕ_i , θ_i e ψ_i , o tempo de início do controle t_i e o momento em que a falha ocorre $t_i + t_F$.

Este procedimento visa verificar se o simulador não linear desenvolvido é capaz de reproduzir o comportamento dinâmico do quadricóptero quando ocorre a falha em um dos propulsores. Os resultados obtidos com o simulador são então comparados com os dados coletados na bancada. Esta comparação tem como objetivo verificar se o simulador não linear é capaz de representar o quadricóptero da bancada em cenários de falha. Para esta análise, são utilizadas tanto a diferença média quadrática $D_{MQ_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$ dada por (5.14), quanto o erro percentual quadrático $E_{Q_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$ dado por (5.15). Em (5.14), $e_{(\phi),(\theta),(\psi)}(i)$ representa o erro observado pela amostra i da série temporal, i_0 é a primeira amostra da série temporal após o início da falha e N é o número total de amostras da série temporal. Esta métrica é escolhida pois

penaliza o sistema que apresenta erro com amplitude maior.

$$D_{MQ(\phi),(\theta),(\psi)} = \sqrt{\frac{1}{N - i_0} \sum_{i=i_0}^N \left(e_{(\phi)(\theta)(\psi)}(i) \right)^2} \quad (5.14)$$

$$E_{Q(\phi),(\theta),(\psi)} = \left| \frac{V_{NQ_s(\phi),(\theta),(\psi)} - V_{NQ_p(\phi),(\theta),(\psi)}}{V_{NQ_s(\phi),(\theta),(\psi)}} \right| \quad (5.15)$$

A expressão (5.15) é utilizada para calcular o desvio percentual entre os ângulos normalizados, obtidos tanto na simulação $V_{NQ_s(\phi),(\theta),(\psi)}$ quanto no experimento de bancada $V_{NQ_p(\phi),(\theta),(\psi)}$. A expressão para $E_{Q(\phi),(\theta),(\psi)}$ permite a medição do desvio individual para E_{Q_ϕ} , E_{Q_θ} , e E_{Q_ψ} . Os dados são normalizados por (5.16), no qual $\min(\phi), (\theta), (\psi)$ representa os valores mínimos dos ângulos individualmente, $\max(\phi), (\theta), (\psi)$ representa os valores máximos dos ângulos individualmente, e $V_{NQ(\phi),(\theta),(\psi)}$ representa os valores normalizados, contidos no intervalo $[0, 1]$.

$$V_{NQ(\phi),(\theta),(\psi)} = \frac{D_{MQ(\phi),(\theta),(\psi)} - \min(\phi), (\theta), (\psi)}{\max(\phi), (\theta), (\psi) - \min(\phi), (\theta), (\psi)} \quad (5.16)$$

Como todos os valores dos ângulos estão normalizados entre $[0, 1]$, pode-se calcular o erro percentual médio quadrático global $E_{q_{global}}$ de forma que o erro global seja a média de $E_{Q(\phi),(\theta),(\psi)}$ para todos os ângulos ϕ , θ e ψ . Assim, é definido o parâmetro κ_q como o limite de variação aceitável entre os resultados do simulador e os resultados da bancada para considerar a validação. Se o valor de $E_{q_{global}}$ obtido for menor que κ_q , pode-se desenvolver o algoritmo de controle auxiliar e testar no simulador antes de implementá-lo na bancada. Isto acelera o desenvolvimento do algoritmo, uma vez que pode-se realizar vários experimentos em tempo reduzido. Por fim, é proposto algoritmo de controle auxiliar para diminuir os impactos negativos da perda de potência no propulsor com falha, permitindo que o quadricóptero possa restabelecer, até certo nível de controle, os ângulos de rotação.

5.5.3 Desenvolvimento de sistema de controle auxiliar SMC

A metodologia proposta busca analisar e intervir em falhas que gerem forças inferiores a $1 - M_F$ da força esperada do propulsor. Portanto, esta abordagem é aplicável apenas em cenários em que não ocorre o desligamento total de um dos propulsores. No entanto, falhas que levam ao desligamento completo do sistema propulsor geralmente apresentam sintomas antes do desligamento total. Assim, esta metodologia visa atuar nos estágios iniciais das falhas para controlar o equipamento. Quando a falha é detectada, o sistema de controle auxiliar entra em operação imediatamente,

com tempo necessário para que a controladora detecte o problema em um dos propulsores e inicie medidas preventivas.

A controladora então altera o algoritmo de controle e suaviza os esforços de controle no propulsor com defeito, adaptando o quadricóptero para o novo cenário, o de falha. O intervalo entre o início da falha e a detecção para a mudança de controle é denominado de Δ_d . A partir deste momento, o sistema de controle auxiliar assume o controle, e esta região é referida como a região com controle auxiliar ativo (RCA). Propõe-se a utilização de controle auxiliar com a técnica de controle por modos deslizantes (SMC) para amenizar os efeitos da falha, principalmente nos ângulos ϕ e θ , responsáveis pela estabilização do quadricóptero. O controle SMC é implementado separadamente, levando em consideração os efeitos observados em ϕ , θ e ψ .

A lei de controle utilizada é dada por (4.9), no qual os parâmetros λ , k_1 e k_2 são selecionados de forma a atender à teoria de Lyapunov, garantindo estabilidade assintótica ao sistema. A Tabela 5.2 dispõe os parâmetros do controlador SMC para o controle individual de cada ângulo. O sinal de erro $e(t)$ para cada ângulo é definido como a diferença entre o valor desejado deste ângulo e o valor medido pelo sensor. Assim, existem três superfícies de deslizamento $S_{d\phi}$, $S_{d\theta}$ e $S_{d\psi}$ para o controle SMC, como dado em (4.7). A partir das expressões (3.12), (4.8) e (4.9), pode-se determinar os torques necessários para estabilizar os ângulos do sistema: o torque τ_ϕ dado por (5.17), o torque τ_θ dado por (5.18) e o torque τ_ψ dado por (5.19).

Tabela 5.2 - Parâmetros do controlador SMC proposto.

Ângulo	Erro	Lyapunov		
	$e(t)$	λ	k_1	k_2
ϕ	$e_\phi = \phi_d - \phi$	λ_ϕ	k_{1_ϕ}	k_{2_ϕ}
θ	$e_\theta = \theta_d - \theta$	λ_θ	k_{1_θ}	k_{2_θ}
ψ	$e_\psi = \psi_d - \psi$	λ_ψ	k_{1_ψ}	k_{2_ψ}

$$\tau_\phi = -(J_y - J_z)\dot{\theta}\dot{\psi} + J_x\ddot{\phi}_d + J_x(\lambda_\phi + k_{1_\phi})\dot{e}_\phi + J_x\lambda_\phi k_{1_\phi}e_\phi + J_x k_{2_\phi} \text{snl}(s_{d\phi}) \quad (5.17)$$

$$\tau_\theta = -(J_z - J_x)\dot{\phi}\dot{\psi} + J_y\ddot{\theta}_d + J_y(\lambda_\theta + k_{1_\theta})\dot{e}_\theta + J_y\lambda_\theta k_{1_\theta}e_\theta + J_y k_{2_\theta} \text{snl}(s_{d\theta}) \quad (5.18)$$

$$\tau_\psi = -(J_x - J_y)\dot{\phi}\dot{\theta} + J_z\ddot{\psi}_d + J_z(\lambda_\psi + k_{1_\psi})\dot{e}_\psi + J_z\lambda_\psi k_{1_\psi}e_\psi + J_z k_{2_\psi} \text{snl}(s_{d\psi}) \quad (5.19)$$

A expressão (3.19) estabelece a relação entre os torques e as velocidades dos propulsores. Com o objetivo de reduzir os esforços no propulsor defeituoso e manter a força total aplicada aos quatro motores, garantindo a estabilidade da altitude e

possibilitando a aplicação da metodologia em quadricópteros comerciais, três regras são implementadas no sistema de controle auxiliar: i) colocar saturação no atuador defeituoso, ii) retirar o controle de inclinação do atuador defeituoso e iii) distribuir a força de sustentação necessária entre os outros três atuadores. O atuador com defeito tem sua velocidade limitada em amplitude para evitar sobrecargas que possam agravar a falha ou prolongar a usabilidade do equipamento com defeito, isto é necessário para manter o controle do quadricóptero.

Seguindo esta metodologia, a controladora envia o sinal de controle ao sistema propulsor com amplitude máxima de $A_{max} = \frac{(1+\eta) \cdot V_m}{1-M_F}$, garantindo que sua força real não exceda η da força de empuxo média dada por V_m , necessária para a sustentação original do quadricóptero, no qual η é o coeficiente que está relacionado ao percentual do valor da potência nominal do propulsor defeituoso. Portanto, para determinar A_{max} , o sistema de controle auxiliar necessita conhecer a amplitude da falha no propulsor, informação obtida comparando a velocidade atual com a velocidade desejada. Uma vez que o atuador defeituoso esteja saturado, o próximo passo é retirar o controle do ângulo θ , se a falha ocorrer nos propulsores M_1 e M_3 , ou o controle do ângulo ϕ , se a falha ocorrer nos propulsores M_2 e M_4 . O sinal enviado ao propulsor defeituoso S_{M_j} é composto da força de sustentação e do torque τ_ψ para auxiliar no controle do ângulo ψ e é dado por (5.20), no qual $\Delta_{\psi_{max}}$ representa o valor máximo que a variável Δ_ψ pode assumir e o subíndice j indica qual é ele.

$$S_{M_j} = \frac{(1 + \eta)V_m - \Delta_{\psi_{max}} + (-1)^j \Delta_\psi}{1 - M_F} \quad (5.20)$$

Quando a responsabilidade pelo controle do ângulo ϕ ou θ é retirada do propulsor defeituoso, esta função é completamente assumida pelo propulsor localizado geograficamente oposto. A Figura 5.8 ilustra os sinais de controle enviados aos propulsores, dependendo de qual propulsor está com falha. Desta forma, a força de sustentação é distribuída entre os outros três propulsores como: i) a variação da força de sustentação para o controle do ϕ ou θ é realizada pelo propulsor oposto ao defeituoso e ii) a variação da força de sustentação natural do propulsor defeituoso. A variação da força de sustentação para o controle de ϕ ou θ é igualmente distribuída entre os propulsores laterais ao defeituoso. Na Figura 5.8, as componentes na cor azul representam o controle do ângulo ϕ ou θ executado pelo propulsor oposto, bem como sua distribuição aos propulsores laterais para equilibrar a força de sustentação. A variação da força de sustentação natural ocasionada pelo propulsor defeituoso é dividida igualmente entre os demais propulsores, como indicado pelas componentes na cor

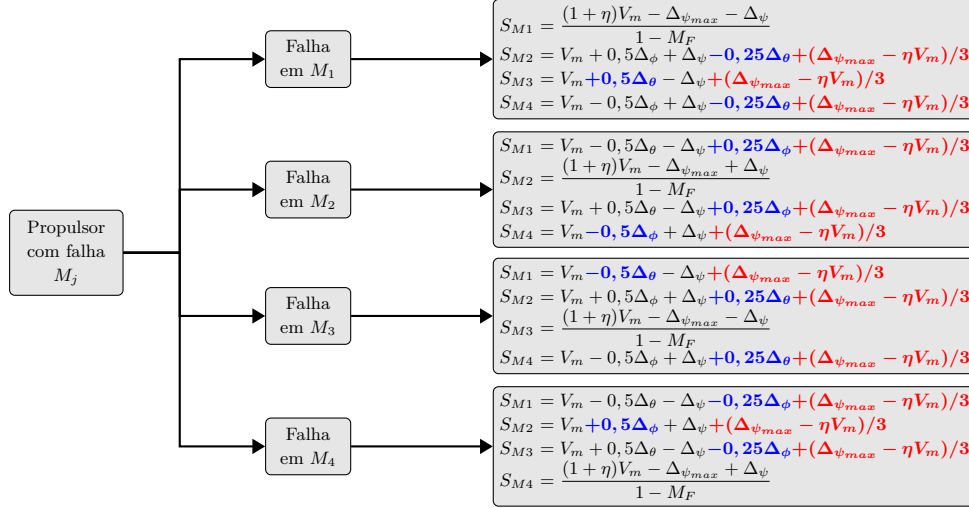


Figura 5.8 - Definição de S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} dependendo do propulsor com falha.

vermelha.

5.5.4 Teste e validação do controle auxiliar

O algoritmo proposto é testado utilizando o simulador com base no modelo matemático. Esta abordagem permite a realização de testes preliminares sem a necessidade de dispositivos físicos, como rolamentos e baterias do quadricóptero, para o desenvolvimento e ajuste do sistema de controle auxiliar. Além disto, o uso do modelo matemático reduz significativamente o tempo gasto nos testes e na análise dos resultados, além de agilizar o processo de reconfiguração e ajuste dos parâmetros do controlador proposto. Os resultados obtidos com o sistema de controle auxiliar são comparados com os resultados previamente observados, nos quais apenas o sistema de controle PID estava em operação. Para avaliar o desempenho do sistema de controle auxiliar, utiliza-se (5.14), com o objetivo de minimizar os impactos da falha.

O parâmetro γ é definido como o valor desejado da diferença obtida pela aplicação de (5.14) na simulação com o controle auxiliar e na bancada com o controle PID. Se os resultados indicarem redução maior que γ , especialmente nos ângulos mais afetados pela falha, o sistema de controle auxiliar proposto por modos deslizantes (SMC) é então validado experimentalmente na bancada. O objetivo é atenuar os efeitos ocasionados pela perda de potência em um dos propulsores, sendo considerado validado se os resultados experimentais na região com controle SMC ativo (RCA) se aproximarem dos obtidos pelo simulador, reduzindo os erros nos ângulos analisados e melhorando a estabilização do quadricóptero. Para isto, novamente utiliza-se (5.14)

e (5.15).

5.6 Considerações parciais

Neste capítulo foi proposto a metodologia utilizada para obter os parâmetros construtivos do sistema propulsor. Este capítulo também propôs a metodologia para o desenvolvimento da bancada para realizar ensaios não destrutivos em quadricópteros. Além disto, foi apresentado método para simular falha em um dos propulsores, assim como o método para atenuar os efeitos da mesma na dinâmica do quadricóptero. O próximo capítulo apresenta os resultados da aplicação da metodologia proposta.

CAPÍTULO 6

RESULTADOS

Neste capítulo são apresentados os resultados da aplicação da metodologia proposta. São descritas as etapas para levantar a força de empuxo dos propulsores do quadricóptero. Apresenta-se os resultados da bancada que representa o comportamento dinâmico do quadricóptero. Além disto, apresenta-se o sistema de controle auxiliar implementado para atuar quando é detectada a diminuição na potência de algum dos quatro propulsores. Esta análise inclui comparações entre os resultados simulados e práticos, seguida pela discussão sobre os achados.

6.1 Características técnicas da bancada para teste

Inicialmente, a bancada foi concebida para habilitar todos os movimentos rotacionais do quadricóptero, uma vez que estes movimentos são fundamentais para a realização dos três movimentos lineares restantes. Além disto, definiu-se que não deveria haver nenhum deslocamento linear, resultando na manutenção do centro do quadricóptero na origem do referencial inercial \mathcal{F}_i . Conseqüentemente, independentemente das rotações efetuadas, o quadricóptero sempre manteria o ponto de origem do referencial fixado no corpo \mathcal{F}_c no mesmo local que o ponto de origem do referencial inercial \mathcal{F}_i .

O intervalo dos valores dos ângulos ϕ e θ foi estabelecido considerando o parâmetro $\alpha = 0, 1$, assegurando que o erro máximo da aproximação de $\cos(\phi) = 1$ permaneça abaixo de 10% nas extremidades operacionais. Com base no valor definido para α , os limites operacionais foram determinados através de (5.1), com os resultados dispostos na Tabela 6.1. Observa-se que o ângulo ψ não possui restrições, permitindo que o quadricóptero realize rotações em torno do eixo z mantendo-o inalterado.

Tabela 6.1 - Intervalo de atuação dos ângulos.

Ângulo	Mínimo	Máximo
ϕ	-25°	$+25^\circ$
θ	-25°	$+25^\circ$
ψ	-180°	$+180^\circ$

Para determinar o parâmetro de massa total M_t do quadricóptero, é necessário inicialmente calcular a força de empuxo do sistema propulsor, permitindo assim que o quadricóptero possa sustentar-se quando os quatro propulsores estiverem operando com $\approx 50\%$ de sua capacidade máxima de empuxo. A seleção deste sistema propul-

sor encontra-se interligada à escolha das baterias empregadas. Neste estudo, foram utilizadas baterias de alta potência à base de Lítio (LI-PO) com tensão nominal de $11,1\text{ V}$ e faixa de operação situada entre 10 V e 12 V . O sistema propulsor adotado foi o motor *brushless* modelo A2212, selecionado por sua compatibilidade com a bateria escolhida e sua relação de 2200 rpm/V . A hélice escolhida foi o modelo 1045, com raio $r_h = 10,7\text{ cm}$. Após a determinação destes componentes, prosseguiu-se com o desenvolvimento da planta para a estimação dos parâmetros do sistema propulsor.

6.1.1 Parâmetro k_f do sistema propulsor

A planta para a identificação de k_f foi desenvolvida sem a elaboração prévia de desenho tridimensional, seguindo a configuração apresentada na Figura 6.1 (a), em que a planta está na condição desativada e destaca todos os seus componentes. Nesta configuração, o motor M_1 e a hélice estão posicionados na extremidade direita da haste, enquanto o dispositivo de medição da força foi colocado no lado esquerdo. Adicionalmente, foram incorporados dois mancais na cor verde, nos quais foram inseridos rolamentos, visando minimizar o atrito na haste, facilitando o movimento.

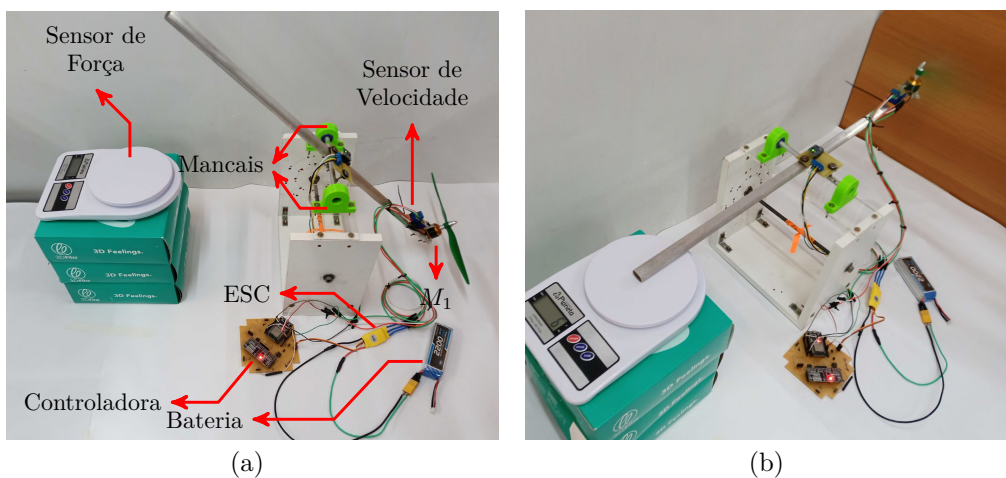


Figura 6.1 - Protótipo da planta para obtenção de k_f : (a) desligado e (b) ligado.

Ainda na Figura 6.1 (a), observa-se a fonte de alimentação selecionada para o quadricóptero e suas interconexões elétricas com o ESC que alimenta o sistema propulsor. O controle é responsável por enviar o sinal PWM ao ESC, assim como por coletar e transmitir informações para o banco de dados. Para esta finalidade, a controladora Esp 32 foi empregada, acompanhada do módulo PCA 9685, utilizado como gerador de PWM para o ESC, obedecendo o sinal S_{M1} enviado pela controladora.

A balança de precisão foi adotada como sensor de força, enquanto para a medição de velocidade, desenvolveu-se *encoder* utilizando diodo infravermelho, fototransistor e faixa preta envolvendo a lateral do motor, deixando exposta apenas a área capaz de refletir o sinal infravermelho. A detecção do número de rotações por segundo ocorre quando o motor atravessa esta região, refletindo a luz infravermelha e ativando o fotodiodo para conduzir corrente elétrica.

A Figura 6.1 (b) apresenta o sistema em operação, na qual a haste encontra-se na posição horizontal, exercendo pressão sobre a balança. Neste momento, a balança registra 6 g enquanto o motor gira a 298 rad/s. Este experimento mede a força de empuxo em regime permanente do sistema propulsor, e portanto, incapaz de medir a resposta transitória deste atuador. O cálculo da força gerada pelo motor nesta configuração envolve variáveis além da massa medida pela balança, incluindo a massa do motor, da hélice e suas respectivas distâncias em relação ao centro da gangorra. A Tabela 6.2 dispõe a massa dos componentes que influenciam a medição da força e suas disposições em relação ao centro da gangorra.

Tabela 6.2 - Distribuição das peças do protótipo usado para obter k_f .

Peça	Massa [g]	Distância [cm]
Motor	61	30
Hélice	12	30
Haste	46	–
Sensor de Velocidade	12	25
Balança	–	30

O controle da velocidade do propulsor é executado por meio da variação do sinal PWM transmitido ao ESC. Conseqüentemente, o ajuste da velocidade é obtido ao modificar o sinal S_{M1} enviado pela controladora para o módulo encarregado de gerar o sinal PWM. O sinal S_{M1} de valor *zero* desliga o propulsor, enquanto o valor de $S_{M1} = 100$ faz o propulsor operar em sua máxima rotação. Portanto, para alcançar velocidades intermediárias do sistema propulsor, é necessário enviar sinal S_{M1} correspondente à velocidade desejada, contido no intervalo $[0, 100]$.

A Figura 6.2 apresenta os resultados em regime permanente obtidos na planta durante experimentos nos quais o sinal S_{M1} foi modificado no intervalo $[10, 75]$. Dentro deste intervalo, o total de quatorze experimentos foram realizados, com valores distintos para o sinal S_{M1} , equidistantes em cinco unidades $[10, 15, 20, \dots, 75]$. Na Figura 6.2 (a), observa-se que a velocidade ω_1 do motor M_1 apresenta divergência na curvatura, não permanecendo proporcional ao longo de todo o intervalo analisado.

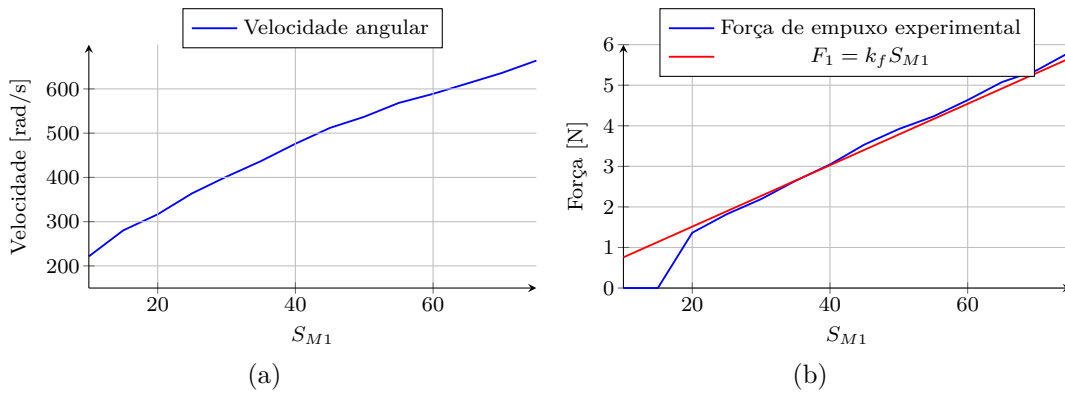


Figura 6.2 - Variáveis observadas para calcular k_f : (a) velocidade angular do motor e (b) força do motor.

Na Figura 6.2 (b), a força exercida pelo propulsor é apresentada no eixo das ordenadas em função do sinal S_{M1} . Observa-se que, para valores de $S_{M1} \leq 20$, a força F_1 permanece abaixo de 1 N, indicando que a potência do propulsor não foi suficiente para elevar a haste na posição horizontal no qual a balança está localizada. A partir de $S_{M1} = 20$, a força aumenta quase proporcionalmente ao sinal PWM aplicado. A curva na cor vermelha representa a função matemática que correlaciona o sinal S_{M1} com a força gerada pelo sistema propulsor através da constante k_f . O parâmetro k_f , obtido através da média dos quatorze experimentos, foi calculado como 0,0757 N.

Após obter a força de empuxo individual de cada propulsor, observa-se que, com os quatro propulsores operando a 50% de sua capacidade, o empuxo total alcança $\approx 14N$. Assim, o parâmetro M_t que representa a massa total do protótipo do quadricóptero não pode exceder 1,4 kg. Por fim, a extensão do braço do quadricóptero, l_b , que mede a distância do centro do corpo do quadricóptero até o centro de cada motor do sistema propulsor, foi definido considerando o comprimento da hélice escolhida ($r_h = 10,7\text{ cm}$). Para garantir que as hélices não colidam entre si e que a turbulência no corpo do quadricóptero não afete a leitura dos sensores inerciais, foi estabelecido que $l_b \geq 27,0\text{ cm}$. Com a obtenção dos intervalos operacionais de ϕ , θ e ψ , o parâmetro k_f do sistema propulsor, o valor M_t e l_b do protótipo do quadricóptero, encerra-se a fase de especificações de desempenho.

6.2 Primeira versão da bancada

Foram desenvolvidas duas versões do projeto tridimensional da bancada, cada uma com seu protótipo correspondente. A primeira versão encontrou dificuldades para

atender todas as especificações da bancada, devido a problemas identificados durante os testes iniciais. A Figura 6.3 apresenta o primeiro projeto tridimensional desenvolvido para a bancada. Este modelo é composto por várias peças, sendo a característica principal o quadricóptero com disco externo nas cores verde e roxa que contorna a bancada. O disco interno, na cor laranja, está preso a uma haste por meio de rolamentos, permitindo o movimento de ψ na bancada. O raio externo deste disco foi projetado para ter $9,5\text{ cm}$. Na lateral deste disco, há dois orifícios nos quais são inseridos os elos do quadricóptero. Estes elos são responsáveis por inclinar o quadricóptero, permitindo movimentos em ϕ e θ . Com o objetivo de reduzir o atrito, foi planejada a instalação de rolamentos nestes elos, tanto na conexão com o disco interno quanto na conexão com o corpo do quadricóptero.

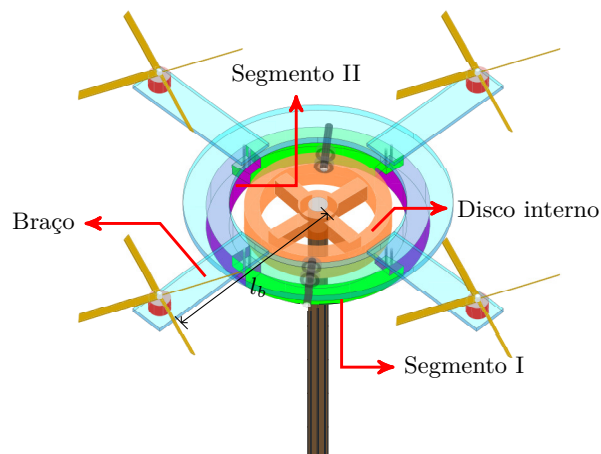


Figura 6.3 - Desenho tridimensional da primeira versão da bancada.

Para simplificar o processo de produção das peças, o disco externo que forma o corpo do quadricóptero foi projetado para ser dividido em quatro partes, permitindo a impressão em 3D. O corpo do quadricóptero consiste no disco oco representado na Figura 6.3 por dois segmentos: i) segmento I, na cor verde claro, e ii) segmento II, na cor roxa. O raio interno e externo do disco externo que compõe o corpo do quadricóptero são de 11 cm e 14 cm , respectivamente. O disco na cor azul claro acima destes segmentos foi concebido para abrigar a eletrônica embarcada, sensores e baterias. As peças retangulares conectadas aos motores funcionam como braços do quadricóptero. A distância do centro dos motores ao centro do quadricóptero é de $l_b = 27\text{ cm}$. A Tabela 6.3 dispõe as peças utilizadas, suas quantidades e os materiais em que foram fabricadas.

Tabela 6.3 - Peças da primeira versão do protótipo da bancada.

Peça	Quantidade	Material	Massa/Und. [g]
Disco interno	1	ABS	199
Rolamento	6	Aço	19
Elo	2	Aço	39
Segmento I	2	ABS	69
Segmento II	2	ABS	71
Braço	4	Acrílico	30
Total			791

A Figura 6.4 apresenta a montagem das peças após a produção. O disco na cor azul claro na Figura 6.3, originalmente planejado para ser de acrílico, não foi fabricado devido à estrutura já estar próxima do limite de $M_t = 791\text{ g}$, sem incluir os propulsores, eletrônicos e bateria. Após a montagem das peças produzidas, foram observados alguns problemas que não haviam sido identificados durante a fase de desenvolvimento do modelo computacional. O principal problema foi a não satisfação do critério de intervalo para os ângulos dispostos na Tabela 6.1, pois modificar o ângulo ϕ automaticamente alterava o ângulo θ , e vice-versa. Isto impossibilitava que a bancada permitisse que o quadricóptero exibisse dinâmica natural, uma vez que, durante o voo, os movimentos rotacionais em ϕ e θ devem ser independentes. Devido a esta limitação, as combinações de ângulos observadas não correspondiam ao planejado para ϕ e θ , seguindo a relação linear representada pela reta $\phi = -\theta$.

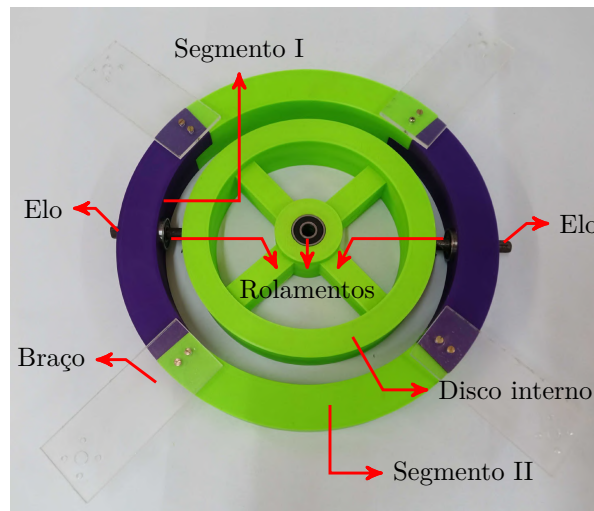


Figura 6.4 - Primeira versão do protótipo da bancada.

O segundo problema identificado impossibilitou a colocação dos sensores inerciais no centro geométrico ou próximo a ele, o que dificultaria a obtenção dos ângulos ϕ ,

θ e ψ . Isto ocorre porque o disco interno responsável pelo movimento de ψ , localizado no centro geométrico da bancada, não faz parte do quadricóptero e, portanto, não inclina. Uma possível solução para superar esta dificuldade seria instalar vários sensores inerciais ao longo do disco externo do quadricóptero e, por meio de triangulação, estimar os ângulos. Diante destes desafios, optou-se por revisar o protótipo na etapa de projeto, com o objetivo de resolver os problemas identificados e desenvolver a bancada que atenda às especificações e permita a reprodução da dinâmica natural do quadricóptero.

6.3 Segunda versão da bancada

O desenho tridimensional da bancada foi subdividido em três estruturas distintas: i) quadricóptero de testes, ii) suporte projetado para efetuar movimentos rotacionais, inclinando o quadricóptero para realizar movimentos em ϕ e θ e iii) base que tem a função de girar em torno do eixo z para executar o movimento em ψ . O desenho 3D do quadricóptero foi concebido de maneira a posicionar o corpo na área central da bancada, o que assegura a proximidade dos sensores inerciais em relação à origem do referencial fixado ao corpo \mathcal{F}_c , como apresentado na Figura 6.5. A Figura 6.5 (a) apresenta a visão 3D do quadricóptero proposto, indicando a disposição dos principais componentes, incluindo os quatro motores, o corpo do quadricóptero com altura $Q_h = 3,5 \text{ cm}$ e os braços do quadricóptero que foram modelados no desenho 3D utilizando o mesmo material dos braços da gangorra empregada para o cálculo de k_f , da Figura 6.1.

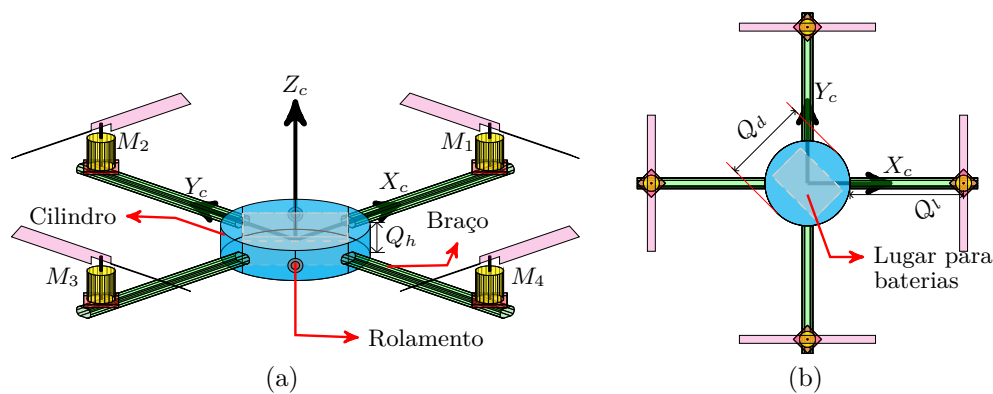


Figura 6.5 - Desenho tridimensional do quadricóptero: (a) visão em 3D e (b) visão superior.

Na Figura 6.5 (a), na região cilíndrica entre os braços que abrigam os motores M_1 ,

M_2 , M_3 e M_4 do quadricóptero, são posicionados rolamentos que estabelecem a conexão entre o quadricóptero e a bancada. Por outro lado, a Figura 6.5 (b) apresenta a visão superior do quadricóptero, indicando a organização do compartimento de baterias projetado para suportar duas baterias, proporcionando assim maior autonomia ao quadricóptero. O corpo cilíndrico do quadricóptero possui diâmetro de $Q_d = 15 \text{ cm}$, enquanto os braços se estendem do cilindro até o centro de cada motor com comprimento de $Q_l = 22 \text{ cm}$. Conseqüentemente, a distância l_b totaliza $29,5 \text{ cm}$, representando $Q_l + \frac{Q_d}{2}$.

A Figura 6.6 apresenta o quadricóptero construído, destacando os componentes como corpo, baterias, braços e propulsores (ESC, motor e hélices). A Figura 6.6 (a) apresenta a perspectiva lateral, enquanto a Figura 6.6 (b) apresenta a vista superior do quadricóptero com as baterias alocadas no compartimento. Duas baterias de 2200 mAh são utilizadas para garantir maior autonomia nos testes.

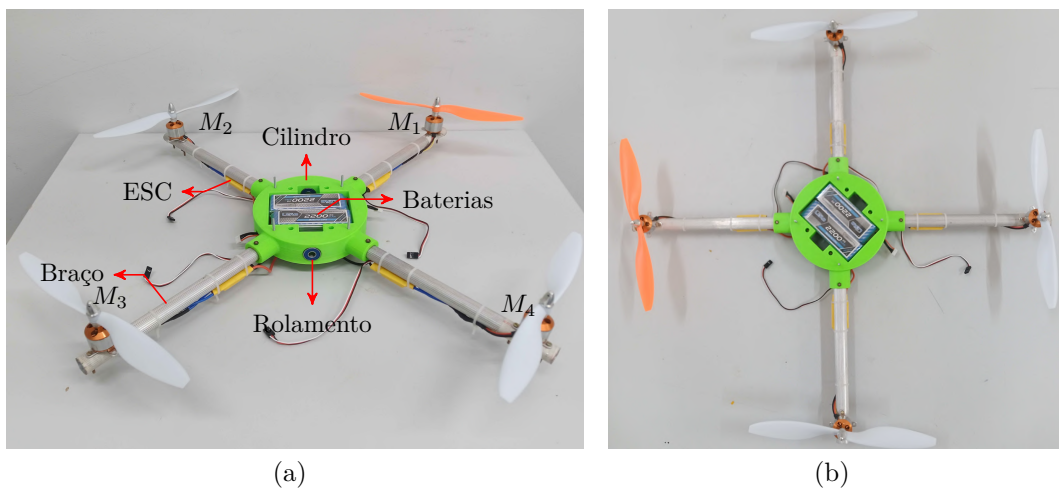


Figura 6.6 - Protótipo do quadricóptero: (a) visão em 3D e (b) visão superior.

A Tabela 6.4 dispõe a massa, quantidade e material empregado em cada componente do quadricóptero, sem a controladora e os sensores inerciais. A hélice do motor M_1 foi diferenciada das demais, sendo na cor laranjada para facilitar a identificação dos propulsores. A escolha de fabricar os braços em alumínio visou reduzir o peso, permitindo a desconsideração de sua massa durante a etapa de modelagem matemática. Portanto, o quadricóptero foi tratado como uma esfera de diâmetro Q_d com quatro massas pontuais a distância l_b do centro.

A estrutura do suporte tem o propósito de possibilitar movimentos simultâneos e

Tabela 6.4 - Peças do quadricóptero.

Peça	Quantidade	Material	Massa/U. [g]
Cilindro	1	ABS	200
Bateria	2	Lítio	190
Braço	4	Alumínio	23
ESC	4	Circuito integrado	21
Motor	4	Aço e cobre	61
Hélices	4	Plástico	12
Total			1048

independentes do quadricóptero em ϕ e θ . A Figura 6.7 (a) apresenta a vista frontal do suporte, enquanto a Tabela 6.5 dispõe suas dimensões. Este suporte é constituído por duas colunas retangulares conectadas nas extremidades inferiores através de uma semi-circunferência. Nas laterais das colunas, próximas ao topo, há a presença de dois rolamentos em cada, destinados à colocação dos conectores mecânicos.

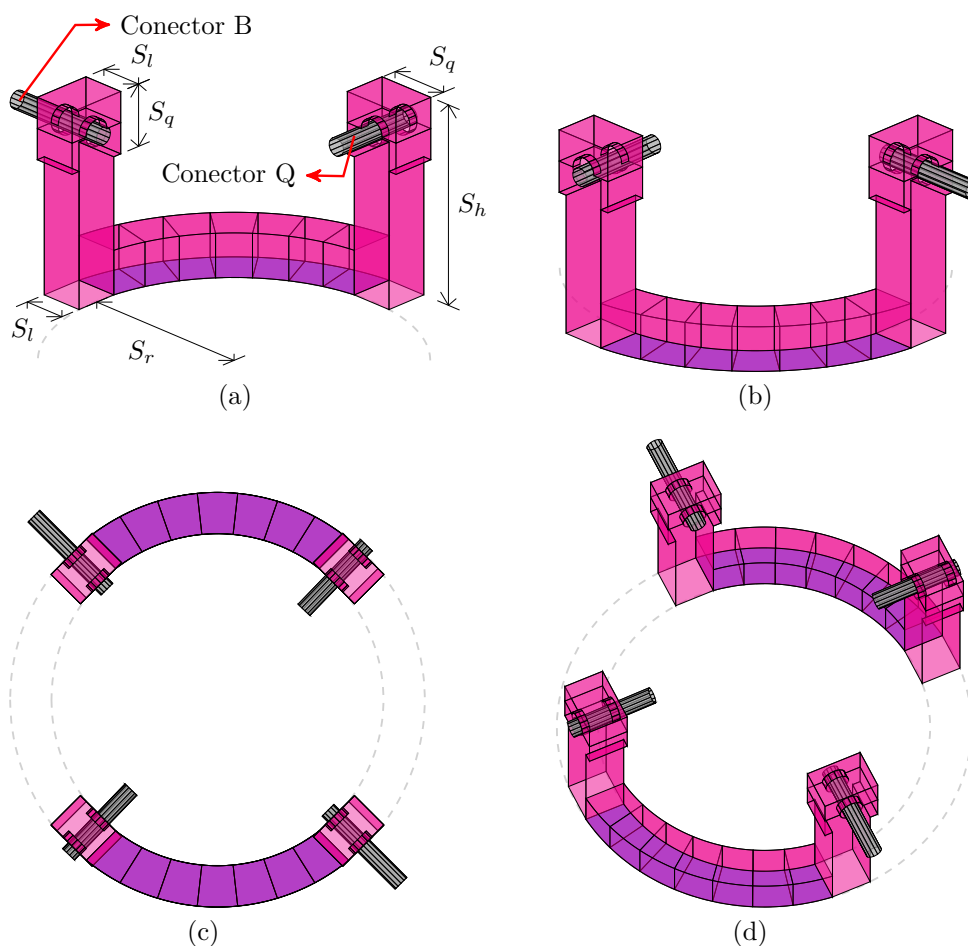


Figura 6.7 - Desenho tridimensional do suporte: (a) visão frontal, (b) visão oposta, (c) visão superior com o par e (d) visão em 3D do par.

Tabela 6.5 - Dimensões do suporte.

Parâmetro	S_r	S_l	S_q	S_h
Comprimento [cm]	9,9	2,5	3,5	10,0

Na Figura 6.7 (a), o conector Q sai do suporte em direção ao centro da semicircunferência e é acoplado ao rolamento na lateral do quadricóptero, enquanto o conector B , que sai do suporte na direção oposta ao centro da semicircunferência, se conecta à base. Nova perspectiva do suporte é apresentada na Figura 6.7 (b) com rotação de 180° . O projeto do suporte foi produzido para ser utilizado em pares, como apresentado na Figura 6.7 (c) e na Figura 6.7 (d), assim, o quadricóptero é centralizado entre os dois suportes, acoplado aos conectores Q . Bloqueando a mobilidade dos conectores B de cada suporte, realizar-se os movimentos predefinidos em ϕ e θ , como disposto na Tabela 6.1.

A Figura 6.8 apresenta o suporte confeccionado, enquanto a Tabela 6.6 dispõe os materiais que constituem o suporte, indicando a contribuição de cada componente na massa total. A massa final de cada seção do suporte totalizou 148 g , resultando em 296 g para ambas as partes. Os conectores empregados foram usinados em alumínio para garantir encaixe preciso nos rolamentos.

Tabela 6.6 - Peças do suporte.

Peça	Quantidade	Material	Massa/U. [g]
Estrutura	1	ABS	98
Conector Q	1	Alumínio	3
Conector B	1	Alumínio	3
Rolamento	4	Aço	11
Total			148

A Figura 6.8 apresenta a disposição dos conectores Q e conectores B nos dois suportes, onde os pares de conectores B estão posicionados a 180° um do outro, assim como os pares de conectores Q . Previamente à criação da base, um fixador foi fabricado para manter a haste verticalmente alinhada, evitando interferências externas na bancada. A Figura 6.9 apresenta diferentes perspectivas deste fixador, composto por três grampos tipo C com furos laterais, interligados por duas barras roscadas. Os grampos das extremidades ancoram o fixador no local de atuação da bancada. Na Figura 6.9 (a), o fixador é apoiado em uma mesa. O grampo central, instalado na direção oposta aos das extremidades, acomoda a haste da base por meio dos orifícios apresentados na Figura 6.9 (b), onde o orifício superior fixa a haste, impedindo movimentos indesejados.

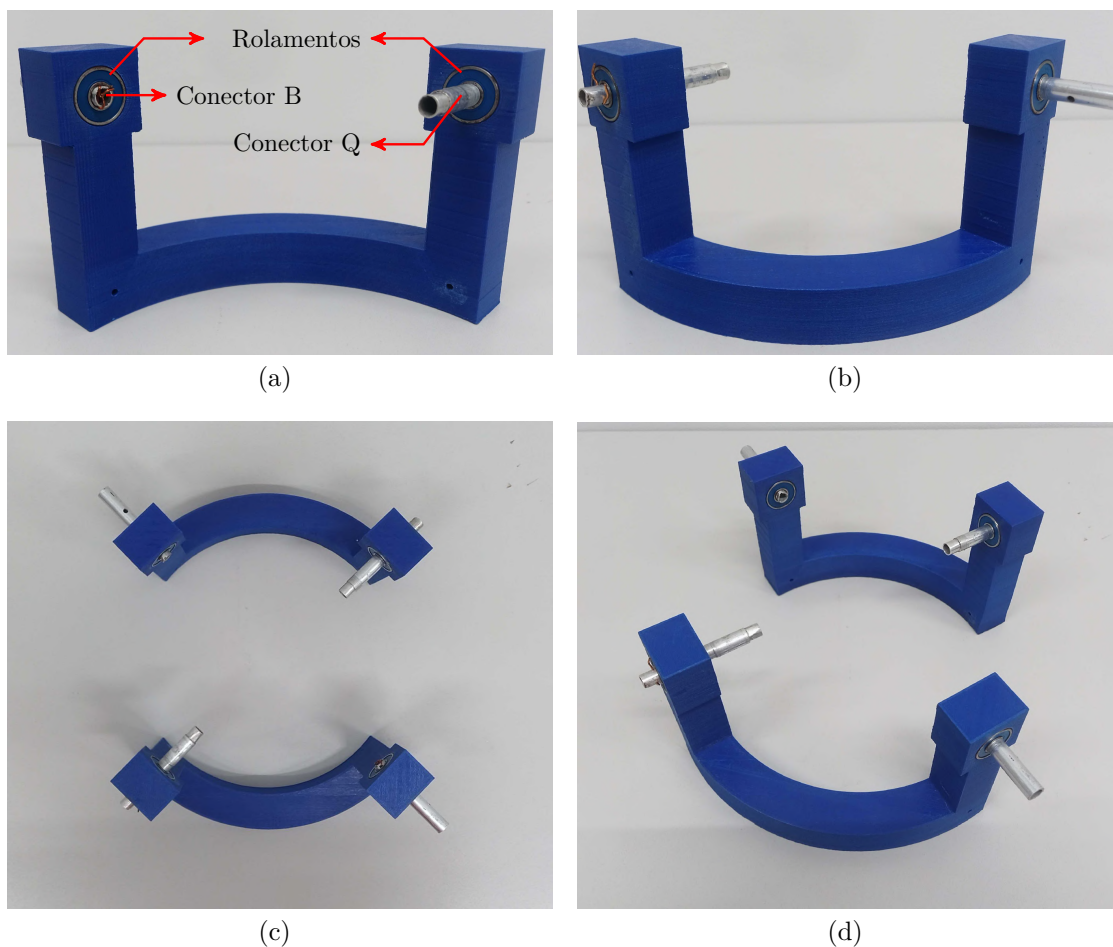


Figura 6.8 - Protótipo do suporte: (a) visão frontal, (b) visão oposta, (c) visão superior com o par e (d) visão em 3D do par.

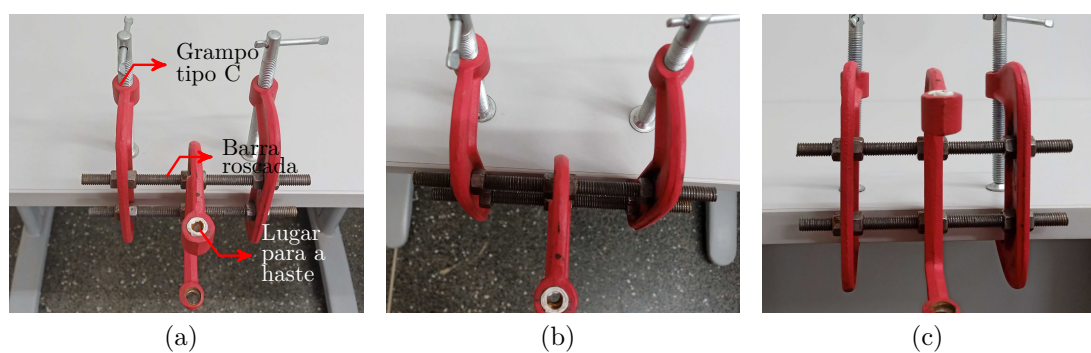


Figura 6.9 - Protótipo do fixador: (a) visão em 3D, (b) visão superior e (c) visão frontal.

A Figura 6.10 apresenta a base que conecta os suportes e viabiliza o movimento em ψ . As Figura 6.10 (a) e Figura 6.10 (b) apresentam as vistas lateral e superior da base, respectivamente, com dimensões específicas e dispostas na Tabela 6.7. Finalmente,

a Figura 6.10 (c) e Figura 6.10 (d) apresentam diferentes perspectivas da base. O conjunto composto pela bancada (quadricóptero, suporte e base) é conectado em uma mesa pelo fixador na haste B_j . A base tem um disco projetado para girar em torno da haste com o mínimo de atrito possível, utilizando dois rolamentos para fixação. Duas colunas ligadas ao disco da base sustentam os conectores V , que transmitem o movimento do disco para o suporte. A distância entre estas colunas e o centro do disco foi calculada para acomodar o suporte com o quadricóptero durante a rotação. Os conectores V foram projetados para se conectar aos dois suportes, permitindo que o quadricóptero no centro da bancada realize o movimento ψ .

Tabela 6.7 - Dimensões da base.

Parâmetro	B_{Di}	B_{De}	B_a	B_c	B_d	B_h	B_j	B_k	B_q
Comprimento [cm]	4,9	15,0	10,0	9,8	7,0	3,0	1,4	3,1	2,2

A base é composta por dois discos: i) um interno que envolve a haste central e ii) um externo que conecta as duas colunas verticais. No entanto, devido às suas dimensões excederem o espaço de trabalho da impressora 3D utilizada, esta peça precisou ser dividida em duas partes menores e simétricas. A Figura 6.11 apresenta a impressão da primeira metade desta peça. Para facilitar a conexão das duas partes, foram projetados cortes retangulares nas extremidades dos dois discos, permitindo que uma parte se encaixe na outra e formem peça única, como apresentado na Figura 6.11 (b). Além disto, para aumentar a segurança desta união, foram produzidos furos na região dos cortes para garantir que as partes não se separem.

A Figura 6.12 apresenta o protótipo construído da base, enquanto a Tabela 6.8 dispõe os materiais utilizados em sua confecção, acompanhados de suas respectivas massas e quantidades. Os conectores verticais foram produzidos em alumínio para minimizar o peso da bancada. A massa total da base, excluindo a haste central, foi de 279 g. A Figura 6.12 (b) apresenta a vista superior da base com o rolamento inserido no disco interno. A Figura 6.12 (c) e Figura 6.12 (d) exibem o protótipo da base com a haste central conectada ao fixador projetado. Além disto, o protótipo permite deslocar verticalmente a base, dependendo de onde a haste é colocada no fixador, o que possibilita analisar interferências aerodinâmicas no quadricóptero, como as geradas quando ele está próximo ao solo.

A Figura 6.13 apresenta a bancada com todas as peças montadas, no qual o quadricóptero pode executar os três movimentos planejados devido aos conectores e

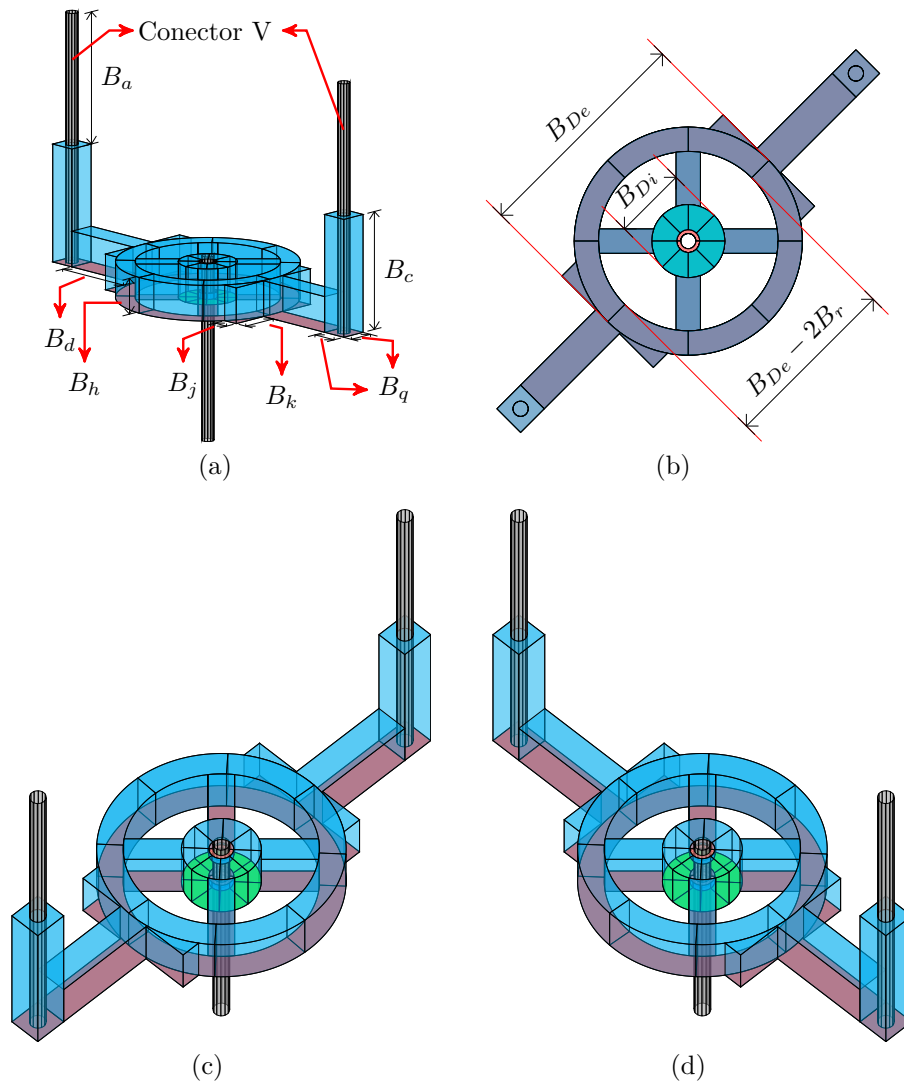


Figura 6.10 - Desenho tridimensional da base: (a) visão lateral, (b) visão superior, (c) visão em 3D e (d) visão em 3D alternativa.

Tabela 6.8 - Peças da base.

2 Peça	Quantidade	Material	Massa/U. [g]
Estrutura	1	ABS	227
Conector V	2	Alumínio	11
Parafuso/porca	2	Aço	4
Rolamento	2	Aço	11
Haste	1	Aço	-
Total			148

rolamentos presentes nas peças que a compõem. Na Figura 6.13 são apresentados os dois suportes que permitem ao quadricóptero realizar movimentos em ϕ e θ , usando conectores com rolamentos para obter os graus de liberdade desejados. O parâmetro S_h do suporte foi definido para abranger o intervalo de operação dos ângulos

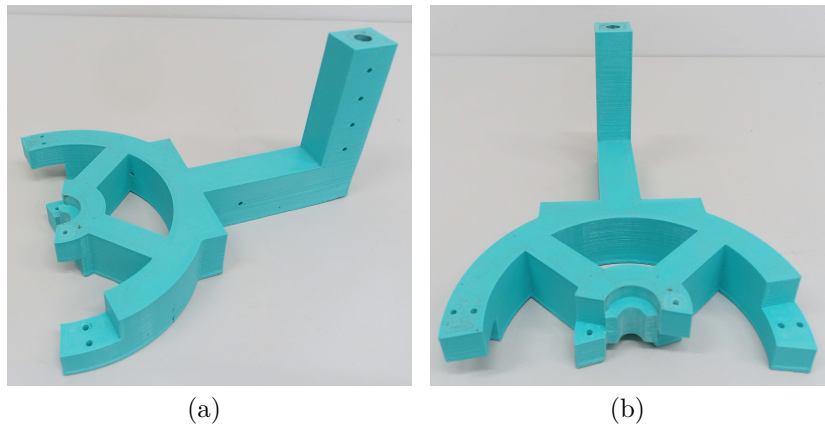


Figura 6.11 - Estrutura central da base impressa: (a) visão lateral e (b) visão frontal.

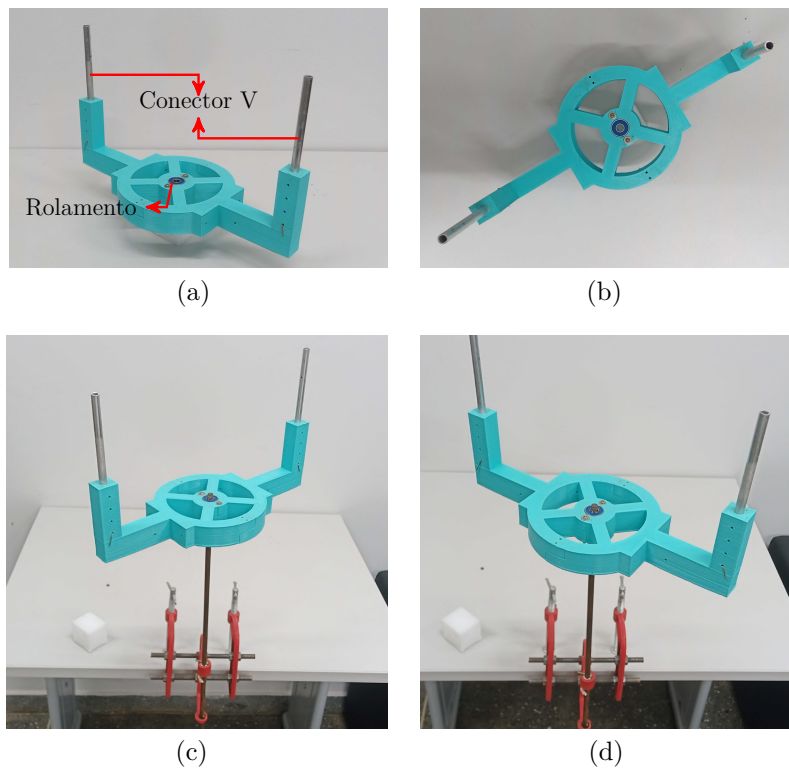


Figura 6.12 - Protótipo da base: (a) visão frontal, (b) visão superior, (c) visão em 3D com o fixador, e (d) visão em 3D em outro ângulo.

ϕ e θ , sendo possível ampliar este intervalo ajustando o comprimento de S_h . Como exemplo, na Figura 6.13, foram utilizados os ângulos $\phi = 0^\circ$, $\theta = 0^\circ$ e $\psi = -80^\circ$.

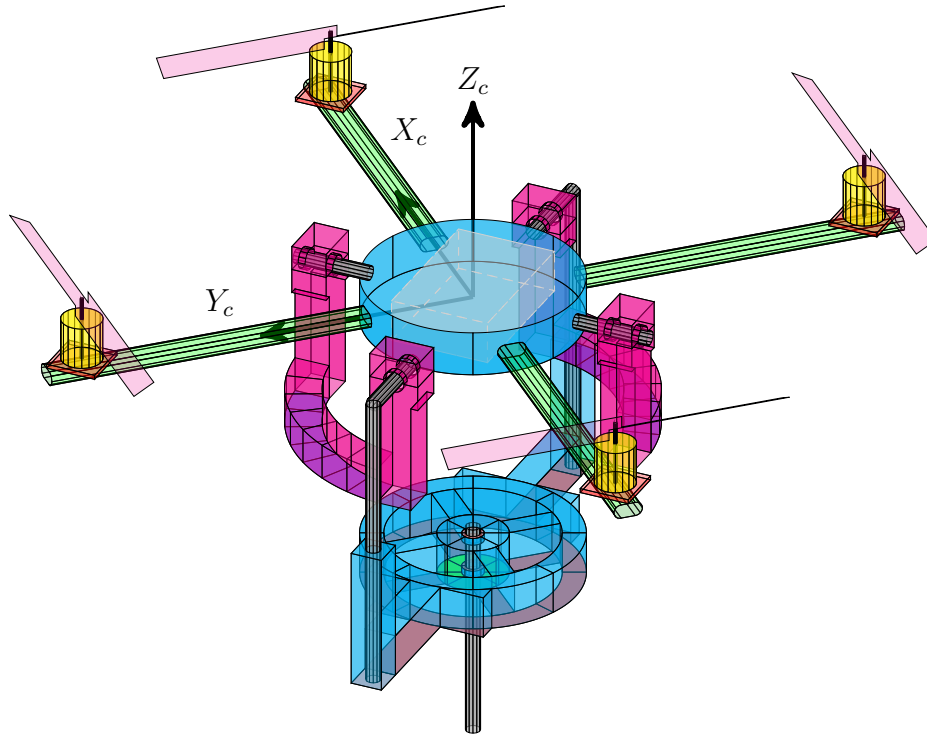


Figura 6.13 - Desenho tridimensional da segunda bancada.

A Figura A.1 do Apêndice A apresenta outro ângulo para a bancada, proporcionando analisar outros detalhes. Além disto, a Figura A.2 e a Figura A.3, apresentam a bancada permitindo a inclinação do quadricóptero e os movimentos em ϕ e θ dentro dos intervalos preestabelecidos. A Figura 6.14 apresenta a bancada concluída, destacando as três partes interconectadas. Para unir os conectores B do suporte aos conectores V da base, foram empregados canos de alumínio em formato de L, com ângulo de 90° e diâmetro interno de $0,9\text{ cm}$, indicados na região pontilhada na cor branca da Figura 6.14. Observa-se ainda o encaixe do conector Q do suporte no rolamento lateral do quadricóptero e que o quadricóptero está configurado com $\phi = 0^\circ$ e $\theta = 0^\circ$ (sem inclinação). O ângulo ψ varia de acordo com a orientação da mesa, da base e com a direção Oeste, já que este ângulo é referenciado a partir desta direção.

A Figura 6.14 também apresenta a placa de fenolite posicionada acima do cilindro onde estão alojados os sensores inerciais (centro do plano X_c, Y_c), o módulo gerador de sinal PWM e a controladora de voo. Os quatro fixadores da placa de fenolite foram projetados e impressos em filamento flexível para atuarem como amortecedores, minimizando a transmissão das vibrações dos propulsores para os sensores inerciais

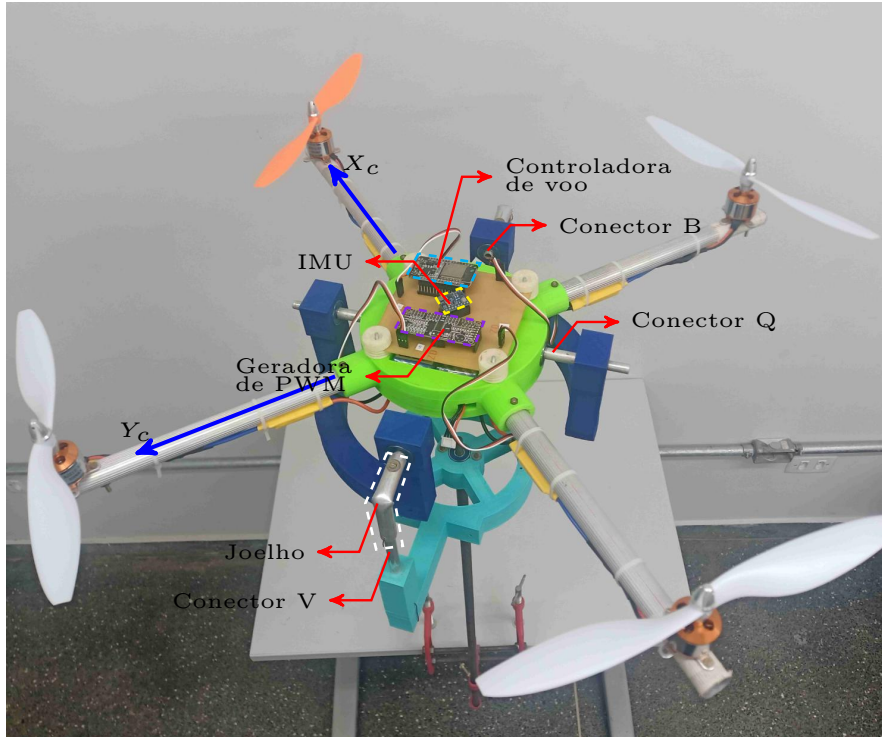


Figura 6.14 - Protótipo da segunda bancada.

e garantindo a precisão na obtenção dos ângulos.

A Figura 6.15 apresenta dois cenários possíveis de inclinação permitidos pela bancada para o quadricóptero. Na Figura 6.15 (a), os suportes permanecem estáticos e a inclinação do quadricóptero é alcançada através da movimentação dos conectores Q , enquanto na Figura 6.15 (b), tanto a inclinação do quadricóptero quanto dos suportes ocorrem em conjunto, com os rolamentos dos conectores B girando para inclinar os suportes e, por consequência, o quadricóptero. Além disto, combinações destes dois cenários, envolvendo movimentos nos conectores Q e conectores B , são possíveis, o que é fundamental para representar adequadamente a dinâmica do quadricóptero.

6.4 Simuladores e sistema de controle para quadricópteros

A bancada proposta tem como objetivo viabilizar os movimentos rotacionais do quadricóptero, dados por (3.12), no referencial \mathcal{F}_c e sua adaptação para o referencial \mathcal{F}_i por meio de (3.4). Neste sentido, os simuladores se fundamentam nestas duas expressões e foram segmentados em duas categorias: i) simulador linear e ii) simulador não linear. O simulador linear utilizou a aproximação trigonométrica $\text{sen}(\phi) = \phi$ e



Figura 6.15 - Protótipo da bancada com quadricóptero inclinado: (a) quadricóptero inclinado em relação aos Suportes, e (b) quadricóptero não inclinado em relação aos Suportes.

$\cos(\phi) = 1$. Com os intervalos definidos e utilizando os ângulos em radianos, obtém-se o erro máximo de 1,3% para a função seno e 9,4% para a função cosseno. Os mesmos resultados foram obtidos para a aproximação realizada para θ , pois este tem o mesmo intervalo de operação de ϕ .

O simulador linear do quadricóptero é definido por (5.3), (5.4) e (5.5), como apresentado na Figura 5.3. Para tal propósito, é necessário realizar o cálculo dos parâmetros J_x , J_y e J_z , que representam os momentos de inércia principais da matriz de inércia J . Considerando a suposição de que o quadricóptero se assemelha a uma esfera com raio r_e e massa m_e , e apresenta quatro massas pontuais à distância l_b do centro da esfera, o momento de inércia J_x é determinado por (6.1), enquanto o momento de inércia J_z é calculado com base em (6.2).

$$J_x = \frac{2}{5}m_e r_e^2 + 2m_p l_b^2 \quad (6.1)$$

$$J_z = \frac{2}{5}m_e r_e^2 + 4m_p l_b^2 \quad (6.2)$$

A Tabela 6.9 dispõe os parâmetros específicos do protótipo do quadricóptero, que são inseridos em (6.1) e (6.2). O cálculo resultou em momento de inércia J_x de 0,0163 e momento de inércia J_z de 0,0309. O simulador linear é aplicado para a estimativa dos parâmetros do controlador PID durante a fase de desenvolvimento do algoritmo de controle. Em contrapartida, o simulador não linear oferece aborda-

gem mais próxima da dinâmica real do quadricóptero, resultando em representação semelhante ao do sistema em comparação ao simulador linear. Para a representação precisa da dinâmica não linear do quadricóptero com três graus de liberdade, uma função de transferência foi desenvolvida utilizando software matemático, em conformidade com (3.4) e (3.12), que governam os movimentos rotacionais permitidos pela bancada proposta.

Tabela 6.9 - Parâmetros usados na função de transferência.

Parâmetro	Valor
m_e	$7,42 \times 10^{-1} \text{ kg}$
r_e	$7,50 \times 10^{-2} \text{ m}$
m_p	$0,84 \times 10^{-1} \text{ kg}$
l_b	$2,95 \times 10^{-1} \text{ m}$

O sistema de controle gera torque que influencia as variáveis do quadricóptero por meio da função de transferência implementada. Durante a simulação, são empregados os parâmetros M_t e k_f do protótipo. O período de amostragem T_s utilizado para cada iteração do simulador foi estabelecido como cinco milissegundos. O sistema de controle adotado foi o PID¹ e a determinação dos parâmetros K_p , K_i e K_d foi realizada utilizando o simulador linear. O desenvolvimento do algoritmo de controle passou por três etapas distintas: i) seleção da placa controladora, ii) ajuste dos parâmetros do controlador por meio do simulador linear e iii) integração das três ações de controle.

A Tabela 6.10 dispõe a relação completa dos dispositivos incorporados ao protótipo do quadricóptero para sua operação controlada. A controladora de voo escolhida para este sistema foi a Esp 32, escolha com base na capacidade de comunicação via Wi-Fi, permitindo a transmissão dos dados coletados em tempo real para o servidor hospedado no computador.

Os sensores inerciais empregados neste projeto são componentes do Módulo GY-87, composto por acelerômetros, giroscópios e magnetômetros, todos com capacidade de medição em três eixos. Estes sensores permitem a aquisição dos ângulos e das velocidades angulares do quadricóptero. A comunicação entre a placa de controle Esp 32 e o Módulo GY-87 ocorre por meio do protocolo de comunicação I2C, como apresentado na Figura 5.5. Para a geração dos sinais PWM, foi selecionado o Mó-

¹As rotinas desenvolvidas estão disponíveis na plataforma de reprodutibilidade computacional Code Ocean (BULHOES et al., 2023).

Tabela 6.10 - Dispositivos utilizados para controlar a velocidade dos quatro propulsores.

Função	Dispositivo	Quantidade
Controladora de voo	Esp 32	1
Sensores inerciais	Módulo GY-87	1
Gerador PWM	Módulo PCA9685	1

dulo PCA9685. Desta forma, a Esp 32, atuando como controladora, envia comandos ao Módulo PCA9685 por meio do protocolo I2C, que por sua vez gera os sinais PWM necessários para cada um dos quatro reguladores eletrônicos de velocidade ESC.

A estrutura do controle PID proposto, apresentada no diagrama de blocos da Figura 5.6, exige pré-definição de parâmetros. Inicialmente, estabeleceu-se $\xi_D = 0,6$ como fator de amortecimento desejado para o sistema responsável pelo controle do ângulo θ . Adicionalmente, definiu-se $\Delta_{\theta_{max}} = 7$ como a variação máxima da força entre os propulsores M_1 e M_3 , limitando-a a $7k_f$ para evitar saturação. Com estes parâmetros definidos, tornou-se necessário ajustar o parâmetro K_p de maneira a evitar a saturação na saída do controlador.

Considerando que a saída do controlador proporcional é o resultado do produto entre o sinal de erro $e(t)$ e o ganho K_p , e considerando ainda que o ângulo máximo θ_{max} para operação do quadricóptero na bancada é de 25° , o valor crítico para o parâmetro K_p a fim de evitar a saturação do sistema é dado por $K_p \leq \Delta_{\theta_{max}} \left(\frac{180}{25\pi} \right)$. Portanto, $0 < K_p \leq 16,04$ garante que o sistema permaneça sem saturar. No entanto, para prevenir possíveis saturações devido a outros componentes do controlador PID, optou-se por definir $K_p = 15$.

O parâmetro subsequente a ser estabelecido foi K_d , obtido inicialmente ao eliminar a contribuição de K_i , o que resultou em controlador proporcional derivativo (PD). Neste contexto, a frequência natural não amortecida ω_n foi calculada como $\omega_n = 4,53 \text{ rad/s}$. Utilizando este valor em (6.3), permitiu-se determinar que $K_d \geq 3,96$ para assegurar a taxa de amortecimento desejada. Como resultado, o parâmetro K_d foi definido como o inteiro mais próximo deste valor.

$$K_d \geq \frac{2\xi_D\omega_n J_y}{k_f l_b} \quad (6.3)$$

O último parâmetro a ser identificado foi o ganho K_i , que foi determinado por meio da técnica lugar geométrico das raízes (LGR), visando encontrar valores para K_i que assegurem valor de $\xi > 0,6$. A Figura 6.16 apresenta os resultados obtidos usando a técnica de estimação de parâmetros LGR para K_i contido no intervalo $[0, 60]$. A Figura 6.16 (a) apresenta a movimentação dos polos do sistema em malha fechada à medida que o parâmetro K_i sai de 0 e vai em direção à 60 no plano complexo de Laplace. As curvas nas cores verde e roxa representam o par de polos complexos conjugados do sistema que determinam a frequência natural, assim como o fator de amortecimento. A Figura 6.16 (b) apresenta o tratamento realizado nos dados da Figura 6.16 (a) para extrair o valor de ξ em função de K_i . Observa-se que à medida que K_i aumenta, o valor de ξ diminui, logo, para manter $\xi > 0,6$ o ganho integrativo $K_i \leq 2,1$.

No entanto, optou-se por fixar $K_i = 0,4$, valor pequeno que não sobrecarregasse o sistema de controle, enquanto mantinha a capacidade de eliminar o erro de regime permanente. Os mesmos parâmetros do controlador PID estabelecidos para o ângulo θ foram aplicados ao controle PID do ângulo ϕ .

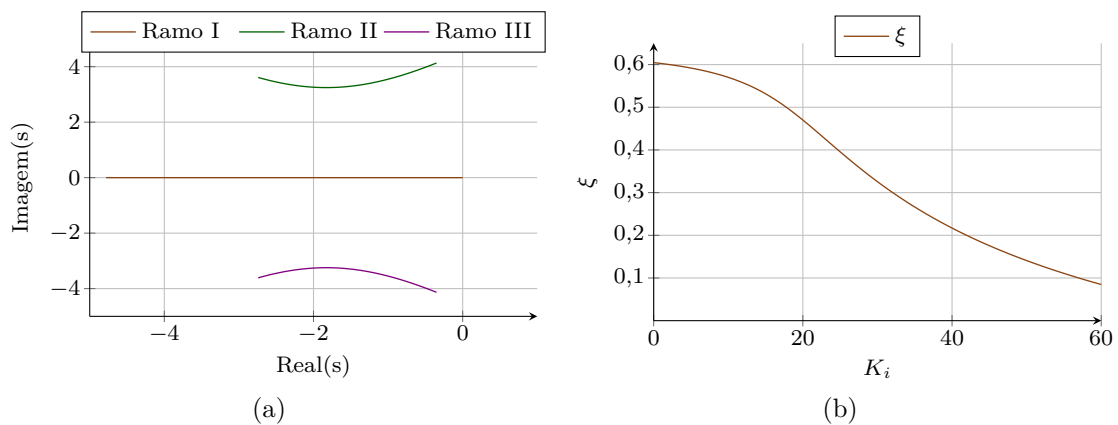


Figura 6.16 - Obtenção do parâmetro K_i : (a) usando o lugar geométrico das raízes e (b) ξ em função de K_i .

Com relação ao controlador PID do ângulo ψ , a análise seguiu abordagem semelhante, porém, considerando que a própria planta apresenta momento de inércia distinto do ângulo ϕ e θ . Além disto, a faixa de valores que o ângulo ψ pode assumir é mais ampla em comparação com ϕ e θ . Isto levou à definição de limites máximos e mínimos de saturação para a saída do controlador ψ , estabelecendo intervalo de $[-2, 5, 2, 5]$ para restringir o sinal Δ . Os detalhes destas considerações estão dispo-

tas na Tabela 6.11, com as informações principais referentes aos três controladores PID desenvolvidos.

Tabela 6.11 - Parâmetro dos controladores PID projetados

Parâmetros	Ângulos		
	ϕ	θ	ψ
ξ mínimo aceitável	0,60	0,60	0,30
K_p	15	15	14
K_d	4	4	3
K_i	0,4	0,4	1,6
Saída do PID	Δ_ϕ	Δ_θ	Δ_ψ
Mínimo valor de saída	-7	-7	-2,5
Máximo valor de saída	7	7	2,5
Sinais PWM modificados	S_{M2} e S_{M4}	S_{M3} e S_{M1}	S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4}
Motores envolvidos	M_2 e M_4	M_3 e M_1	M_1 , M_2 , M_3 e M_4

Observa-se que o fator de amortecimento desejado ξ_D para o controlador ψ foi selecionado com abordagem distinta em relação aos dois anteriores. Isto foi utilizado para evitar que o parâmetro K_d tivesse magnitude semelhante à do parâmetro K_p , além de permitir investigação das oscilações geradas pelo sistema ao operar com ξ mais próximo de *zero*. As saídas dos três controladores são combinadas utilizando (5.10), o que resulta nos quatro sinais S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} enviados ao módulo gerador de PWM, faltando apenas a definição dos parâmetros σ e V_m .

O parâmetro σ foi estabelecido como 0,5 para equilibrar as ações de controle entre os propulsores responsáveis pelos ângulos de inclinação. Considerando que o parâmetro V_m é calculado com base no valor de S_{Mmin} , foi necessário obter S_{Mmin} empiricamente antes de determinar V_m . Por meio de ensaios no sistema propulsor, foi identificado que a rotação começa quando este é excitado com $\approx S_{Mmin} = 5$. Com isto, o parâmetro $V_m = 13$ foi definido, garantindo que mesmo no pior cenário a controladora não envie sinal próximo a este valor, em conformidade com a relação $V_m \geq S_{Mmin} + \sigma \cdot \Delta_{\phi_{max}} + \Delta_{\psi_{max}}$.

6.5 Validação da bancada

Para validar a bancada, foram implementados sete experimentos com diversas condições iniciais e valores para os ângulos, submetendo-os ao simulador não linear desenvolvido e realizando testes práticos com o protótipo do quadricóptero na bancada, a fim de viabilizar comparações e verificar a congruência dos resultados. Os sete experimentos podem ser categorizados em três cenários distintos, de acordo com o valor de ψ_d , como apresentado na Figura 6.17.

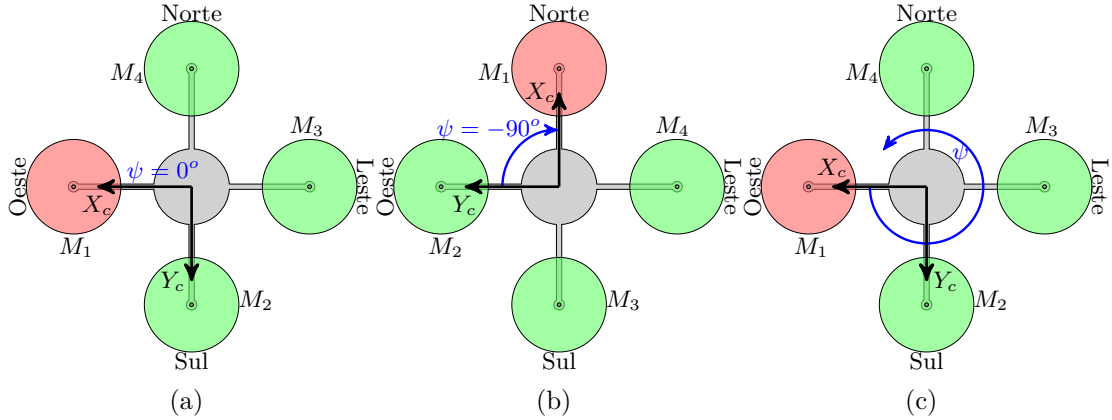


Figura 6.17 - Posição desejada do quadricóptero para: (a) Cenário I, (b) Cenário II e (c) Cenário III.

No Cenário I, Figura 6.17 (a), todas as simulações visam equilibrar o quadricóptero com $\phi = 0^\circ$ e $\theta = 0^\circ$, direcionando o propulsor M_1 para o oeste. O Cenário II, Figura 6.17 (b), tem como propósito simular a estabilização do quadricóptero e orientar o propulsor M_1 para o norte. Por fim, o Cenário III, Figura 6.17 (c), simula a estabilização do quadricóptero e a realização de rotação com velocidade constante no sentido anti-horário, permitindo avaliar o desempenho do sistema ao seguir determinada trajetória predefinida.

A Tabela 6.12 dispõe os valores dos parâmetros estabelecidos para cada simulação computacional realizada, em que os parâmetros da simulação são representados por **Sim**, enquanto os utilizados nos ensaios práticos na bancada são indicados como **Pra**. É importante observar que as condições iniciais no simulador são fixas, com ϕ_i , θ_i , e ψ_i . No entanto, para o início dos ensaios na bancada, estes valores são aleatórios. Isto ocorre porque o simulador proporciona a inserção de valores para a condição inicial, enquanto na bancada, o quadricóptero inicia sem controle. Esta abordagem é adotada devido à dificuldade de manter o quadricóptero fixo na bancada com os mesmos valores do simulador no início do ensaio, sem alterar sua dinâmica, uma vez que ele permanece livre para se movimentar até que o algoritmo de controle do quadricóptero seja ativado.

Na Tabela 6.12, os valores em destaque correspondem às maiores discrepâncias observadas para cada ângulo entre as simulações e os resultados experimentais das condições iniciais do sistema. O Experimento I apresentou a maior discrepância para ϕ e θ , enquanto o Experimento V obteve a maior diferença para ψ . A Tabela 6.13 dispõe os resultados obtidos para os sete experimentos realizados, na qual t_i indica o momento em que o sistema de controle foi ativado e t_e indica o momento em que

Tabela 6.12 - Condições iniciais e valores desejados para os ângulos.

Cenários	Exp.	Meio	ϕ_i [°]	ϕ_d [°]	θ_i [°]	θ_d [°]	ψ_i [°]	ψ_d [°]
I	I	Sim	20,00	0,00	20,00	0,00	-67,00	0,00
		Pra	13,61	0,00	13,81	0,00	-62,21	0,00
	II	Sim	-25,00	0,00	-25,00	0,00	50,00	0,00
		Pra	-21,19	0,00	-21,89	0,00	44,60	0,00
	III	Sim	23,00	0,00	10,00	0,00	130,00	0,00
		Pra	21,34	0,00	7,01	0,00	132,80	0,00
	IV	Sim	-20,00	0,00	-20,00	0,00	-72,00	0,00
		Pra	-18,94	0,00	-23,34	0,00	-73,33	0,00
II	V	Sim	-10,00	0,00	-30,00	0,00	75,00	-90,00
		Pra	-12,69	0,00	-29,54	0,00	55,76	-90,00
III	VI	Sim	20,00	0,00	12,00	0,00	45,00	Rampa 16t
		Pra	18,74	0,00	11,79	0,00	58,25	Rampa 16t
	VII	Sim	-18,00	0,00	-24,00	0,00	30,00	Rampa 16t
		Pra	-17,50	0,00	-23,33	0,00	27,73	Rampa 16t

o sistema de controle foi desativado. A variável Δt representa o intervalo em que o sistema de controle permaneceu ativo, $D_{MA_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$ é a diferença média absoluta e o $E_{A_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$ é o erro percentual médio absoluto.

Tabela 6.13 - Resultados obtidos para os sete experimentos.

Exp.	Meio	t_i	t_e	Δt	D_{MA}			E_A		
					ϕ	θ	ψ	ϕ	θ	ψ
					[s]			[°]		
I	Sim	10,00	40,00	30,00	2,81	2,49	3,49	3,06	1,35	0,15
	Pra	9,97	29,95	19,98	1,96	2,86	3,21			
II	Sim	10,00	40,00	30,00	2,96	2,46	3,75	2,79	0,07	0,40
	Pra	9,97	69,80	59,83	3,74	2,48	3,02			
III	Sim	10,00	40,00	30,00	2,60	2,21	5,18	1,96	5,81	0,10
	Pra	9,97	49,94	29,97	2,06	3,79	5,36			
IV	Sim	10,00	40,00	30,00	1,87	2,63	3,81	1,49	3,69	0,00
	Pra	9,98	46,97	36,99	2,27	3,65	3,81			
V	Sim	10,00	40,00	30,00	2,65	3,72	6,47	0,18	7,07	3,34
	Pra	9,98	51,91	41,93	2,60	1,69	12,70			
VI	Sim	10,00	70,00	60,00	2,61	3,00	3,95	0,83	0,29	0,09
	Pra	9,95	59,07	49,12	2,84	2,92	3,78			
VII	Sim	10,00	70,00	60,00	2,25	2,48	4,04	0,95	0,04	0,71
	Pra	9,98	64,87	54,91	2,51	2,47	2,74			

O sistema de controle foi ativado em $t_i = 10$ s para todas as simulações, enquanto nos experimentos práticos usando a bancada, este parâmetro variou para cada execução. O tempo de desativação do sistema de controle t_e foi mantido em 40 s para as cinco primeiras simulações e aumentou para 70 s nas duas últimas, permitindo observar a rotação em torno do eixo Z induzida pelo sinal em rampa aplicado a ψ_d . Nos experimentos práticos, o valor de t_e variou aleatoriamente, uma vez que a desativação do sistema de controle dependia de comandos enviados pelo usuário à controladora.

O valor de D_{MA_ϕ} para o ângulo ϕ apresentou valores aproximados entre os experimentos simulados e os práticos, com média de $2,56^\circ$. No entanto, a maior discrepância entre eles foi observada no Experimento I, destacado na Tabela 6.13, no qual a diferença entre os resultados de D_{MA_ϕ} do simulador não linear e os obtidos na bancada foi de $0,85^\circ$. Para a variável θ , a média da D_{MA_θ} foi de $2,77^\circ$, maior que a observada para ϕ . A maior diferença entre os resultados simulados e os experimentais na bancada ocorreu no Experimento V, na qual a simulação do modelo não linear apresentou $D_{MA_\theta} \approx 2,0^\circ$ maior que os resultados práticos. O Experimento V também registrou a maior diferença entre os resultados práticos e simulados para o D_{MA_ψ} de ψ , cuja diferença foi de $6,23^\circ$, aproximadamente o dobro da média observada para ϕ e θ .

Esta disparidade pode ser compreendida devido ao intervalo de variação de ψ ser consideravelmente mais amplo que os intervalos de ϕ e θ . Isto possibilita que o sistema seja testado em condições iniciais mais distantes dos ângulos desejados, resultando em erros iniciais maiores. Neste sentido, o erro percentual médio E_{A_ψ} também apresentou o pior desempenho no Experimento V, chegando a $3,34\%$ para a variável ψ . Em se tratando de $E_{A_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$, os maiores valores foram observados para a variável θ e todos eles ficaram menores que 10% . O Experimento V também teve o maior valor E_{A_θ} em módulo entre os experimentos realizados para o ângulo θ ficando em $7,07\%$, enquanto que para a variável ϕ o maior E_{A_ϕ} foi, assim como no D_{MA_ϕ} , observado pelo Experimento I. Finalmente, o erro percentual médio absoluto global $E_{a_{global}}$ obtido pela média do E_{A_ϕ} , E_{A_θ} e E_{A_ψ} foi de $1,64\%$.

A Figura 6.18 apresenta o resultado da simulação do Experimento I, na qual a área na cor amarela representa a fase inicial da simulação, caracterizada como a região sem controle RS. Observa-se que, nesta região, os ângulos registrados na Figura 6.18 (a) e Figura 6.18 (b) partem de *zero* em direção às condições iniciais definidas. Este comportamento é resultado da aplicação de filtros para atenuar ruídos nos sensores inerciais simulados.

Na Figura 6.18, a área na cor verde indica o período em que o algoritmo de controle está ativo, identificada como a região de controle RC. Nesta etapa, observa-se que os ângulos ϕ e θ , como apresentados na Figura 6.18 (a), e o ângulo ψ na Figura 6.18 (b), se aproximam dos valores desejados. A Figura 6.18 (c) apresenta os sinais S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} que simulam os sinais enviados ao Módulo PCA9685. Observa-se que enquanto o sistema de controle estiver desligado, todos estes sinais têm $V_m = 13$, o que simula a velocidade fixa idêntica para todos os quatro propulsores que garante

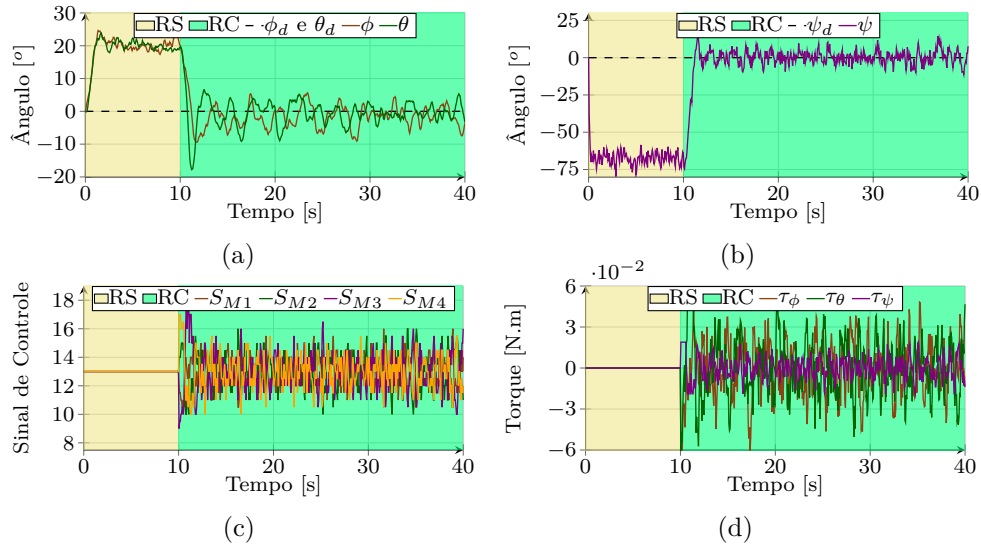


Figura 6.18 - Simulação I: (a) controle de ϕ e de θ , (b) controle de ψ , (c) sinal de controle enviado ao PCA e (d) estimativa dos torques produzidos.

$\approx 13\%$ da força de empuxo máxima. Assim que o sistema de controle é ligado a controladora modifica estes sinais usando a saída do controlador PID do ângulo ϕ , a saída do controlador PID do ângulo θ e a saída do controlador PID do ângulo ψ .

A Figura 6.18 (d) apresenta os valores de torque calculados a partir dos sinais de controle utilizando o controlador PID. Observa-se que antes de ligado o sistema de controle, os três torques existentes valem zero, pois teoricamente os quatro propulsores da simulação estão na mesma velocidade o que zera as expressões de torque. Observa-se ainda que a única saída que foi saturada para esta simulação foi o controlador de ψ , pois o mesmo apresenta valor constante de Δ_ψ no início do controle. Na Figura 6.19, é apresentado o resultado obtido no Experimento I, no qual o sistema de controle foi aplicado ao protótipo do quadricóptero na bancada. Observa-se que o sistema de controle não estava ativado no início e no final do experimento, período no qual o controle foi desligado. As Figura 6.19 (a) e Figura 6.19 (b) apresentam o comportamento dos ângulos do protótipo do quadricóptero, indicando similaridades com os observados nas Figura 6.18 (a) e Figura 6.18 (b), com os ângulos mantendo-se próximos de 0° .

A Figura 6.19 (c) e a Figura 6.19 (d) apresentam o comportamento dos sinais de controle efetivamente enviado ao PCA e o torque calculado através destes sinais, respectivamente. Observa-se que os mesmos tem similaridades com os da Figura 6.18 (c) e da Figura 6.18 (d) quando o sistema de controle é ligado, mas após algum tempo

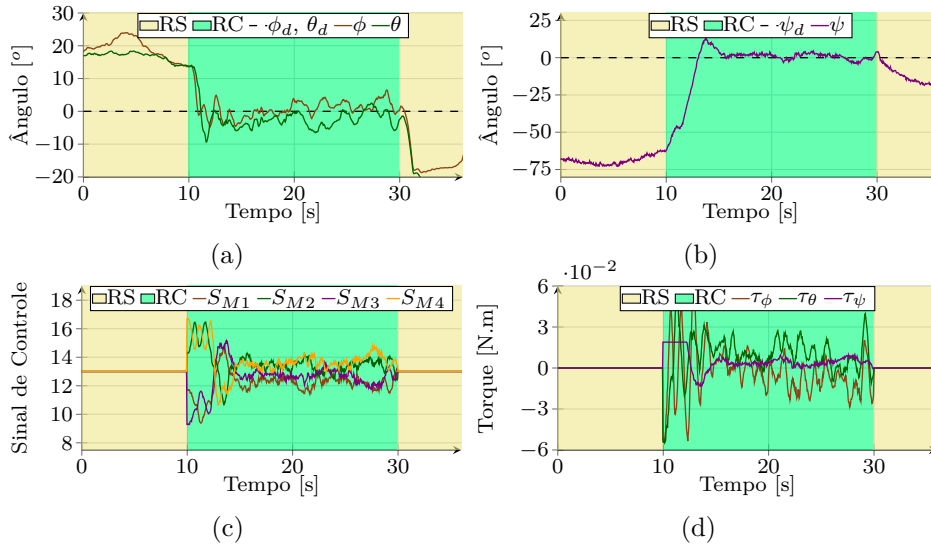


Figura 6.19 - Experimento prático I: (a) controle de ϕ e de θ , (b) controle de ψ , (c) sinal de controle enviado ao PCA e (d) estimativa dos torques produzidos.

seu comportamento tende para a estabilização, quando comparado com o apresentado na simulação. Isto pode ser explicado pelo atraso na resposta da ESC para o sistema propulsor o que interfere no sinal de controle do sistema real com menos oscilações. A Figura 6.20 e a Figura 6.21 apresentam os resultados da simulação e do teste do protótipo do quadricóptero na bancada para o Experimento V. Observa-se que o controle dos ângulos ϕ e θ , Figura 6.20 (a) e na Figura 6.21 (a), para a simulação e para a bancada, respectivamente, mantém estes ângulos próximos de 0° .

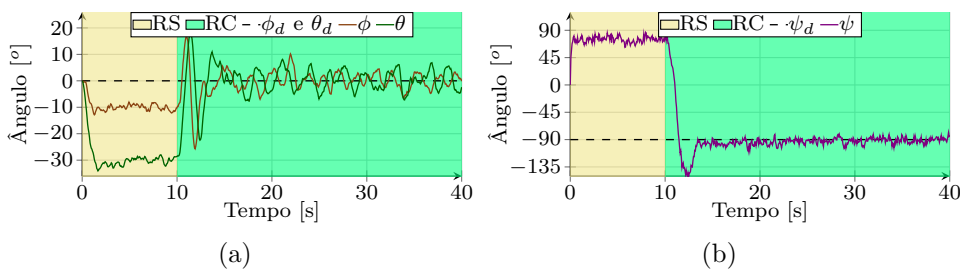


Figura 6.20 - Simulação V: (a) controle de ϕ e de θ e (b) controle de ψ .

As Figura 6.20 (b) e a Figura 6.21 (b) apresentam o controle de ψ para a simulação e o protótipo. Observa-se que o sobressinal gerado em ambas as situações possui amplitudes próximas a -150° , indicando semelhança entre as curvas de resposta da simulação e as obtidas durante a execução no protótipo. A Figura 6.21 (c) apresenta os sinais de controle coletados durante a execução do protótipo, na qual se observa

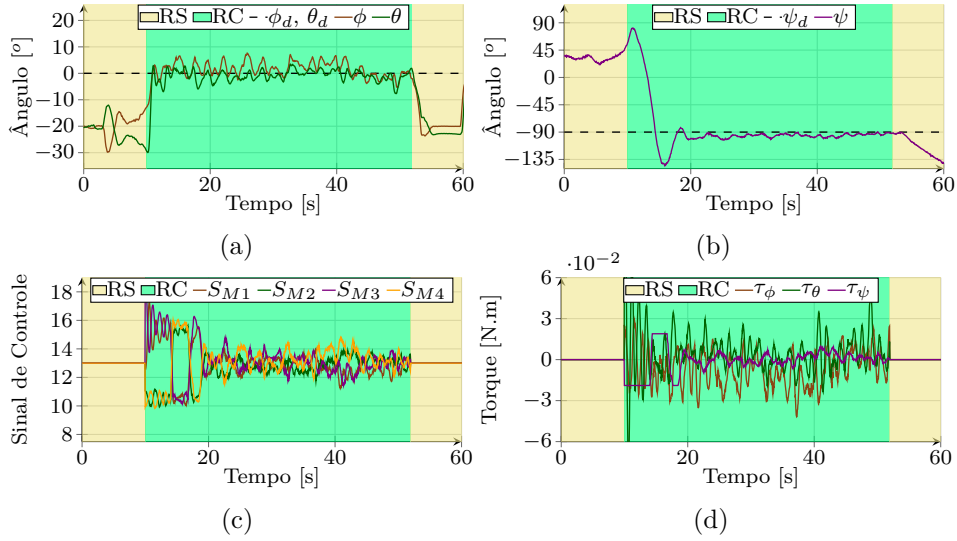


Figura 6.21 - Experimento prático V: (a) controle de ϕ e de θ , (b) controle de ψ , (c) sinal de controle enviado ao PCA e (d) estimativa dos torques produzidos.

padrão inicial distinto nos quatro sinais: S_{M1} e S_{M3} com o mesmo padrão, enquanto S_{M2} e S_{M4} formam outro. Esta diferenciação decorre do erro absoluto inicial da variável ψ , que supera os 135° quando o sistema de controle é ativado. De acordo este erro é reduzido pelos esforços de controle, os sinais ajustam seu comportamento. A análise do torque τ_ψ confirma este padrão, indicando três pontos de saturação seguindo a mesma dinâmica, como apresentado na Figura 6.21 (d).

As Figura 6.22 e a Figura 6.23 apresentam os resultados obtidos através da simulação e do Experimento VI. Neste experimento, o objetivo era seguir a rampa de valores para ψ , partindo do ângulo *zero* quando o sistema de controle é ativado e crescendo a taxa de $16^\circ/s$ à medida que o tempo avança. Observa-se que o controle das variáveis ϕ e θ não foi afetado em comparação com os experimentos anteriores. A Figura 6.22 (b) e a Figura 6.23 (b) apresentam as variações de ψ , permitindo comparação entre a simulação e o sistema real à medida que acompanham as mudanças provocadas na referência ψ_d . Observa-se que as curvas convergem para determinado ângulo, resultando no movimento de rotação do quadricóptero no sentido horário. Quando alcançam o valor de referência ψ_d , as curvas mudam de direção, induzindo o quadricóptero a girar no sentido anti-horário.

A Figura 6.23 (c) apresenta os sinais de controle, destacando tendência de S_{M2} e S_{M4} superiores a S_{M1} e S_{M3} , gerando torque τ_ψ positivo para impulsionar velocidade não nula em r . A Figura 6.23 (d) apresenta como o torque τ_ψ se mantém principalmente acima de *zero*, sustentando o movimento de rotação do quadricóptero. No

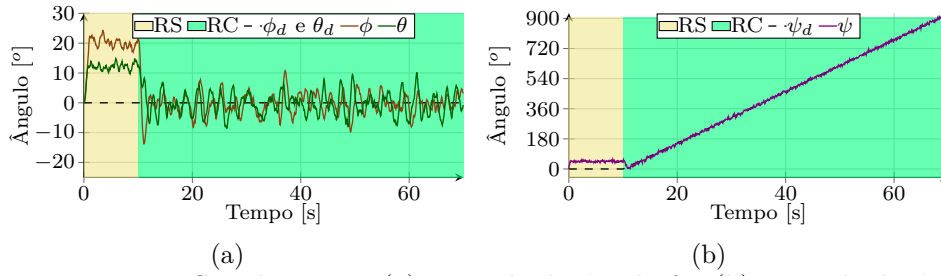


Figura 6.22 - Simulação VI: (a) controle de ϕ e de θ e (b) controle de ψ .

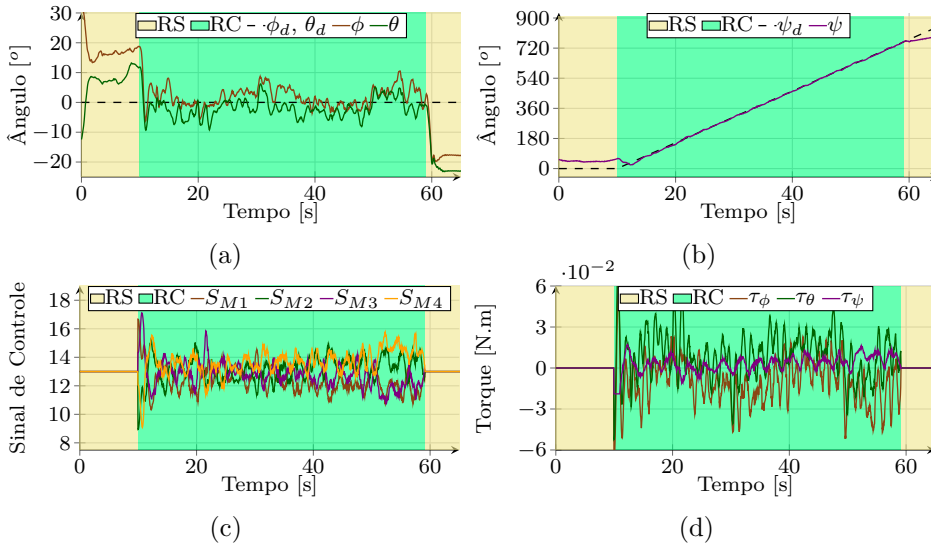


Figura 6.23 - Experimento prático VI: (a) controle de ϕ e de θ , (b) controle de ψ , (c) sinal de controle enviado ao PCA e (d) estimativa dos torques produzidos.

entanto, no início do sistema de controle, é observado que o torque τ_ψ está saturado no mínimo, indicando que, inicialmente, o movimento desejado era o giro no sentido horário para atingir a referência próxima a *zero*. De forma geral, observa-se que os parâmetros de controle desenvolvidos resultaram em sistema estável. O $E_{a_{global}}$ calculado para os sete experimentos apresentou valor $\kappa_a < 2\%$ (1,64%). Logo, considerando 2% como o valor de erro aceitável, é possível afirmar que o simulador representa a bancada, a qual reflete a dinâmica rotacional do quadricóptero. Desta forma, isto valida tanto a bancada proposta para avaliar algoritmos de controle quanto o simulador não linear.

6.6 Definição e análise dos cenários de falha

Para efeito de análise de falha foi escolhido aleatoriamente o propulsor M_1 que gira em sentido anti-horário. Todos os experimentos foram divididos temporalmente em três regiões: i) sistema de controle desligado, região RS na cor amarela, ii) sistema

de controle ligado e operando sem falha, região RC na cor verde, e iii) sistema de controle ligado e operando com a falha, região RF na cor vermelha. Na região RS, que é o estágio inicial de cada experimento, refere-se ao tempo anterior à execução do algoritmo de controle. Portanto, nesta região, os erros observados nos ângulos ϕ , θ e ψ não foram atenuados. Em seguida, na região RC, coloca-se em execução o sistema de controle levando o quadricóptero à estabilidade e eliminando os erros nos ângulos ϕ , θ e ψ . A região RF inicia $\approx t_F$ segundos após sair de RS, no qual a falha é aplicada diminuindo a potência do propulsor M_1 . Para este trabalho, defini-se $t_F = 9s$, tempo suficiente para levar o quadricóptero à estabilidade.

6.6.1 Testes de cenários de falhas na bancada

Para efeito de padronização, foram usados $\phi_d = 0$, $\theta_d = 0$ e $\psi_d = 0$. Além disto, optou-se pela tentativa de inicializar todos os experimentos com $\phi_i \approx 20^\circ$, $\theta_i \approx 20^\circ$ e $\psi_i \approx 90^\circ$, sendo este último com valores mais dispersos de experimento para experimento devido a natureza manual de segurar o quadricóptero na posição desejada instantes antes de atingir a região RC, quando o quadricóptero é liberado para que o transitório do mesmo não seja afetado por forças externas. Foram realizados testes preliminares e constatou-se que o sistema mantinha nível de controle de $M_F = 24\%$. Este valor foi atribuído para o parâmetro $M_{F_{max}}$. Logo, os experimentos foram executados com M_F variando de 0% até $M_{F_{max}} = 24\%$, com passo $p_{ss} = 2\%$. Ao todo foram realizados treze experimentos dentro deste intervalo, com valores de M_F igualmente distribuídos.

6.6.2 Coleta e análise dos dados durante as falhas

A Figura 6.24 apresenta os resultados obtidos para o experimento em que a falha foi $M_F = 0\%$ usando a bancada implementada. Isto indica o cenário em que não existe falha durante todo o experimento. Este resultado serve para demonstrar qual é a dinâmica esperada do sistema se não ocorresse a falha. A Figura 6.24 (a) apresenta as medições de ϕ , θ , e ψ representados pelas cores marrom, verde e roxa, respectivamente. Observa-se que quando o sistema de controle entra em operação, todos os ângulos oscilam próximos de 0° fazendo com que o erro fique próximo de *zero*. O intervalo necessário para a estabilização do sistema foi menor que $5s$, com leves alterações após isto.

A Figura 6.24 (b) apresenta os quatro sinais enviados a PCA para controle dos quatro propulsores. Observa-se que inicialmente existe uma separação mais significativa dos sinais S_{M1} e S_{M3} dos sinais S_{M2} e S_{M4} . Isto ocorre devido aos esforços

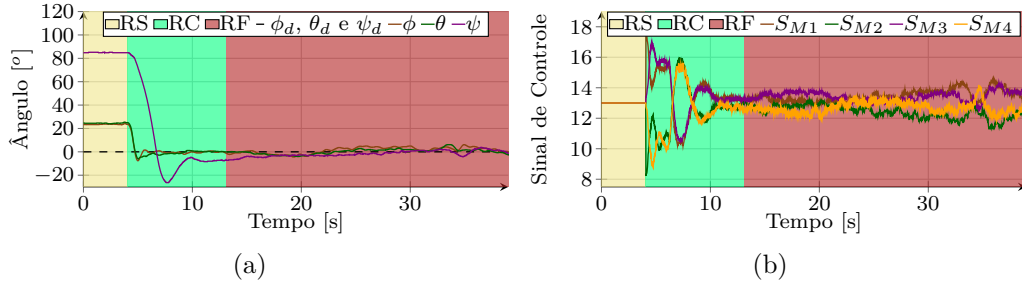


Figura 6.24 - Análise de falha com $M_F = 0\%$: (a) ϕ , θ e ψ , e (b) sinal de controle enviado ao PCA.

de controle para diminuir o erro no ângulo ψ . Após o sistema entrar em regime permanente, todos os quatro sinais se movimentam em torno do valor central que em casos práticos controla a altura de operação do quadricóptero (definido como $V_m = 13$ para este trabalho), variando $\approx \pm 2$ em torno da média. A Figura 6.25 apresenta os resultados obtidos para o experimento em que a falha foi $M_F = 14\%$. A Figura 6.25 (a) apresenta o comportamento de ϕ , θ e ψ no qual é observada a alteração provocada pela falha no ângulo θ . Este ângulo sai do valor de referência θ_d , e assume valores superiores a 10° . As variações em ϕ e ψ não são significativas para o experimento realizado.

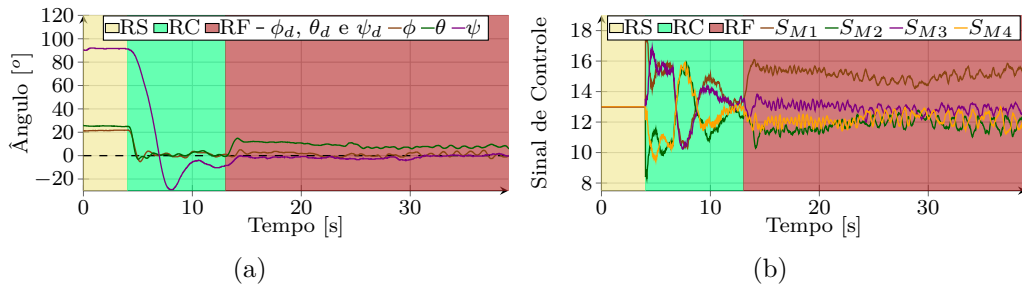


Figura 6.25 - Análise de falha com $M_F = 14\%$: (a) ϕ , θ e ψ , e (b) sinal de controle enviado ao PCA.

A Figura 6.25 (b) apresenta o comportamento dos quatro sinais enviados à PCA para controle dos propulsores. Observa-se que a partir da falha, o sinal S_{M1} se separa dos demais indicando que o sistema de controle não sabendo como contornar o problema solicita mais força do propulsor defeituoso para atenuar o problema. Contudo, fazendo isto, ele acaba modificando o sinal S_{M3} que trabalha em conjunto com o sinal S_{M1} para controlar o ângulo θ . A Figura 6.26 apresenta os resultados para o experimento em que a falha foi $M_F = 24\%$. A Figura 6.26 (a) apresenta o

comportamento dinâmico dos ângulos analisados. Observa-se que assim que a falha ocorre, o ângulo θ é alterado, passando de 20° e atenuando vagarosamente com o tempo. Além disto, o ângulo ψ também é alterado e oscila fora de sua referência, voltando a se estabilizar para $t > 35s$. Isto pode ser ocasionado pela redução no tempo do erro do ângulo θ .

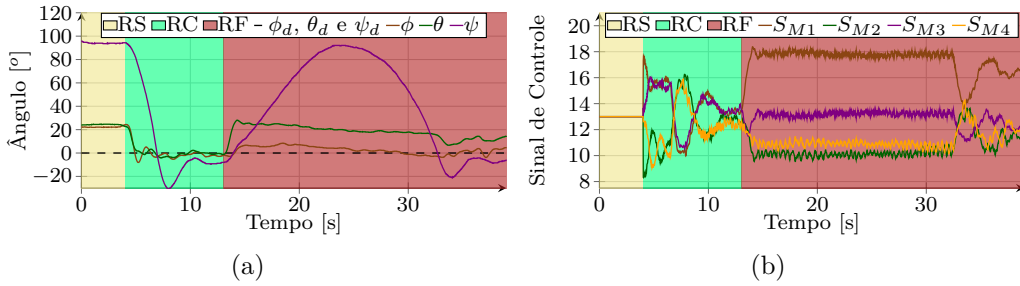


Figura 6.26 - Análise de falha com $M_F = 24\%$: (a) ϕ , θ e ψ , e (b) sinal de controle enviado ao PCA.

A Figura 6.26 (b) apresenta o comportamento dinâmico dos quatro sinais enviados à PCA para controlar os propulsores. Para este experimento, principalmente nos primeiros instantes após a falha, o sinal S_{M1} enviado à PCA operou com amplitude acima de 16 e chegando até a oscilar próximo de 18. Isto foi a tentativa do controlador de aumentar a força neste motor visando controlar o ângulo θ . Além disto, os sinais S_{M2} e S_{M4} operam com o mesmo comportamento dinâmico, que pode ser interpretado como a irrelevância da falha para o controle do ângulo ϕ , como observado na Figura 6.26 (a). Este foi o experimento com a maior perda de potência entre todos os executados, pois para $M_F = 26\%$ o sistema perdeu totalmente o controle de ψ e o ângulo θ , tocando os limites impostos pela bancada para este ângulo o que prejudica a interpretação dos resultados. Os valores médios observados para todos os experimentos após o início da falha são apresentados na Figura 6.27.

A Figura 6.27 (a) apresenta a variação média dos ângulos analisados para todos os experimentos. Observa-se que as curvas que representam o erro em ϕ e o erro em θ variam de maneira uniforme para todos os experimentos, com exceção da curva de erro ψ , que apresenta valor fora dos padrões para o experimento com $M_F = 24\%$. O erro ϕ praticamente não altera com o aumento da falha no propulsor M_1 , o que é observado para o erro ψ se $M_F \leq 22\%$. Em contrapartida o erro θ aumenta quase que linearmente nos experimentos.

A Figura 6.27 (b) apresenta os valores médios observados para os sinais S_{M1} , S_{M2} ,

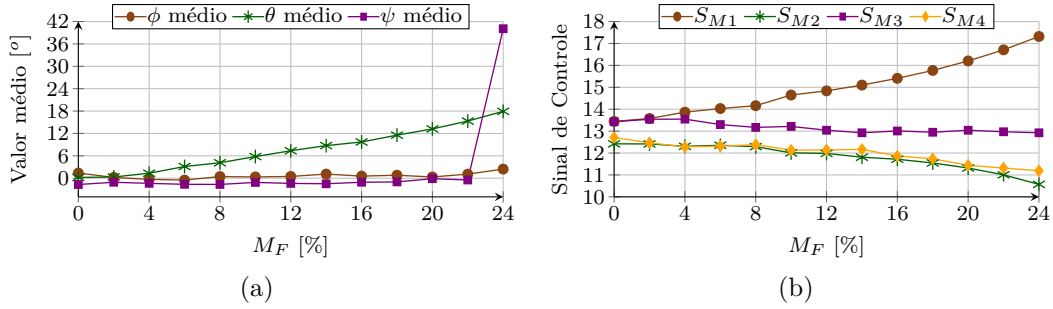


Figura 6.27 - Análise comparativa para todos os valores de M_F testados: (a) média dos ângulos e (b) sinal de controle médio enviado à PCA.

S_{M3} e S_{M4} . Observa-se que os sinais S_{M2} e S_{M4} diminuem com o aumento do valor de M_F , tentando compensar o torque τ_ψ e manter o ângulo ψ controlado. Além disto, como observado nas Figura 6.25 (b) e Figura 6.26 (b), o valor S_{M1} aumenta como a tentativa do controlador de ajustar o valor do ângulo θ . Isto pode prejudicar o propulsor danificado, uma vez que o sistema de controle solicita mais força de empuxo deste propulsor. O sinal S_{M3} permanece praticamente constante para os experimentos executados. Uma vez analisado o comportamento do protótipo de quadricóptero para cada um dos experimentos, o modelo matemático foi alimentado para analisar se o mesmo consegue representar a dinâmica rotacional do quadricóptero com falhas em um dos atuadores.

6.6.3 Comparação entre experimento e simulação

A Tabela 6.14 dispõe os valores de $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ obtidos tanto para o experimento prático quanto para o experimento simulado. Os valores em destaque na cor azul indicam o cenário em que houve a menor diferença entre o $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ prático e simulado, enquanto que os valores na cor vermelha destacam o cenário em que houve a maior diferença observada na comparação destes parâmetros.

Para o ângulo ϕ , os valores de D_{MQ_ϕ} posicionaram-se próximos de 2° para quase todos os cenários de falhas, tanto no simulador quanto na prática, sendo que a menor diferença entre os D_{MQ_ϕ} simulados e práticos ocorreu quando a falha foi de 8% e a maior diferença ocorreu quando a falha foi de 24%. Para o ângulo θ , que foi o mais prejudicado nos experimentos prático pela falha provocada em M_1 , os valores de D_{MQ_θ} apresentaram característica ascendente tanto no experimento prático quanto no simulado, aumentando seu valor gradativamente à medida que a falha se intensifica. A maior diferença entre os valores de D_{MQ_θ} obtidos pelo simulador e pela bancada, ocorreu quando a falha foi de 24% ficando esta diferença

Tabela 6.14 - Comparativo entre o $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ obtido nos experimentos práticos e nos simulados usando o controle PID.

Ang.	Tipo	M_F [%]											
		2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24
ϕ	Pra [°]	2,1	1,3	1,9	2,1	1,3	1,3	1,9	1,2	1,8	1,8	2,3	4,0
	Sim [°]	2,0	2,0	2,0	2,1	1,9	1,9	1,9	2,0	1,8	2,0	2,0	2,1
	E_{q_ϕ} [%]	0,6	2,6	0,2	0,0	2,1	1,9	0,2	2,8	0,2	0,8	0,9	7,1
θ	Pra [°]	2,4	2,0	3,7	4,3	5,7	7,4	8,8	9,6	11,7	13,4	15,8	18,4
	Sim [°]	1,1	1,4	2,5	3,7	4,9	6,3	7,8	9,4	11,0	12,6	14,5	16,1
	E_{q_θ} [%]	4,9	2,3	4,2	2,0	2,4	3,4	3,0	0,6	1,8	2,2	3,3	5,5
ψ	Pra [°]	1,8	1,7	2,5	2,0	1,1	1,7	1,8	1,2	1,3	0,9	3,0	59,2
	Sim [°]	2,1	1,8	1,6	1,3	1,2	0,9	0,7	0,6	0,6	0,7	2,3	47,2
	E_{q_ψ} [%]	0,1	0,0	0,5	0,3	0,0	0,4	0,6	0,3	0,3	0,1	0,4	5,2

em $\approx 2,3^\circ$, enquanto que o cenário com menor diferença ocorreu quando a falha foi de 16% divergindo em $0,2^\circ$.

Para o ângulo ψ , os valores de D_{MQ_ψ} estão entre $0,6^\circ$ e $2,5^\circ$ para quase todos os cenários analisados. A menor diferença observada entre os valores de D_{MQ_ψ} simulados e práticos ocorreu para $M_F = 10\%$, enquanto que a maior diferença ocorreu para a $M_F = 24\%$, ficando $\approx 12,0^\circ$. Os valores $E_{Q_{(\phi),(\theta),(\psi)}}$ ficaram todos próximos de zero, exceto para o cenário em que $M_F = 24\%$, nos quais os valores de E_{Q_ϕ} , E_{Q_θ} e E_{Q_ψ} foram 7,1%, 5,5% e 5,2%, respectivamente. O erro percentual médio quadrático global $E_{q_{global}}$ obtido pela média do E_{Q_ϕ} , E_{Q_θ} e E_{Q_ψ} foi de 1,76%.

A Figura 6.28 apresenta a comparação entre os resultados obtidos para o protótipo de quadricóptero usando a bancada e para o modelo matemático não linear proposto, ambos sujeitos a $M_F = 12\%$. A Figura 6.28 (a) apresenta comparativo do sinal S_{M1} enviado à PCA. A curva na cor marrom apresenta o resultado experimental, enquanto que a curva na cor preta apresenta o resultado do simulador. Observa-se que a curva na cor preta apresenta comportamento similar com a curva na cor marrom para todo o intervalo analisado. A Figura 6.28 (b) apresenta o comparativo do sinal S_{M2} enviado à PCA. A curva na cor verde apresenta o resultado experimental, enquanto que a curva na cor preta apresenta o resultado do simulador. Assim, no que foi analisado, todo comportamento dinâmico do sinal obtido pela bancada é observado também no simulador não linear.

A Figura 6.28 (c) apresenta o comparativo no sinal S_{M3} enviado à PCA. A curva na cor roxa apresenta o resultado experimental, enquanto que a curva na cor preta apresenta o resultado do simulador. A Figura 6.28 (d) apresenta comparativo no sinal S_{M4} enviado à PCA. A curva na cor amarela apresenta o resultado experimental, enquanto que a curva na cor preta apresenta o resultado do simulador. Desta forma,

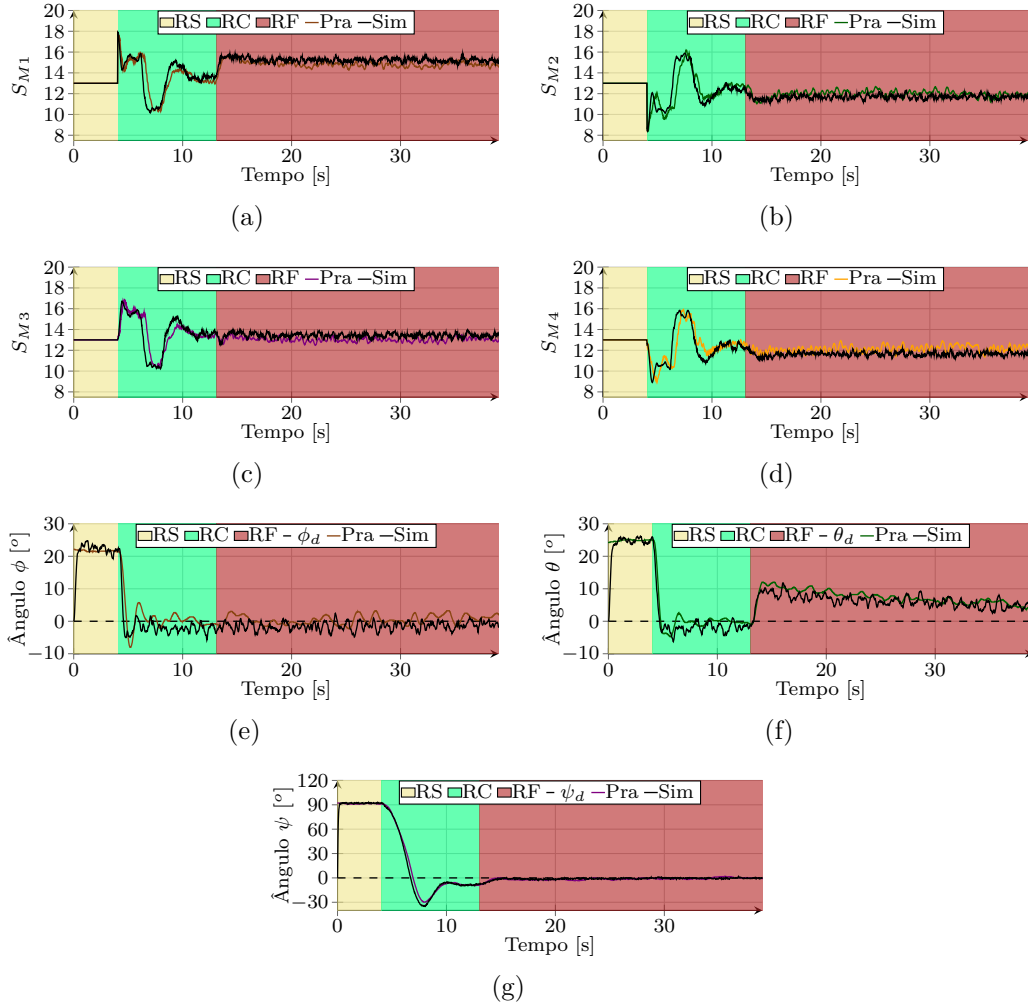


Figura 6.28 - Comparativo entre prático e simulado com $M_F = 12\%$: (a) S_{M1} , (b) S_{M2} , (c) S_{M3} , (d) S_{M4} , (e) ϕ , (f) θ e (g) ψ .

pode-se afirmar, nos estudos realizados, que os sinais de controle S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} , e S_{M4} resultantes do simulador não linear conseguem descrever o comportamento dos sinais reais enviados pelo controlador embarcado no quadricóptero para a PCA neste cenário de falha com $M_F = 12\%$. A Figura 6.28 (e) apresenta o comportamento do ângulo ϕ para o experimento prático e para o simulado usando o simulador não linear. Observa-se que tanto no início do sistema de controle, quanto após o início da falha, a curva na cor marrom, que representa o ângulo ϕ experimental, e a curva na cor preta, que representa o ângulo ϕ simulado, apresentam comportamentos semelhantes.

A Figura 6.28 (f) apresenta o comportamento do ângulo θ para o experimento prático e para o simulado. A curva na cor verde representa o ângulo θ experimental, enquanto que a curva na cor preta representa o ângulo θ simulado. Ambas as curvas obtidas apresentam o mesmo padrão de sinal, principalmente, nas regiões de transição que

são quando o sistema de controle liga e quando a falha se inicia. Além disto, em ambos os sinais é possível observar a tendência de redução do ângulo θ na região de falha com o passar do tempo.

A comparação entre os sinais ψ experimental e simulado pode ser analisada na Figura 6.28 (g). A curva na cor roxa representa o ângulo ψ experimental, enquanto que a curva na cor preta representa o ângulo ψ simulado. Observa-se que os transitórios de ambas as curvas apresentam o mesmo comportamento e que a falha para este parâmetro não modifica de maneira significativa, a curva prática e a curva simulada. A Figura 6.29 apresenta a comparação entre os resultados obtidos para o protótipo de quadricóptero usando a bancada e para o simulador não linear proposto, ambos sujeitos à falha $M_F = 22\%$. A Figura 6.29 (a) apresenta o comparativo no sinal S_{M1} enviado à PCA. A curva na cor marrom representa o resultado experimental, enquanto que a curva na cor preta representa o resultado do simulador. Durante quase todo o intervalo analisado, seja na região de controle ou na região da falha, as curvas nas cores marrom e preta são similares, tendo alguns intervalos em que uma curva se diferencia da outra, como observado em $t > 30s$.

A Figura 6.29 (b) apresenta o comparativo no sinal S_{M2} enviado à PCA. A curva na cor verde apresenta o resultado experimental, enquanto que a curva na cor preta apresenta o resultado do simulador. Assim como o observado na Figura 6.29 (a), os sinais nas cores verde e preta se comportam da mesma forma ao longo do tempo com exceção de alguns intervalos em que o sinal se diferencia um do outro como em $t > 30s$. A Figura 6.29 (c) apresenta o comparativo no sinal S_{M3} enviado à PCA. A curva na cor roxa apresenta o resultado experimental, enquanto que a curva na cor preta apresenta o resultado do simulador. Ambos os sinais analisados apresentam a mesma dinâmica e não é observável dentro do intervalo analisado, região em que a curva na cor preta não represente o comportamento da curva experimental na cor roxa. A Figura 6.29 (d) apresenta o comparativo no sinal S_{M4} enviado à PCA. A curva na cor amarela apresenta o resultado experimental, enquanto que a curva na cor preta apresenta o resultado do simulador.

A Figura 6.29 (e) apresenta o comportamento do ângulo ϕ para o experimento prático e para o simulado usando o simulador não linear. Assim como observado na Figura 6.28 (e), o ângulo ϕ simulado representa o ângulo ϕ obtido experimentalmente e não existe diferença visível para ambos os sinais após o início da falha, demonstrando a irrelevância da falha para o controle do ângulo ϕ . A Figura 6.29 (f) apresenta o comportamento do ângulo θ para o experimento prático e para o simu-

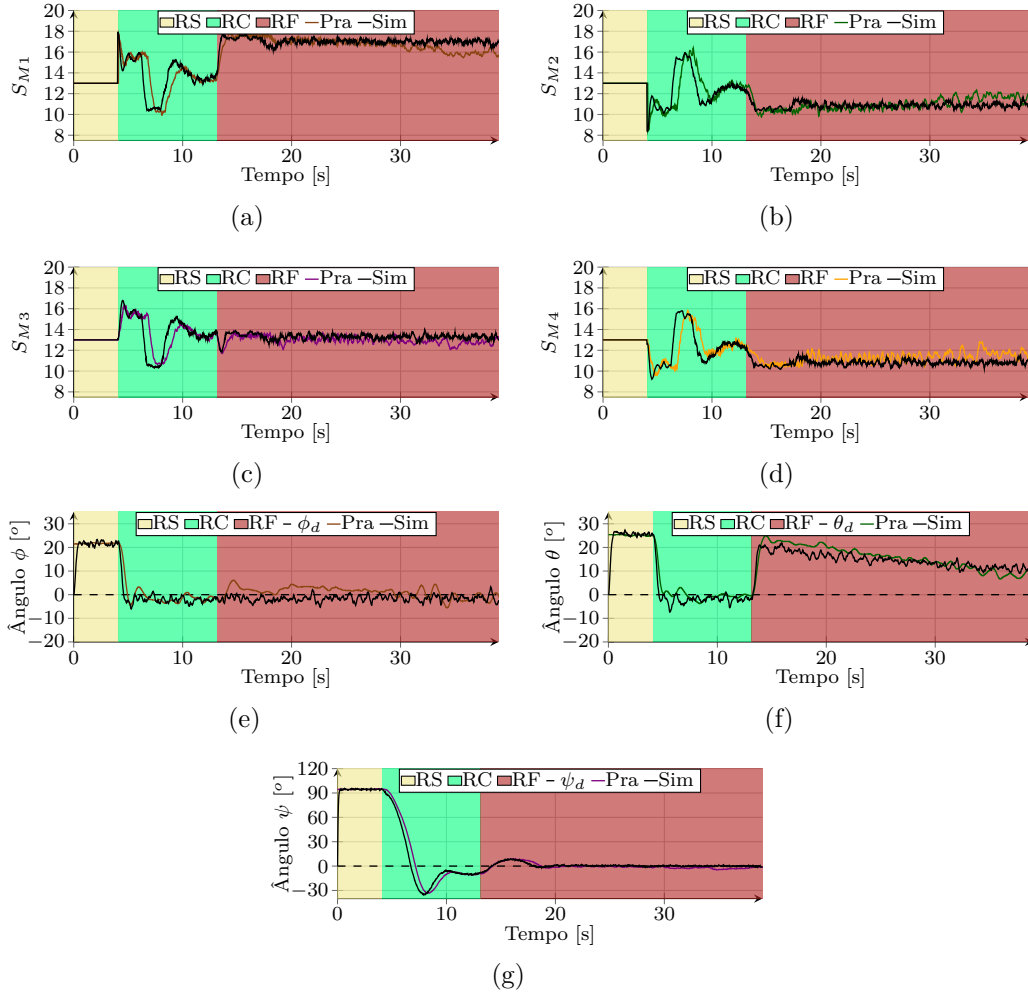


Figura 6.29 - Comparativo entre prático e simulado com $M_F = 22\%$: (a) S_{M1} , (b) S_{M2} , (c) S_{M3} , (d) S_{M4} , (e) ϕ , (f) θ e (g) ψ .

lado usando o simulador. A curva na cor verde representa o ângulo θ experimental, enquanto que a curva na cor preta representa o ângulo θ simulado. Observa-se que ao iniciar a falha o ângulo θ é alterado significativamente em ambos os sinais e com o passar do tempo a amplitude de θ simulada e experimental vão reduzindo o valor.

A comparação entre os sinais ψ experimental e simulado são apresentados na Figura 6.29 (g). A curva na cor roxa representa o ângulo ψ experimental, enquanto que a curva na cor preta representa o ângulo ψ simulado. Assim que a falha ocorre, a curva na cor roxa sai de seu valor desejado com amplitude máxima de $\approx 10,0^\circ$ e retorna após $\approx 7s$, o que também é observado para a curva simulada. Como observado na Figura 6.28 e na Figura 6.29, o simulador apresenta curvas de resposta similar às observadas durante os experimentos práticos usando a bancada. O $E_{q_{global}}$ calculado para os doze experimentos dispostos na Tabela 6.14, apresenta

valor 1,76%. Logo, considerando $\kappa_q = 2\%$ como o valor de erro aceitável, pode-se afirmar que o simulador não linear representa a bancada em cenários de falhas em seus propulsores. Portanto, o simulador pode ser utilizado para o desenvolvimento de sistema de controle auxiliar SMC que opere durante as falhas para amenizar os efeitos produzidos.

6.7 Sistema de controle auxiliar SMC

O controle SMC modifica o algoritmo de controle para atenuar os efeitos, principalmente no ângulo θ , provocados pela falha no atuador M_1 . O parâmetro Δ_d é definido como $2s$, garantindo tempo suficiente para a detecção da falha pela controladora de voo em situações reais, uma vez que é tempo suficiente para que os efeitos sejam percebidos nos ângulos controlados. Este tempo é o necessário para o controlador observar que os comandos impostos para a planta não estão produzindo os resultados esperados e que portanto existe falha em um dos propulsores. Logo, o controle PID em operação no quadricóptero foi trocado pelo controle por modos deslizantes (SMC) após $2s$ do início da falha, começando a região com controle SMC ativo denominada RCA.

Algumas restrições complementares foram impostas ao controlador, sendo estas: i) limitar o máximo de potência solicitada ao propulsor M_1 e ii) aumentar os esforços de controle em M_2 e M_4 para compensar a falta de empuxo devido à falha. O objetivo de limitar a potência solicitada pela controladora ao sistema propulsor defeituoso é evitar que a falha evolua, prejudicando ainda mais a controlabilidade do dispositivo. Portanto, define-se $\eta = 0,1$ de forma que o valor máximo solicitado ao propulsor defeituoso não ultrapasse 10% de V_m . O incremento nos esforços de controle nos propulsores M_2 e M_4 possibilita equilibrar o empuxo total do sistema para que o quadricóptero em pleno voo mantenha sua altitude controlada. Como o controle PID operou na bancada, a falha provocada em M_1 diminuiu o empuxo total do quadricóptero. Esta redução para os experimentos práticos não afetou a sustentação do quadricóptero, uma vez que foram executados usando a bancada, garantindo que o dispositivo opere sem variação de altitude.

6.7.1 Atuação do controle por modos deslizantes

Com o controle SMC implementado, foram realizados testes no modelo matemático não linear de forma a verificar o comportamento dos parâmetros ϕ , θ e ψ quando ocorre a falha em um dos atuadores. Isto possibilitou o ajuste dos parâmetros dispostos na Tabela 6.15, visando obter resposta satisfatória sob as condições adversas

impostas. Logo, de posse de todos os parâmetros, o controle SMC foi implementado². A Tabela 6.15 dispõe os limites para os parâmetros λ , k_1 e k_2 de cada ângulo para que se satisfaça o critério de estabilidade de Lyapunov. Além disto, são dispostos os valores adotados para cada parâmetro do controlador, no qual observa-se que devido a falha, afeta-se de maneira mais significativa o ângulo θ , λ_θ teve valor duas vezes maior que λ_ϕ e λ_ψ . O valor k_2 para os controladores de ϕ , θ e ψ foi mantido próximo de *zero* para atenuar os fenômenos indesejados do chaveamento provocado pela função sinal.

Tabela 6.15 - Parâmetros do controlador SMC proposto.

Ângulo	Lyapunov			Par. Adotados		
	λ	k_1	k_2	λ	k_1	k_2
ϕ	$\lambda_\phi > 0$	$k_{1_\phi} > 0$	$k_{2_\phi} > 0$	5	5	0,3
θ	$\lambda_\theta > 0$	$k_{1_\theta} > 0$	$k_{2_\theta} > 0$	10	6	0,3
ψ	$\lambda_\psi > 0$	$k_{1_\psi} > 0$	$k_{2_\psi} > 0$	5	5	0,3

A Tabela 6.16 dispõe os resultados de $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ obtidos no simulador usando o controle PID e o controle SMC, no qual os valores na cor azul apresentam a menor diferença obtida para a $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ da simulação PID e da simulação SMC, enquanto que os valores na cor vermelha apresentam a maior diferença. No experimento de bancada o maior valor de $M_{F_{max}} = 24\%$ utilizando o controle PID. No simulador foi possível realizar falhas com até $M_F = 30\%$, para ambos os controladores. Para o ângulo ϕ , o valor de D_{MQ_ϕ} produzido pelo controle SMC foi ligeiramente superior ao valor obtido pelo controle PID, com a maior diferença presente para a falha com $M_F = 30\%$, sendo esta de $1,4^\circ$.

Tabela 6.16 - Comparativo entre o $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ obtido nas simulações usando o controle PID e o controle SMC com $\eta = 10\%$.

Ang.	Tipo	M_F														
		2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24	26	28	30
ϕ	PID	2,0	2,0	2,0	2,1	1,9	1,9	1,9	2,0	1,8	2,0	2,0	2,1	1,4	2,4	4,0
	SMC	2,6	2,5	2,6	2,7	2,5	2,7	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,5	2,5	2,6	2,6
θ	PID	1,1	1,4	2,5	3,7	4,9	6,3	7,8	9,4	11,0	12,6	14,5	16,1	18,2	19,0	19,7
	SMC	4,4	4,3	4,3	4,4	4,3	4,2	4,3	4,3	4,2	4,2	4,1	4,2	4,1	4,1	4,1
ψ	PID	2,1	1,8	1,6	1,3	1,2	0,9	0,7	0,6	0,6	0,7	2,3	47,2	315,0	503,5	742,2
	SMC	0,9	0,9	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8	0,8	1,3	3,0	8,3	16,8	19,3

Para o ângulo θ que é o mais afetado pela falha produzida em M_1 , o valor de D_{MQ_θ}

²As rotinas contendo o simulador não linear integrado com o controle SMC desenvolvidas estão disponíveis na plataforma de reprodutibilidade computacional Code Ocean (BULHÕES et al., 2024).

cresce quase que linearmente no simulador com controle PID e para o controle SMC, o valor de D_{MQ_θ} fica praticamente estável em $\approx 4,3^\circ$. Logo, em cenários com falha de intensidade baixa é observado que apenas este parâmetro não compensaria a utilização do controle SMC. O controle SMC melhora o desempenho do sistema do quadricóptero em $M_F \geq 10\%$, sendo mais eficiente à medida que M_F aumenta. Na bancada, para o ângulo ψ em que os valores de D_{MQ_ψ} do controle PID começam a divergir para $M_F \geq 24\%$, o controle SMC possibilita controlar até $M_F = 30\%$. Além disto, o controle SMC melhora o D_{MQ_ψ} em quase todos os cenários analisados, exceto para $16\% \leq M_F \leq 20\%$ em que o controle PID consegue superar o controle SMC para o ângulo ψ .

A Figura 6.30 apresenta os resultados obtidos usando o controle SMC para $M_F = 10\%$. A Figura 6.30 (a) apresenta os sinal S_{M1} enviado à PCA para controlar o propulsor M_1 , no qual a curva na cor marrom apresenta o comportamento prático observado para o controlador PID, enquanto que a curva na cor azul-turquesa representa o valor obtido para o controle SMC. Observa-se que na região RCA, na qual o controle SMC está em operação, o sinal S_{M1} aparece por longo período saturado em $A_{max} \approx 16$. Isto evita que a ESC do motor com falha receba sinal de controle $S_{M1} > A_{max}$ que para $M_F = 10\%$ produz força equivalente ao sinal de controle 14,3, sendo este $1 - M_F$ da A_{max} ou $1 + \eta$ da força de empuxo média V_m , com $\eta = 0,1$ e $V_m = 13$.

A Figura 6.30 (b), Figura 6.30 (c) e Figura 6.30 (d) apresentam a resposta para os sinais S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} , respectivamente. A curva na cor verde representa S_{M2} , a curva na cor roxa representa S_{M3} e a curva na cor amarela representa S_{M4} , todos estes sinais coletados usando a bancada e com controlador PID. As curvas na cor azul-turquesa representam os sinais enviados à PCA para controlar os propulsores sem defeito. Observa-se que na região RCA, as curvas na cor azul-turquesa oscilam mais se comparadas com as coletadas usando o controle PID. Isto pode ser explicado pelo chaveamento provocado pela função sinal $\text{snl}(x)$.

A Figura 6.30 (e) apresenta o comportamento do ângulo ϕ . A curva na cor marrom representa como este parâmetro se comportou quando foi utilizado controlador PID, enquanto que a curva na cor azul-turquesa representa o comportamento deste parâmetro simulado usando o controle SMC 2s após o início da falha. Os resultados com o simulador não linear ficaram com característica semelhante na atuação do controle PID e controle SMC. A Figura 6.30 (f) apresenta o comportamento do ângulo θ . A curva na cor verde representa os dados coletados para a variável analisada usando a

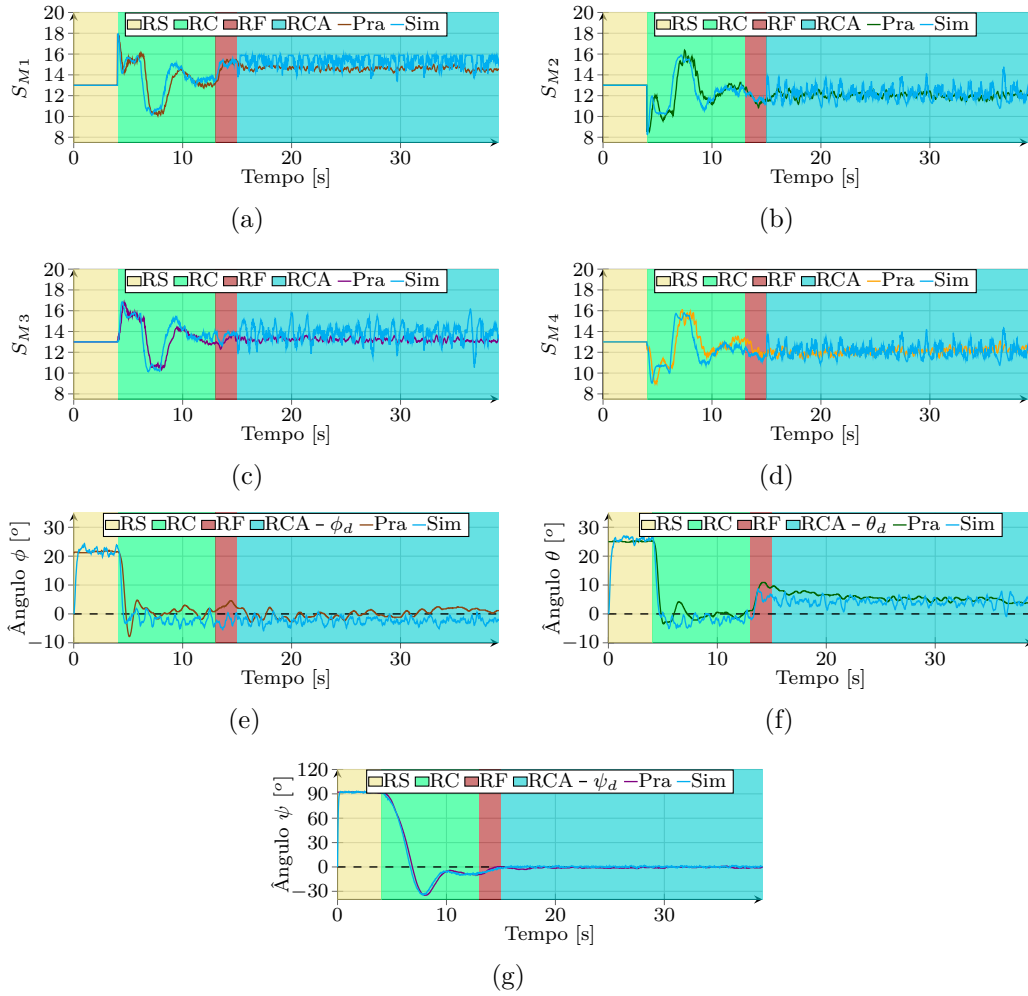


Figura 6.30 - Comparativo entre experimento prático com controle PID e simulado com controle SMC para $M_F = 10\%$: (a) S_{M1} , (b) S_{M2} , (c) S_{M3} , (d) S_{M4} , (e) ϕ , (f) θ e (g) ψ .

bancada com controle PID, enquanto que a variável na cor azul-turquesa representa a resposta do ângulo θ obtida a partir do controle SMC. Observa-se que o erro da variável θ foi atenuado pelos esforços do controlador SMC.

A resposta da variável ψ para o controle SMC é apresentada na Figura 6.30 (g). A curva na cor roxa representa o ângulo ψ experimental com o controle PID, enquanto que a curva na cor azul-turquesa representa o controle SMC após o diagnóstico da falha. Não houve mudanças significativas para esta variável usando controle SMC. A Figura 6.31 apresenta os resultados obtidos usando o controle SMC para $M_F = 24\%$. A Figura 6.31 (a) apresenta o sinal S_{M1} enviado à PCA para controlar o propulsor M_1 , no qual a curva na cor marrom apresenta o comportamento prático observado para o controlador PID, enquanto que a curva na cor azul-turquesa representa o controle SMC. Observa-se que na região RCA, na qual o controle SMC está em

operação, o sinal S_{M1} aparece saturado em $A_{max} \approx 19$ por alguns instantes. Isto evita que a ESC do motor com falha receba sinal de controle $S_{M1} > A_{max}$ que para $M_F = 24\%$ produz força equivalente ao sinal de controle 14,3, sendo este $1 - M_F$ da A_{max} ou $1 + \eta$ da força de empuxo média V_m , com $\eta = 0,1$ e $V_m = 13$.

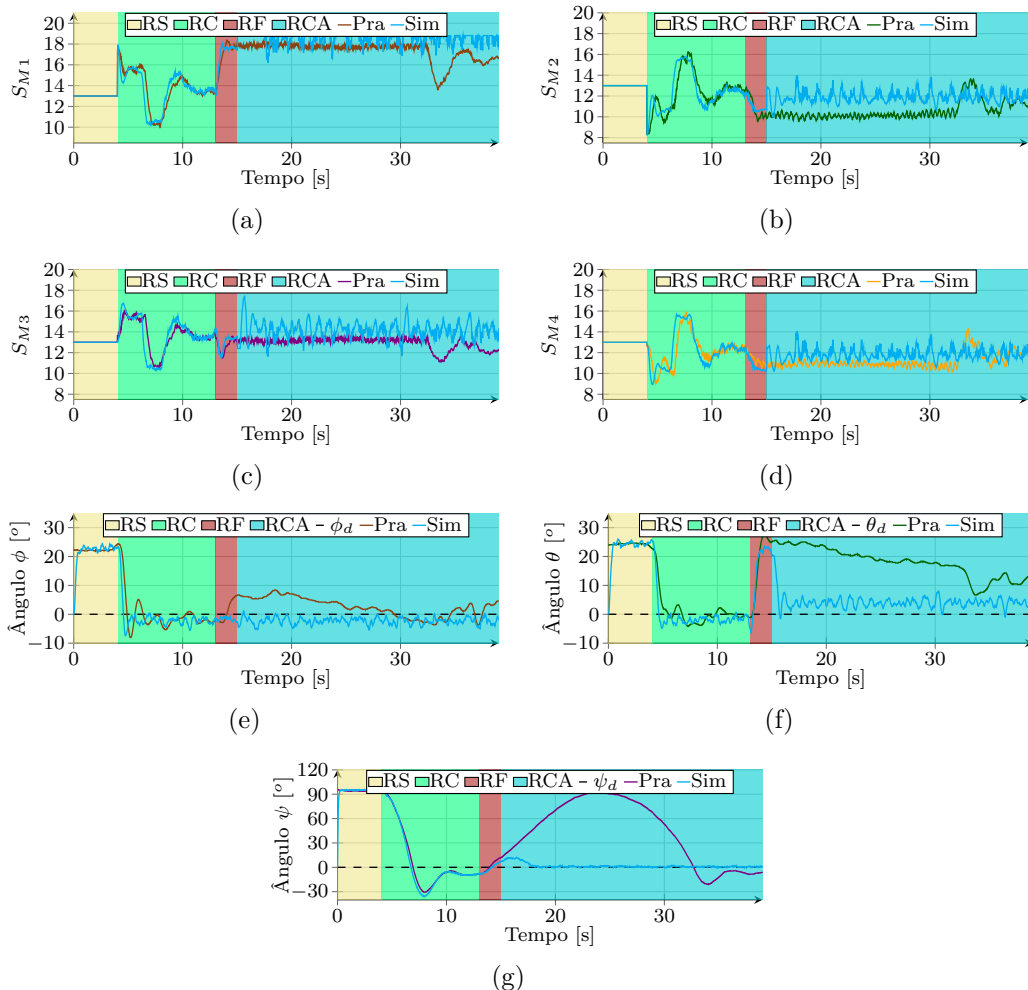


Figura 6.31 - Comparativo entre experimento prático com controle PID e simulado com controle SMC para $M_F = 24\%$: (a) S_{M1} , (b) S_{M2} , (c) S_{M3} , (d) S_{M4} , (e) ϕ , (f) θ e (g) ψ .

A Figura 6.31 (b), Figura 6.31 (c) e Figura 6.31 (d) apresentam a resposta para os sinais S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} , respectivamente. A curva na cor azul-turquesa representa os sinais enviados à PCA para controlar os propulsores sem defeito, enquanto que as curvas de outras cores representam os sinais coletados do protótipo de quadricóptero. Além das oscilações observadas nos sinais do controle SMC devido ao fenômeno de chaveamento, outra característica é o comportamento inicial das curvas práticas que são diferentes do próprio comportamento ao final. Isto pode ser explicado

pela natureza do controle executado em cada região. A Figura 6.31 (e) apresenta o comportamento do ângulo ϕ . A curva na cor marrom representa este parâmetro utilizando controlador PID, enquanto que a curva na cor azul-turquesa representa o comportamento usando o controle SMC 2s após o início da falha. Assim, como os resultados obtidos na Figura 6.30 (e), o ângulo ϕ não foi afetado significativamente com a inserção do controle SMC.

A Figura 6.31 (f) apresenta o comportamento do ângulo θ . A curva na cor verde representa os dados coletados usando a bancada com o controle PID, enquanto que a variável na cor azul-turquesa representa a resposta do ângulo θ obtida usando o controle SMC. O erro da variável θ foi atenuado pelos esforços do controlador SMC assim como os observados na Figura 6.30 (f). O valor de D_{MQ_θ} para o resultado da bancada foi de $18,4^\circ$ enquanto que para o resultado da simulação usando o controle SMC, D_{MQ_ψ} foi de $4,1^\circ$ preservando o controle de ψ para esta magnitude da falha.

As curvas que representam o comportamento da variável ψ podem ser observadas na Figura 6.31 (g). Para a falha $M_F = 24\%$, os resultados para a variável ψ foram significativos com o controle SMC, pois conseguiu atenuar o comportamento divergente de ψ quando a falha ocorre. Na região RC a curva na cor azul-turquesa é apresentada com o controle PID e a falha é introduzida, a variável ψ sai do valor desejado e o controle SMC consegue corrigir antes de ocorrer a divergência do sinal. O valor de D_{MQ_ψ} para o resultado da bancada neste teste foi de $59,2^\circ$ enquanto que para o resultado da simulação usando o controle SMC o valor de D_{MQ_ψ} foi de $3,0^\circ$ preservando o controle de ψ para esta magnitude da falha.

De forma geral, os cenários com falhas $M_F \geq 10\%$ apresentaram atenuação significativa do ângulo θ e ψ . Os valores de D_{MQ_θ} ficaram todos menores que 5° , o que possibilita maior controle da aeronave com um propulsor defeituoso. Logo, definindo $\gamma = 0,5^\circ$ que garante a atenuação no efeito da falha e verificando o parâmetro mais problemático que é o ângulo θ , o controle SMC atende $D_{MQ_\theta} < \gamma$ para qualquer que seja a falha com $M_F \geq 10\%$. Portanto, o controle SMC pode ser utilizado experimentalmente com a bancada para validação da metodologia proposta.

6.7.2 Validação do controle auxiliar SMC na bancada

Após analisados os testes com o simulador e validado com os testes realizados em bancada com o controle PID, é possível realizar os testes com o controle SMC na bancada, visando validar para cenários de falhas em um dos atuadores. A Tabela 6.17 dispõe os valores de $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ e $E_{Q_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ obtidos pelo simulador e pela bancada

com controle SMC, no qual, os valores na cor azul destacam a menor diferença entre os valores de $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ obtidos pelo simulador e pela bancada, enquanto que os valores em destaque na cor vermelha indicam a maior diferença entre os valores de $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$.

Tabela 6.17 - Resultados obtidos de $D_{MQ_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ e $E_{Q_{(\phi)(\theta)(\psi)}}$ nos experimentos simulados e práticos usando o controle SMC com $\eta = 10\%$.

Ang.	Tipo	M_F														
		2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	22	24	26	28	30
ϕ	Sim [°]	2,6	2,5	2,6	2,7	2,5	2,7	2,6	2,6	2,6	2,6	2,6	2,5	2,5	2,6	2,6
	Pra [°]	1,9	1,7	1,9	1,3	1,7	1,4	0,9	1,1	0,9	1,0	1,4	1,5	1,6	2,2	2,1
	E_{q_ϕ} [%]	2,5	3,0	2,5	5,1	2,9	4,7	6,2	5,4	6,0	5,8	4,2	3,8	3,4	1,7	1,9
θ	Sim [°]	4,4	4,3	4,3	4,4	4,3	4,3	4,2	4,3	4,3	4,2	4,2	4,1	4,2	4,1	4,1
	Pra [°]	3,9	4,1	3,7	4,0	3,7	4,1	3,5	3,7	3,6	5,5	4,3	4,2	4,0	4,9	4,6
	E_{q_θ} [%]	2,0	0,9	2,1	1,2	1,9	0,8	2,4	2,0	2,3	4,3	0,6	0,1	0,5	2,7	1,6
ψ	Sim [°]	0,9	0,9	0,5	0,5	0,5	0,6	0,6	0,7	0,8	0,8	1,3	3,0	8,3	16,8	19,3
	Pra [°]	2,0	1,8	1,6	1,6	1,8	1,8	1,8	1,7	1,6	3,6	5,3	5,3	17,0	26,9	22,1
	E_{q_ψ} [%]	0,6	0,4	0,5	0,6	0,6	0,6	0,6	0,5	0,4	1,5	2,2	1,2	4,6	5,1	1,4

Para o ângulo ϕ , a menor diferença observada entre os valores de D_{MQ_ϕ} simulados e práticos ocorreu para $M_F = 28\%$ e foi de $0,4^\circ$, enquanto que a maior diferença ocorreu para $M_F = 14\%$, variando $\approx 1,7^\circ$. Além disto, em todos os experimentos os valores de D_{MQ_ϕ} práticos apresentaram valores menores quando comparados com os obtidos pelo simulador. O E_{q_ϕ} observado ficou em todos os experimentos menor que 7% , o que indica a capacidade do simulador em representar o sistema do quadricóptero.

Para o ângulo θ , a menor diferença observada entre os valores de D_{MQ_θ} simulados e práticos aconteceu para $M_F = 24\%$, sendo esta de $0,1^\circ$, enquanto que a maior diferença foi observada para $M_F = 20\%$, variando $\approx 1,3^\circ$. Além disto, para $M_F = 8\%$, o valor de D_{MQ_θ} obtido pela bancada com controle SMC foi de $4,0^\circ$, inferior ao D_{MQ_θ} obtido pela bancada com controle PID, indicando que para falhas com esta intensidade o controle SMC tem melhor desempenho que o controle PID. O E_{q_θ} observado ficou em todos os experimentos menor que 5% , o que indica a capacidade do simulador em representar o sistema do quadricóptero.

Para o ângulo ψ , a menor diferença observada entre os valores de D_{MQ_ψ} simulados e práticos ocorreu para $M_F = 4\%$ ficando em $0,9^\circ$, enquanto que a maior diferença ocorreu para $M_F = 28\%$, variando $\approx 9,9^\circ$. Esta diferença para $M_F = 28\%$ pode ter ocorrido por fatores externos no experimento prático, uma vez que o valor de

$D_{MQ\psi}$ não segue o padrão de crescimento observando pelos cenários vizinhos. O $E_{q\psi}$ observado ficou em todos os experimentos menor que 6%. A Figura 6.32 apresenta os resultados obtidos para o controle SMC quando $M_F = 14\%$. A Figura 6.32 (a) apresenta o comportamento do ângulo ϕ . Observa-se que o controle SMC continuou mantendo o ângulo estável com valores $\approx 0^\circ$. A Figura 6.32 (b) apresenta o comportamento do ângulo θ , no qual observa-se os impactos da falha na amplitude deste ângulo. Após a mudança para o controle SMC, a amplitude do ângulo θ foi atenuada, o que é a característica desejada para este controlador.

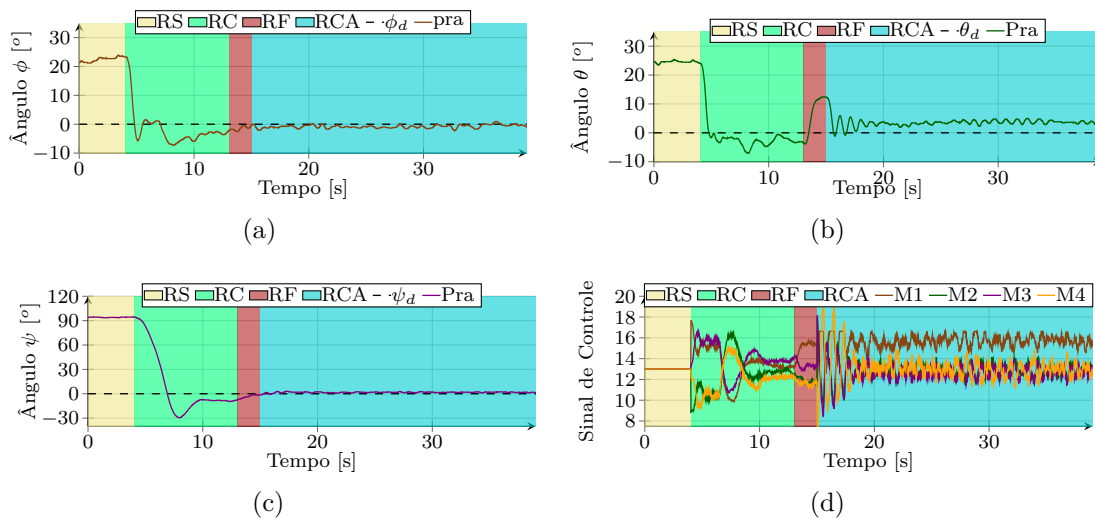


Figura 6.32 - Resultados obtidos usando o controle SMC na bancada para $M_F = 14\%$: (a) ϕ , (b) θ , (c) ψ e (d) sinais de controle.

A Figura 6.32 (c) apresenta o comportamento do ângulo ψ . Observa-se que após a mudança para o controle SMC, o mesmo permanece estável com valores oscilando em $\approx 0^\circ$. A Figura 6.32 (d) apresenta os sinais de controle enviados pela controladora para as quatro ESC. Observa-se que o controle PID varia estes sinais na região RC para estabilizar o sistema, ficando-os praticamente constantes a partir de 10s. Após a introdução da falha na região RF, o controle PID modifica estes sinais para tentar corrigir o erro, e na região RCA, o controle SMC atua e é possível observar o chaveamento nestes sinais visando reestabilizar o quadricóptero.

A Figura 6.33 apresenta os resultados obtidos para o controle SMC quando $M_F = 20\%$. A Figura 6.33 (a) apresenta o comportamento do ângulo ϕ . Observa-se que o controle SMC conseguiu manter este ângulo estável. A Figura 6.33 (b) apresenta o comportamento do ângulo θ , no qual é possível verificar que a falha inicialmente provocou variação superior à $20,0^\circ$ e que com a mudança para o controle SMC, a

amplitude do ângulo θ foi atenuada para $\approx 4,0^\circ$, ou seja, $\approx 80\%$ menor que no pico presente no final da região RF e início da região RCA.

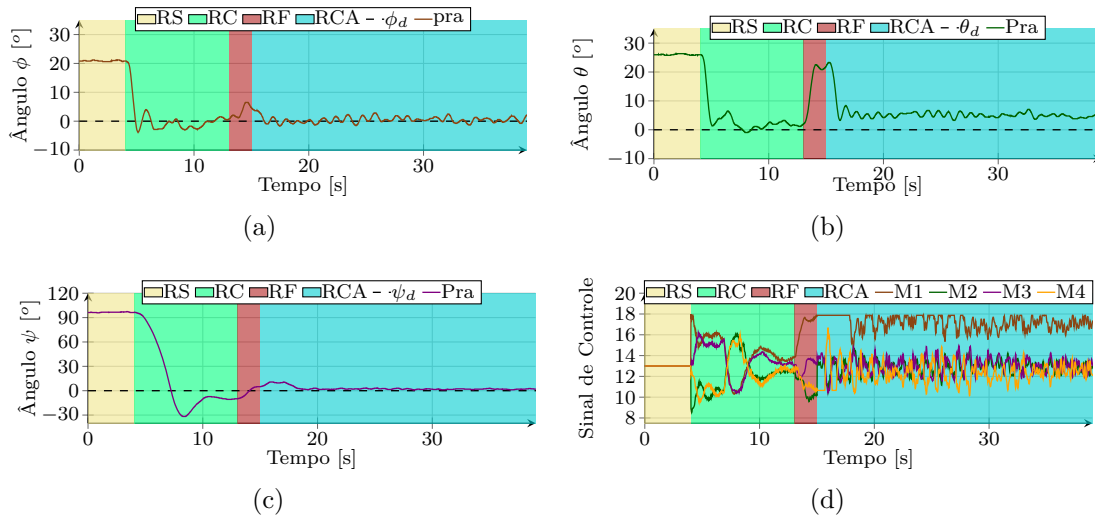


Figura 6.33 - Resultados obtidos usando o controle SMC na bancada para $M_F = 20\%$: (a) ϕ , (b) θ , (c) ψ e (d) sinais de controle.

A Figura 6.33 (c) apresenta o comportamento do ângulo ψ . Observa-se que após a inserção da falha em M_1 , este ângulo começa a divergir mas é estabilizado pelo controle SMC. A Figura 6.33 (d) apresenta os sinais de controle enviados pela controladora para as quatro ESC. Observa-se que no início da região RCA, o sinal S_{M1} satura em com $A_{max} \approx 18$. Isto ocorre para evitar submeter o motor defeituoso a sinais com amplitude elevada o que em cenários reais pode aumentar a falha. A Figura 6.34 apresenta os resultados para o controle SMC quando $M_F = 26\%$. A Figura 6.34 (a) apresenta o comportamento do ângulo ϕ . Observa-se que o controle SMC conseguiu manter este ângulo estável, embora para esta intensidade de falha este ângulo começa a ser afetado, chegando a divergir $\approx 10,0^\circ$ do valor desejado, como observado na região RF. A Figura 6.34 (b) apresenta o comportamento do ângulo θ , no qual observa-se que a falha chegou próximo de $30,0^\circ$ e na região RCA, a amplitude do ângulo θ foi atenuada para $\approx 5,0^\circ$ usando o controle SMC.

A Figura 6.34 (c) apresenta o comportamento do ângulo ψ . Observa-se que a falha submetida em M_1 produz variação neste ângulo e que com a mudança para o controle SMC, o mesmo reduz a velocidade de crescimento. Após $\approx 3s$ do controle SMC ativo, o comportamento do ângulo ψ é estabilizado, começando a voltar para o valor desejado $\psi_d = 0^\circ$. A Figura 6.34 (d) apresenta os sinais de controle enviados pela controladora para as quatro ESC. Observa-se que no início da região RCA, o sinal

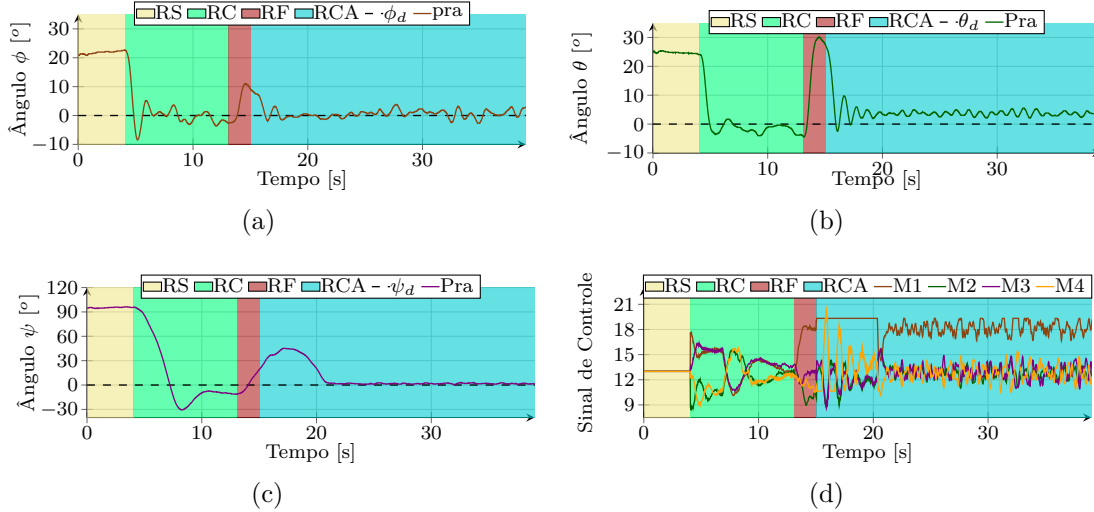


Figura 6.34 - Resultados obtidos usando o controle SMC na bancada para $M_F = 26\%$: (a) ϕ , (b) θ , (c) ψ e (d) sinais de controle.

S_{M1} satura com $A_{max} \approx 20$ e fica com este valor até que o sistema consiga retornar o ângulo ψ de volta para o seu valor desejado.

A Figura 6.35 apresenta os planos de fase para este experimento com $M_F = 26\%$, no qual observa-se o comportamento do erro e da derivada do erro para cada ângulo. O trecho das curvas nas cores amarela, verde, vermelha e azul-turquesa representam o plano de fase para as regiões RS, RC, RF e RCA, respectivamente. A Figura 6.35 (a) apresenta o plano de fase para o ângulo ϕ , no qual pode-se observar que após o início da região RC a curva sai de $e_\phi(t) \approx -22^\circ$, com $\dot{e}_\phi(t) \approx 0^\circ/s$ para oscilar com $e_\phi(t) \pm 5^\circ$ e $\dot{e}_\phi(t) \pm 15^\circ/s$. Quando a falha é inserida $\dot{e}_\phi(t)$ chega em $\approx -30^\circ/s$, o que leva a $e_\phi(t) \approx -10^\circ$ no final da região RF. Na região RCA, o sinal volta a oscilar com $e_\phi(t) \pm 5^\circ$ e $\dot{e}_\phi(t) \pm 15^\circ/s$.

A Figura 6.35 (b) apresenta o plano de fase para o ângulo θ . Observa-se que na região RC, a curva sai de $e_\theta(t) \approx -25^\circ$, com $\dot{e}_\theta(t) \approx 0^\circ/s$ para oscilar com $e_\theta(t) \pm 5^\circ$ e $\dot{e}_\theta(t) \pm 10^\circ/s$. Quando a falha é inserida $\dot{e}_\theta(t)$ chega em $\approx -60^\circ/s$, que é o dobro do observado em $\dot{e}_\phi(t)$, elevando significativamente o erro de $e_\theta(t)$ que chega a assumir valor de -30° na região RF. Na região RCA o controle SMC faz com que os estados $e_\theta(t)$ e $\dot{e}_\theta(t)$ comecem a desempenhar trajetória no formato de espiral amortecida, fazendo com que ambos oscilem com $e_\theta(t)$ contido entre -6° e -4° e $\dot{e}_\theta(t)$ contido em $\pm 12^\circ/s$.

A Figura 6.35 (c) apresenta o plano de fase para o ângulo ψ . Observa-se que na região RC, a curva sai de $e_\psi(t) \approx -100^\circ$, com $\dot{e}_\psi(t) \approx 0^\circ/s$ para $e_\psi(t) \approx 12^\circ$

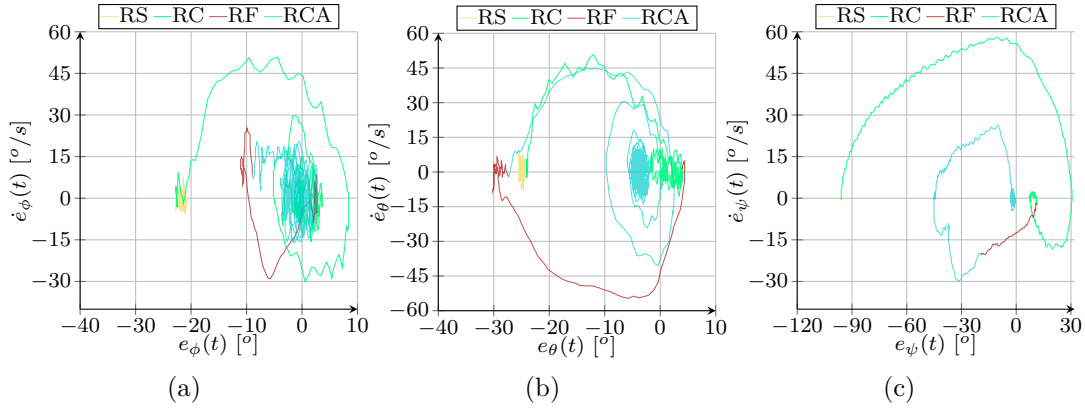


Figura 6.35 - Plano de fase para o experimento da bancada com $M_F = 26\%$: (a) ϕ , (b) θ , e (c) ψ .

e $\dot{e}_\psi(t) \approx -3^\circ/s$, indicando que existe erro ainda não eliminado pela componente integrativa do controlador PID. Quando a falha é inserida $\dot{e}_\psi(t)$ chega em $\approx -20^\circ/s$, menor que as observadas para $\dot{e}_\phi(t)$ e $\dot{e}_\theta(t)$, fazendo com que o $e_\psi(t)$ assumira valor de -20° no final da região RF. Na região RCA o controle SMC faz com que os estados $e_\psi(t)$ e $\dot{e}_\psi(t)$ caminhem para a superfície de escorregamento, e quando alcançada, leva estes dois estados para $\approx 0^\circ$ e $0^\circ/s$, respectivamente.

6.7.3 Outros experimentos realizados na bancada

Além dos experimentos e análises propostos nos objetivos deste trabalho, foram realizados outros estudos complementares, incluindo: i) análise do comportamento do quadricóptero em bancada, sujeito a distúrbios externos, e ii) desenvolvimento e testes do controle utilizando o conceito de gêmeos digitais³. Para o experimento envolvendo distúrbios, foram criadas regiões com diferentes correntes de ar utilizando um ventilador de 200W. A Figura 6.36 apresenta o experimento realizado e os resultados coletados, na qual a Figura 6.36 (a) apresenta o quadricóptero, localizado à esquerda, mantendo a estabilidade do sistema com o controle ativado, enquanto o ventilador, a $\approx 1,8m$ de distância, emite correntes de ar de baixo para cima, incidindo predominantemente em sua lateral direita.

A Figura 6.36 (b) apresenta a resposta do sistema para o ângulo ϕ no experimento realizado com $\approx 50s$, no qual a região na cor roxa denominada VL representa a região em que o ventilador se encontra ligado. Observa-se que para o experimento apresentado, o valor de ϕ desejado foi de 5° , e que o controle PID conseguiu atuar

³É termo utilizado para descrever a criação de uma réplica digital exata do objeto físico, sistema, processo ou infraestrutura, possibilitando simulações, análises e monitoramento em tempo real.

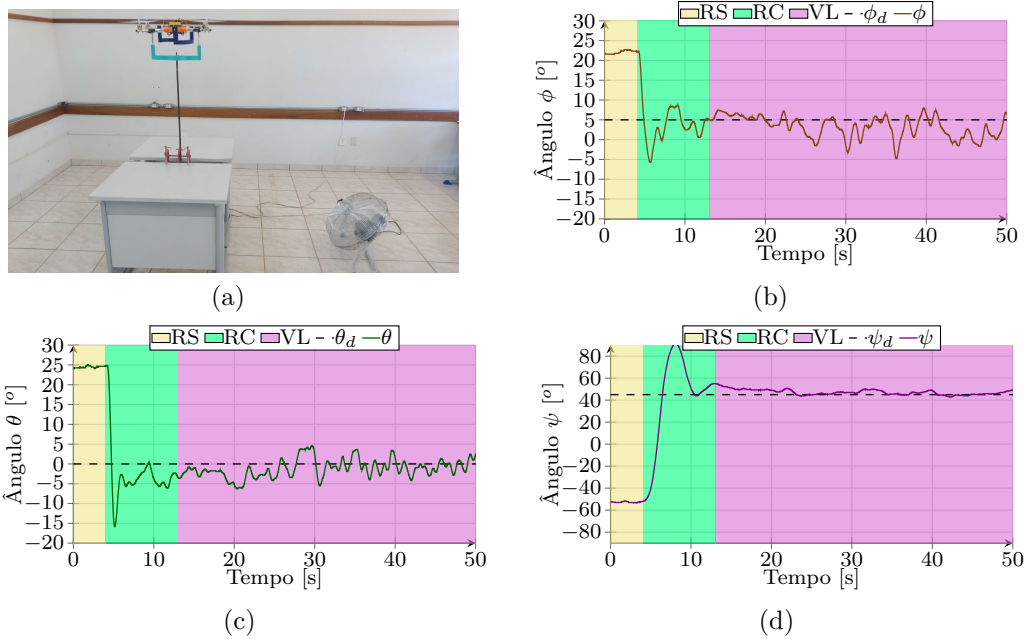


Figura 6.36 - Experimento com controle ativo sujeito a distúrbios: (a) experimento executado, (b) resposta do sistema para ϕ , (c) resposta do sistema para θ e (d) resposta do sistema para ψ .

e controlar o sistema para que ficasse sempre próximo deste valor, mesmo com as emissões de ar incidindo no quadricóptero. A Figura 6.36 (c) e a Figura 6.36 (d) apresentam a resposta do sistema para o ângulo θ e ψ , respectivamente. O valor desejado de θ foi 0° e o valor desejado de ψ foi 45° e para ambos os ângulos o controle PID apresentou desempenho satisfatório na presença dos distúrbios produzidos pela movimentação da corrente de ar, com destaque para o ângulo ψ que apresentou reduzidas oscilações durante o período analisado.

A Figura 6.37 apresenta o sistema supervisor desenvolvido que utiliza a tecnologia gêmeos digital para supervisionar o sistema quadricóptero e simular seu comportamento desligando o mesmo sob condições extremas. Neste supervisor, a região retangular pontilhada na cor vermelha apresenta os elementos de controle do sistema. O botão **iniciar/finalizar** controla quando o sistema de supervisão estará ativo ou não. Os botões de **ângulos** e **velocidades** definem qual informação será apresentada nos gráficos dentro do retângulo pontilhado na cor azul-turquesa. Se o botão **ângulos** for selecionado, as informações apresentadas serão os ângulos ϕ , θ e ψ , enquanto que se o botão **velocidades** for selecionado, as informações apresentadas serão as velocidades angulares p , q e r . O botão **reproduzir**, reproduz todo o experimento prático executado desde que o sistema supervisor foi ligado ou o último experimento prático salvo no banco de dados.

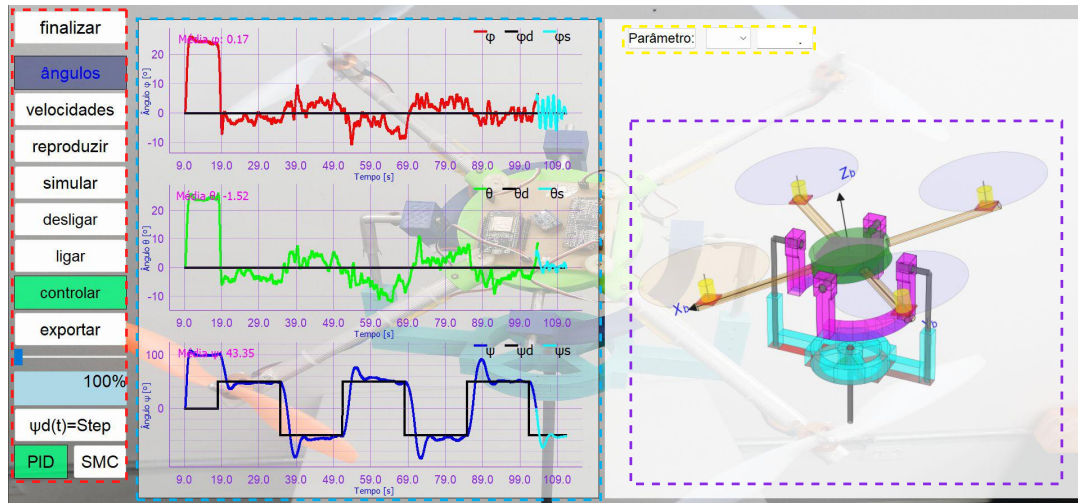


Figura 6.37 - Sistema supervisório utilizando a tecnologia gêmeos digital.

O botão **simular**, simula o funcionamento do sistema *offline* para as condições atuais do sistema quadricóptero. O botão **desligar** é o responsável por desligar os quatro propulsores, enquanto que o botão **ligar** é o responsável por ligar os quatro propulsores com comandos S_{M1} , S_{M2} , S_{M3} e S_{M4} idênticos e suficientes para partir seus respectivos motores. Quando **ligar** está ativo, o botão **controlar** ativa o controle presente no quadricóptero. O botão **exportar**, exporta todos os dados coletados e armazenados no banco de dados MySQL, permitindo ao usuário definir o diretório, nome do arquivo e formato dos dados a serem salvos.

A **barra de seleção** seleciona a magnitude da falha M_F enquanto que a **barra de progresso** apresenta quanto de potência o propulsor M_1 ainda terá em percentual $(1 - M_F) \times 100\%$. No caso apresentado na Figura 6.37, como o valor da **barra de progresso** está em 100%, isto indica que nenhuma falha foi aplicada ao sistema. O botão ψ_d define qual é a referência (valor desejado) para o ângulo ψ , no qual para o experimento apresentado o ψ_d é o sinal Step que varia entre $\pm 50^\circ$. Os sinais de referência implementados e selecionados clicando mais de uma vez neste botão são i) sinal padrão $A_m u(t)$, ii) função rampa $A_\alpha t u(t)$, iii) função Step, iv) função $A_m \text{sen}(\omega t)$, no qual A_m e A_α são parâmetros previamente definidos na controladora de voo. Os botões **PID** e **SMC** definem qual é o controle ativo após a falha.

A região representada pelo retângulo na cor azul-turquesa, apresenta o comportamento no tempo, dos ângulos e da velocidade angular durante o experimento prático, simulado ou reproduzido, podendo observar o valor da média de cada variável, calculada com as amostras dos oito últimos segundos do experimento em execução. Além disto, o supervisório gêmeos digital fica simulando o comportamento destes

ângulos para os próximos oito segundos a partir dos valores de ϕ , θ , ψ , p , q e r retornados pela bancada 0,5s atrás, o que permite analisar a previsão durante os primeiros 0,5s. As partes finais das curvas representadas pela cor azul-turquesa são os dados simulados dos respectivos parâmetros. Este tipo de supervisorio tem a capacidade de refinar os parâmetros do sistema real, assim como refinar os parâmetros do simulador, aumentando as potenciais aplicações tanto no objeto físico, quanto do objeto virtual, como por exemplo, otimizar os parâmetros de controle em tempo real ou antecipar potenciais instabilidades e desligar o sistema.

A região representada pelo retângulo na cor amarela possibilita configurar manualmente em tempo de execução os parâmetros do controle SMC, na qual a lista de opções apresenta os parâmetros a serem configurados λ_ψ , λ_θ , λ_ψ , k_{1_ϕ} , k_{1_θ} , k_{1_ψ} , k_{2_ϕ} , k_{2_θ} e k_{2_ψ} . A região representada pelo retângulo pontilhado na cor roxa apresenta a sombra digital (*digital shadow*) do gêmeo digital, que permite ao usuário observar como o quadricóptero se encontra visualmente. A sombra digital implementada apresenta tanto o comportamento do quadricóptero na bancada, como a própria bancada, visualizando quase que em tempo real a inclinação e orientação do quadricóptero assim como de todas as demais peças pertencentes à bancada.

6.8 Discussão

As técnicas para reduzir os impactos provocados por falhas em propulsores de quadricópteros vêm sendo aprimoradas recentemente. A complexidade desta tarefa reside no número reduzido de atuadores destas aeronaves, que dependem de cada um dos quatro propulsores para manter sua estabilidade dinâmica. Neste contexto, as soluções mais comuns incluem a inserção de dispositivos que atuem durante a falha, como paraquedas, propulsores auxiliares ou mecanismos para deslocamento do centro de massa da aeronave. A bancada construída nesta proposta possibilita movimentos rotacionais independentes de ϕ e θ dentro do intervalo de $\pm 25^\circ$, enquanto permite movimento rotacional ψ irrestrito. Estes intervalos são semelhantes aos adotados em bancadas com articulações esféricas (NOORDIN et al., 2018; SONG et al., 2022). O sistema implementado elimina todos os movimentos de translação, os quais não podem ser evitados com o uso de articulações esféricas.

Quanto à interferência da bancada na matriz de inércia do quadricóptero, esta apresenta massa de 575g, correspondendo a aproximadamente 50% da massa do quadricóptero. Em bancadas com princípios de funcionamento giroscópico, a proporção entre a massa da bancada e a do quadricóptero é normalmente superior a 100% (HANCER et al., 2018; VEYNA et al., 2021). Além disto, todas as partes das estruturas da

bancada estão situadas a menos de $270mm$ do centro de massa do quadricóptero, o que reduz significativamente sua interferência quando comparada com bancadas giroscópicas (HANCER et al., 2018; VEYNA et al., 2021), nas quais estruturas em anéis estão distantes o suficiente para acomodar todo o quadricóptero, inclusive as hélices, em seu interior. Song et al. (2022) apresentam bancada com o centro de rotação localizado a aproximadamente $100mm$ do centro de massa do quadricóptero, permitindo alguns movimentos lineares e dificultando a observação do movimento rotacional a partir dos sensores inerciais. Como a superfície horizontal destinada a acomodar o quadricóptero está próxima da área de operação das hélices, a turbulência é aumentada, prejudicando as leituras do sistema de medição inercial. No trabalho proposto, a bancada elimina todo o movimento linear, possibilitando a observação isolada do movimento rotacional. Adicionalmente, a estrutura da bancada é posicionada a distância considerável da região de operação das hélices, resultando na atenuação da turbulência provocada por elas. Hancer et al. (2018) propõem bancada para quadricóptero que incorpora estruturas em anéis. Os autores apresentam as limitações da proposta, destacando que a estrutura da bancada está posicionada a aproximadamente $400mm$ do centro de massa do quadricóptero, resultando em alteração na dinâmica rotacional devido à presença das estruturas em formato de anéis.

A bancada para quadricóptero proposta por Veyna et al. (2021) segue a abordagem de único anel. No entanto, ela enfrenta desafios semelhantes aos observados por Hancer et al. (2018), com a massa total da bancada atingindo $2,93 \times 10^3 g$, enquanto a massa do quadricóptero analisado é de $7,20 \times 10^2 g$. O trabalho de Veyna et al. (2021) apresenta melhorias em relação à proposta de Hancer et al. (2018), destacando-se por possuir único anel, estar mais próxima do centro de massa do quadricóptero com distância de $\approx 350mm$ e ser confeccionada em materiais mais leves. No entanto, ambas as propostas obtêm resultados inferiores quando comparadas à proposta apresentada neste trabalho. Neste trabalho, a bancada é fabricada com ABS e alumínio, exibindo estrutura compacta e leve, com peso de $575g$ e localizada próxima ao centro de massa do quadricóptero. A avaliação global, representada por $E_{a_{global}} = 1,64\%$, destaca a eficiência desta proposta, indicando sua novidade.

Durante a realização deste estudo, algumas bancadas foram desenvolvidas e avaliadas até chegar à versão atual, no qual foram apresentadas as duas últimas versões. Algumas questões-chave surgiram nas versões anteriores, incluindo: i) dificuldade de posicionar os sensores inerciais do quadricóptero próximos ao centro de massa, tornando a medição dos ângulos de rotação mais complexa e ii) relação não natural entre os ângulos de inclinação ϕ e θ , na qual a modificação de um deles afetava

significativamente o estado atual do outro, limitando o quadricóptero em assumir algumas inclinações dentro do intervalo de operação. Entre os desafios enfrentados, destaca-se a interferência dos ruídos gerados pelos propulsores nas leituras dos sensores inerciais. Para solucionar este problema, foram empregados filtros digitais recursivos de passa-baixa, em conjunto com o filtro estocástico de Kalman. Além disto, outro obstáculo significativo foi a transmissão eficiente de dados entre o quadricóptero e o sistema supervisor responsável pelo armazenamento e apresentação dos dados coletados.

Em sua concepção inicial, a bancada foi projetada para coletar e transmitir ampla gama de dados, abarcando medições de aceleração, velocidade angular, campo magnético, além das taxas de rotação dos quatro propulsores, os sinais destinados ao módulo gerador de PWM e a informação temporal necessária para construir as séries temporais das variáveis. No entanto, o sistema de transmissão não conseguia enviar todas estas informações em tempo real e acabou por colapsar, resultando na perda de informações. Para superar este problema, a solução adotada foi transmitir somente os dados previamente processados pela controladora de voo e incluir apenas as informações necessárias, como os ângulos ϕ , θ e ψ , os sinais enviados ao módulo gerador de PWM e a variável temporal. Foram realizados diferentes ensaios práticos com falhas de diversas intensidades, e dados foram coletados para verificar o comportamento do quadricóptero nestas situações e observar se o simulador não linear conseguia reproduzir os cenários.

Neste trabalho, técnicas de controle moderno são utilizadas para o desenvolvimento do controle auxiliar para atuar durante situações em que um dos quatro propulsores começa a perder potência. O controle SMC desenvolvido busca estabilizar o quadricóptero, adaptando o algoritmo de controle ao estado atual do propulsor defeituoso. Os experimentos realizados apresentaram melhoria na estabilidade do quadricóptero, com redução de mais de 80% dos efeitos provocados pela falha nos instantes iniciais para o ângulo mais impactado. Com o controle SMC, a aeronave conseguiu manter sua estabilidade em cenários com falhas de até 30%, o que, em situações reais, pode permitir que o veículo pouse, uma vez que preserva o controle dos ângulos ϕ , θ e ψ . Trabalhos como os de Wu et al. (2019), Mueller e D'Andrea (2014) e Morozov (2018) optam por sacrificar o controle do movimento do ângulo ψ , fazendo com que a aeronave em pane gire descontroladamente em torno do eixo z , além de aumentar os esforços de controle para os outros três atuadores.

Nesta proposta, o sistema de controle SMC consegue controlar a aeronave sem ab-

dicar do controle do ângulo ψ . Baldini et al. (2020) estudam técnicas de alocação de controle ótimo para contornar o problema de falta de potência em um dos propulsores, alcançando 84% de sucesso no diagnóstico e controle da aeronave para falhas de magnitude $M_F \leq 20\%$, com testes em simulador. No entanto, o método proposto neste trabalho conseguiu estabilizar o quadricóptero com falhas de $M_F \leq 30\%$, aumentando sua aplicabilidade em situações reais, realizando simulações e teses práticos. Merheb et al. (2014) apresentam simulação capaz de modificar o centro de massa da aeronave em pane para alterar seu comportamento dinâmico, de forma que opere como tricóptero. Contudo, os autores não realizaram experimentos práticos para comprovar os resultados da simulação, e sua alternativa para aplicações reais necessita de mecanismos como motores ou peças móveis para alterar o centro de massa do veículo, inserindo mais massa e diminuindo a autonomia da aeronave. Neste contexto, o controle SMC atua sem a necessidade de aumentar a massa do veículo, preservando sua autonomia.

CAPÍTULO 7

CONCLUSÃO

Neste trabalho, foi implementado o modelo computacional e a bancada de testes para quadricópteros que permitem o monitoramento e a análise do comportamento rotacional de quadricópteros, viabilizando a realização segura de testes de algoritmos de controle tanto para o projetista quanto para o próprio quadricóptero. O controle implementado para avaliar o quadricóptero na bancada baseia-se em três controladores PID, cada um responsável pelo controle de um dos ângulos do quadricóptero. Os parâmetros do controle PID foram determinados com base no modelo linear do quadricóptero de três graus de liberdade. Além disto, foram desenvolvidas rotinas computacionais capazes de representar o comportamento não linear do quadricóptero. Foi desenvolvido o controle auxiliar por modos deslizantes (SMC) para atuar durante falhas em um dos propulsores. Foram realizadas simulações e testes práticos para validar os controles propostos em cenários com falhas de $M_F = 30\%$ de perda de potência no propulsor defeituoso. A hipótese principal foi corroborada, e os objetivos foram alcançados com base nas análises dos resultados.

Dos resultados obtidos, observou-se que as séries temporais das variáveis ϕ , θ e ψ produzidas na bancada apresentam diferenças inferiores $E_{qglobal} \leq 2^\circ$ em relação às séries temporais obtidas por meio do simulador não linear. Os experimentos com falhas foram realizados na bancada, retirando-se a potência do propulsor M_1 para observar os impactos na estabilidade do quadricóptero. Foram analisados cenários constatando-se elevada variação no ângulo θ , um dos responsáveis por estabilizar o quadricóptero em pleno voo. Assim, o simulador não linear foi validado, representando o sistema do quadricóptero e da bancada em situações de pane em um dos propulsores. O controle SMC foi testado primeiramente no simulador, e os resultados demonstraram que o sistema proposto consegue atenuar os efeitos da variação no ângulo θ sem prejudicar ϕ e ψ .

Posteriormente, o controle SMC foi testado na bancada, obtendo desempenho semelhante ao observado no simulador, conseguindo atenuar os efeitos da falha, principalmente nos ângulos mais afetados. Assim, é possível concluir que a bancada desenvolvida é capaz de realizar todos os movimentos rotacionais, eliminando os movimentos translacionais, e que sua influência na dinâmica real do quadricóptero acoplado é mínima. Conclui-se ainda que o controle SMC desenvolvido tem a capacidade de atenuar os efeitos da perda de potência no ângulo de inclinação mais afetado θ ou ϕ , conseguindo reduzir mais de 80% do erro ocasionado pelo defeito no

propulsor nos instantes iniciais, além de atenuar os efeitos no ângulo de orientação ψ .

7.1 Contribuições do trabalho

Durante o desenvolvimento deste trabalho foram realizadas contribuições científicas através da publicação de trabalhos:

Artigos publicados em periódicos:

BULHÕES, J. S.; MARTINS, C. L.; OLIVEIRA, M. D.; CALHEIROS, D. F.; CALIXTO, W. P., Indirect prediction system for variables that have gaps in their time series. *Chaos, Solitons & Fractals*, ISSN 0960-0779, Volume 131, 2020. A1

MAGALHAES, A. S.; BULHOES, J. S.; REIS, M. R. C.; GOMES, V. M.; SILVA, A. H. F.; ALVES, A. J.; WAINER, G. A.; GANZAROLI, C. A.; ARAUJO, W. R. H.; CALIXTO, W. P., Experimental study of induction generator as a repowering solution. *International Transactions on Electrical Energy Systems*, ISSN 2050-7038, Volume 30, 2020. A4

SILVA, A. H. F.; MAGALHAES, A. S.; BULHOES, J. S.; WAINER, G. A.; FURRIEL, G. P.; CALIXTO, W. P., Parametric Regression Applied for Determination of Electrical Parameters of Synchronous and Induction Generators Operating in Parallel on the Electrical Energy Repowering System. *Energies*, ISSN 1996-1073, Volume 14, 2021. A2

PAIVA, JOÃO R. B. ; MAGALHÃES, ALANA S. ; MORAES, PEDRO H. F. ; BULHÕES, JÚNIO S. ; CALIXTO, WESLEY P. . Stability Metric Based on Sensitivity Analysis Applied to Electrical Repowering System. *Energies*, ISSN 1996-1073, Volume 14, 2021. A2

BULHÕES, J. S.; MARTINS, C. L.; HANSEN, C.; REIS, M. R. C.; MAGALHÃES, A. S.; COIMBRA, A. P.; CALIXTO, W. P., Platform and simulator with three degrees of freedom for testing quadcopters. *Robotics and Autonomous Systems*, ISSN 0921-8890, Volume 176, 2024. A1

BULHÕES, J. S.; MARTINS, C. L.; HANSEN, C.; REIS, M. R. C.; MAGALHÃES, A. S.; COIMBRA, A. P.; CALIXTO, W. P., Non-linear 3DOF Quadcopter Simulator [Source Code]. *Robotics and Autonomous Systems*, ISSN 0921-8890, Volume 176, 2024. A1

Artigos em processo de submissão:

BULHÕES, J. S.; MARTINS, C. L.; MAGALHÃES, A. S.; COIMBRA, A. P.; CALIXTO, W. P., Control and stabilization of unmanned aircraft subjected to engine failure. *Robotics and Autonomous Systems*, ISSN 0921-8890, 2024.

BULHÕES, J. S.; MARTINS, C. L.; HANSEN, C.; REIS, M. R. C.; MAGALHÃES, A. S.; COIMBRA, A. P.; CALIXTO, W. P., Sliding mode control applied to the stabilization of quadcopters during failures in one of the propulsors. [Source Code]. *Robotics and Autonomous Systems*, ISSN 0921-8890, 2024.

7.2 Sugestões para trabalhos futuros

Durante o decorrer deste trabalho, alguns pontos foram observados e podem ser explorados em trabalhos futuros:

- Avaliar o desempenho da bancada em quadricópteros comerciais;
- Adaptar o controle SMC para outras configurações de quadricóptero;
- Coletar e processar dados de velocidade dos quatro propulsores;
- Desenvolver algoritmo de detecção de falhas e sua intensidade a partir do monitoramento de parâmetros como velocidade angular e corrente drenada pela ESC;
- Analisar o comportamento dinâmico do quadricóptero para falhas mecânicas (hélices quebradas);
- Adaptar o controle SMC para atuar em falhas mecânicas; e
- Desenvolver bibliotecas em linguagem *Python* que possibilitem a integração da bancada com o *framework* de robótica conhecido como ROS (*Robot Operating System*).

APÊNDICE A

Bancada de testes

A Figura A.1 até a Figura A.3 ilustram a bancada sujeita a diferentes valores para os ângulos ϕ , θ e ψ , no qual pode observar a bancada deixando o quadricóptero inclinar enquanto mantém o referencial \mathcal{F}_c com origem estática, e portanto, idêntica à origem do referencial \mathcal{F}_i

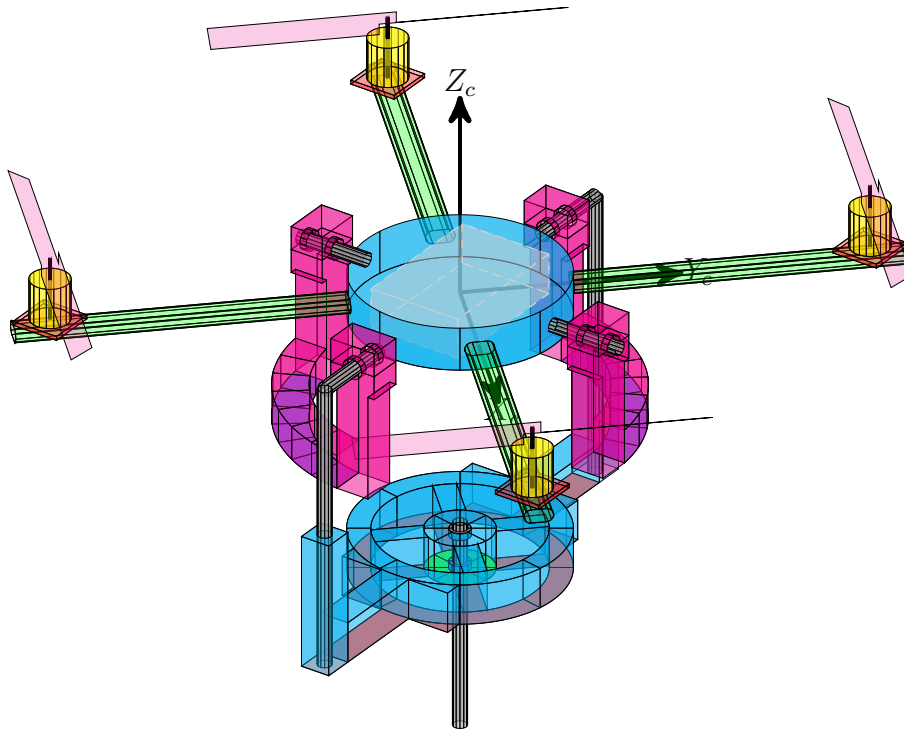


Figura A.1 - Bancada para $\phi = 0^\circ$, $\theta = 0^\circ$ e $\psi = 0^\circ$.

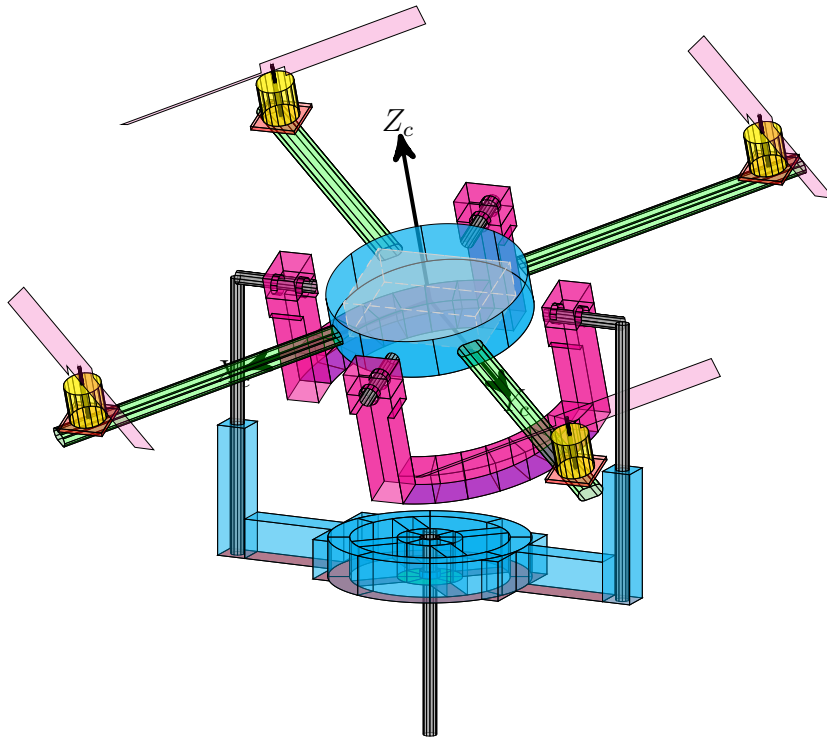


Figura A.2 - Bancada para $\phi = -15^\circ$, $\theta = 15^\circ$ e $\psi = -160^\circ$

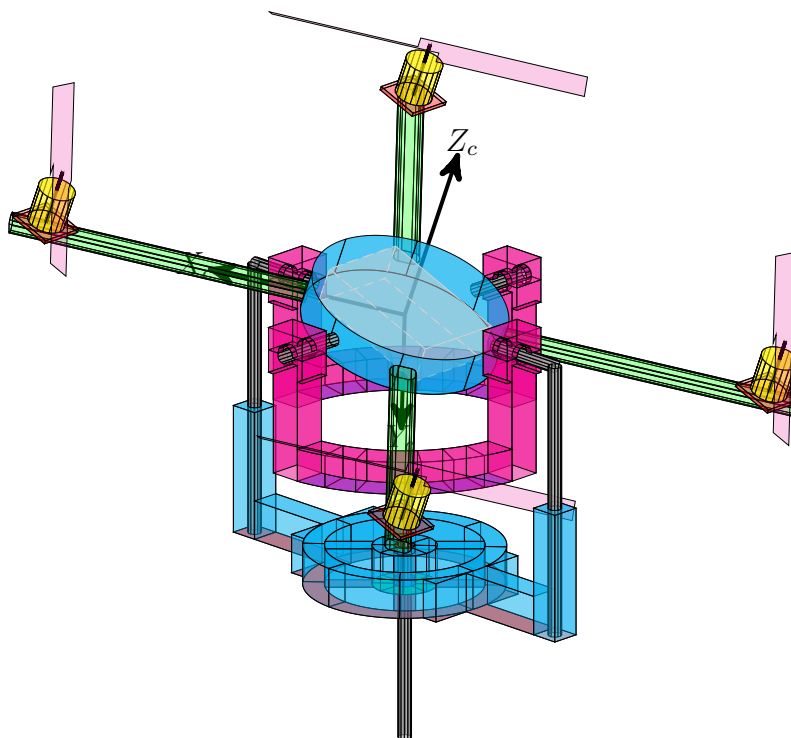


Figura A.3 - Bancada para $\phi = -15^\circ$, $\theta = -15^\circ$ e $\psi = 180^\circ$.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AHMAD, I.; LIAQUAT, M.; MALIK, F. M.; ULLAH, H.; ALI, U. Variants of the sliding mode control in presence of external disturbance for quadrotor. **IEEE Access**, IEEE, v. 8, p. 227810–227824, 2020. 51, 52
- ALKAMACHI, A.; ERÇELEBI, E. H_{∞} control of an overactuated tilt rotors quadcopter. **Journal of Central South University**, Springer, v. 25, n. 3, p. 586–599, 2018. 21
- ALSAMHI, S. H.; MA, O.; ANSARI, M. S.; GUPTA, S. K. Collaboration of drone and internet of public safety things in smart cities: An overview of qos and network performance optimization. **Drones**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 3, n. 1, p. 13, 2019. 21
- ALVES, A. S. C. **Estudo e Aplicação de Técnicas de Controle Embarcadas para Estabilização de voo de Quadricópteros. 2012. 121 f.** Tese (Doutorado) — Tese (Doutorado em Engenharia Elétrica)—Faculdade de Engenharia., 2012. 41, 42
- ALVES, V.; COSTA, D.; ALVES, R. Identificação e avaliação de processos erosivos através de imagens landsat 5/8 e drone. **IN: Simpósio Nacional de Geomorfologia**, v. 11, 2018. 21
- AMORIM, L. A. **Montagem de mosaico com imagens aéreas para auxílio a equipes em operações de combate, prevenção ou perícias em incêndios florestais utilizando drone.** Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal do Espírito Santo, 2016. 21
- ARAÚJO, M. A. **Controle por modos deslizantes de quadricóptero com carga suspensa por cabo para trajetórias baseadas na propriedade de planicidade diferencial do sistema e input shaping.** Dissertação (Mestrado), 2019. 52
- BALDINI, A.; FELICETTI, R.; FREDDI, A.; LONGHI, S.; MONTERIÙ, A. Actuator fault tolerant control of variable pitch quadrotor vehicles. **IFAC-PapersOnLine**, Elsevier, v. 53, n. 2, p. 4095–4102, 2020. 23, 129
- BEARD, R. W. Quadrotor dynamics and control. **Brigham Young University**, v. 19, n. 3, p. 46–56, 2008. 28, 29, 41, 42

BENIĆ, Z.; PILJEK, P.; KOTARSKI, D. Mathematical modelling of unmanned aerial vehicles with four rotors. **Interdisciplinary Description of Complex Systems: INDECS**, Hrvatsko interdisciplinarno društvo, v. 14, n. 1, p. 88–100, 2016. [37](#), [39](#), [40](#)

BOUABDALLAH, S. **Design and control of quadrotors with application to autonomous flying**. Tese (Doutorado), 2007. [36](#), [37](#), [38](#)

BOUADI, H.; BOUCHOUCHA, M.; TADJINE, M. Sliding mode control based on backstepping approach for an uav type-quadrotor. **World Academy of Science, Engineering and Technology**, Citeseer, v. 26, n. 5, p. 22–27, 2007. [42](#)

BRESCIANI, T. **Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter**. Student Paper. Tese (Doutorado), 2008. [31](#), [32](#), [38](#), [40](#)

BULHÕES, J. S. **Metodologia de previsão utilizando identificação de sistemas aplicada a séries temporais**. Dissertação (Mestrado), 2018. [35](#)

BULHOES, J. S.; MARTINS, C. L.; HANSEN, C.; REIS, M. R. d. C.; MAGALHÃES, A. d. S.; COIMBRA, A. P.; CALIXTO, W. P. Non-linear 3dof quadcopter simulator. **Code Ocean**, 2023. [94](#)

BULHÕES, J. S.; MARTINS, C. L.; MAGALHÃES, A. da S.; COIMBRA, A. P.; CALIXTO, W. P. Sliding mode control applied to the stabilization of quadcopters during failures in one of the propulsors. **Robotics and Autonomous Systems**, 4 2024. [114](#)

BULHOES, J. S.; MARTINS, C. L.; OLIVEIRA, M. D.; CALHEIROS, D. F.; CALIXTO, W. P. Indirect prediction system for variables that have gaps in their time series. **Chaos, Solitons & Fractals**, Elsevier, v. 131, p. 109509, 2020. [35](#), [68](#)

CARRILLO, L. R. G.; LÓPEZ, A. E. D.; LOZANO, R.; PÉCARD, C. **Quad rotorcraft control: vision-based hovering and navigation**. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2012. [36](#)

CHIDAMBARAM, M.; SAXENA, N. **Relay Tuning of PID Controllers: For Unstable MIMO Processes**. [S.l.]: Springer, 2018. [47](#)

CHOVANCOVÁ, A.; FICO, T.; CHOVANEC, L.; HUBINSK, P. Mathematical modelling and parameter identification of quadrotor (a survey). **Procedia Engineering**, Elsevier, v. 96, p. 172–181, 2014. [37](#), [42](#)

- CHWIF, L.; MEDINA, A. C. **Modelagem e simulação de eventos discretos**. [S.l.]: Afonso C. Medina, 2006. 35, 36
- COSTA, S. **Controlo e Simulação de um Quadrirotor convencional**. Dissertação (Mestrado) — Lisboa, Portugal: Instituto Superior Técnico, 2008. 26, 37
- DANTAS, F. E. F. Controle para um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero. Brasil, 2017. 25, 26, 39, 42
- DORF, R. C.; BISHOP, R. H. **Modern control systems**. 13. ed. [S.l.]: Pearson Prentice Hall, 2017. 44, 46, 47, 48, 49
- DOYLE, J. C.; FRANCIS, B. A.; TANNENBAUM, A. R. **Feedback control theory**. [S.l.]: Courier Corporation, 2013. 45
- ENGELBERG, S. **Mathematical Introduction To Control Theory, A**. [S.l.]: World Scientific Publishing Company, 2015. 49
- FERREIRA, F. P. Controle de estabilidade de um quadricóptero. 2015. 25
- FERRY, N. **Quadcopter Plant Model and Control System Development with MATLAB/Simulink Implementation**. Dissertação (Mestrado) — Rochester, United States: Rochester Institute of Technology, 2017. 25, 40
- FETHALLA, N. **Modelling, identification, and control of a quadrotor helicopter**. Tese (Doutorado) — École de technologie supérieure, 2019. 27, 29, 31, 32
- FLOREANO, D.; WOOD, R. J. Science, technology and the future of small autonomous drones. **nature**, Nature Publishing Group, v. 521, n. 7553, p. 460–466, 2015. 21
- FRANKLIN, G. F.; POWELL, J. D.; EMAMI-NAEINI, A. **Feedback control of dynamic systems**. 8. ed. [S.l.]: Pearson London, 2015. 44, 46, 48, 49
- GANGA, G.; DHARMANA, M. M. Mpc controller for trajectory tracking control of quadcopter. In: IEEE. **2017 International Conference on Circuit, Power and Computing Technologies (ICCPCT)**. [S.l.], 2017. p. 1–6. 25
- GHEORGHITĂ, D.; VÎNTU, I.; MIREA, L.; BRĂESCU, C. Quadcopter control system. In: IEEE. **2015 19th International Conference on System Theory, Control and Computing (ICSTCC)**. [S.l.], 2015. p. 421–426. 39

- GOLNARAGHI, F.; KUO, B. C. **Automatic control systems**. [S.l.]: McGraw-Hill Education, 2017. 44, 45, 46, 47
- GOMES, V. M. **Complexidade natural de sistemas com base em análise de sensibilidade**. Tese (Doutorado), 2020. 35
- GOMES, V. M.; PAIVA, J. R.; REIS, M. R.; WAINER, G. A.; CALIXTO, W. P. Mechanism for measuring system complexity applying sensitivity analysis. **Complexity**, Hindawi, v. 2019, 2019. 35
- GOODWIN, G. C.; GRAEBE, S. F.; SALGADO, M. E. et al. **Control system design**. [S.l.]: Prentice Hall New Jersey, 2001. 45, 48
- GREEN, C. R.; MCDONALD, R. A. Modeling and test of the efficiency of electronic speed controllers for brushless dc motors. In: **15th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference**. [S.l.: s.n.], 2015. p. 3191. 40
- HANCER, M.; BITIRGEN, R.; BAYEZIT, I. Designing 3-dof hardware-in-the-loop test platform controlling multirotor vehicles. **IFAC-PapersOnLine**, Elsevier, v. 51, n. 4, p. 119–124, 2018. 40, 126, 127
- HANSSEN, S. Drone class: Keeping coursework current as technology advances. **Community College Journal of Research and Practice**, Taylor & Francis, v. 40, n. 10, p. 871–874, 2016. 22
- HASSANALIAN, M.; ABDELKEFI, A. Classifications, applications, and design challenges of drones: A review. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 91, p. 99–131, 2017. ISSN 0376-0421. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0376042116301348>>. 21
- HERRERA, M.; CHAMORRO, W.; GÓMEZ, A. P.; CAMACHO, O. Sliding mode control: An approach to control a quadrotor. In: IEEE. **2015 Asia-Pacific conference on computer aided system engineering**. [S.l.], 2015. p. 314–319. 51
- HOLTON, A. E.; LAWSON, S.; LOVE, C. Unmanned aerial vehicles: Opportunities, barriers, and the future of drone journalism. **Journalism practice**, Taylor & Francis, v. 9, n. 5, p. 634–650, 2015. 21
- HOUPIS, C. H.; SHELDON, S. N. **Linear Control System Analysis and Design with MATLAB®**. 6. ed. [S.l.]: CRC Press, 2014. 44, 45, 46, 48

JUNG, W.; BANG, H. Fault and failure tolerant model predictive control of quadrotor uav. **International Journal of Aeronautical and Space Sciences**, Springer, v. 22, n. 3, p. 663–675, 2021. 22, 23

JUNIOR, A. K. d. A. Introdução à dinâmica de rotação clássica. Universidade Estadual Paulista (UNESP), 2011. 26

KINDERVATER, K. H. The emergence of lethal surveillance: Watching and killing in the history of drone technology. **Security Dialogue**, SAGE Publications Sage UK: London, England, v. 47, n. 3, p. 223–238, 2016. 21

KLEPPNER, D.; KOLENKOW, R. **An Introduction to Mechanics**. 2. ed. [S.l.]: Cambridge University Press, 2013. 39

_____. **An introduction to mechanics**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2014. 38

KOSE, O.; OKTAY, T. Dynamic modeling and simulation of quadrotor for different flight conditions. **European Journal of Science and Technology**, v. 15, p. 132–142, 2019. 25, 42

KOTARSKI, D.; BENIĆ, Z.; KRZYNAR, M. Control design for unmanned aerial vehicles with four rotors. **Interdisciplinary Description of Complex Systems: INDECS**, Hrvatsko interdisciplinarno društvo, v. 14, n. 2, p. 236–245, 2016. 42

KRAJNÍK, T.; VONÁSEK, V.; FIŠER, D.; FAIGL, J. Ar-drone as a platform for robotic research and education. In: SPRINGER. **International conference on research and education in robotics**. [S.l.], 2011. p. 172–186. 21

KREY, M. Cure for health care? using drone technology in hospital processes-an explorative analysis. In: SPRINGER. **Third International Congress on Information and Communication Technology**. [S.l.], 2019. p. 13–24. 22

LARA, F. R. d. Sistema de controle de ângulos de pitch e roll em veículo aéreo não tripulado de asa fixa. 2016. 33

LATHI, B. P. **Sinais e sistemas lineares**. 2. ed. [S.l.]: Bookman, 2006. 35, 44

LEE, J.; SHIN, D.; RYU, H.; LEE, D.; SHIM, D. H. Fault tolerant adaptive control using time delay control scheme under motor faults of octocopter. In: IEEE. **2018 7th International Conference on Systems and Control (ICSC)**. [S.l.], 2018. p. 123–128. 22, 23

- LEIGH, J.; LEIGH, J. R. **Control theory**. 2. ed. [S.l.]: Iet, 2008. 45, 47
- LEVINE, W. S. **Control system fundamentals**. [S.l.]: CRC press, 2011. 44, 45, 47, 50
- LIMA, G. V. et al. **Modelagem dinâmica e controle para navegação de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero**. Dissertação (Mestrado), 2015. 27, 28, 32, 33
- LÓPEZ-ESTRADA, F. R.; PONSART, J.-C.; THEILLIOL, D.; ZHANG, Y.; ASTORGA-ZARAGOZA, C.-M. Lpv model-based tracking control and robust sensor fault diagnosis for a quadrotor uav. **Journal of Intelligent & Robotic Systems**, Springer, v. 84, n. 1-4, p. 163–177, 2016. 21
- LÓPEZ, J. J.; MULERO-PÁZMÁNY, M. Drones for conservation in protected areas: present and future. **Drones**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 3, n. 1, p. 10, 2019. 21
- LU, S. **Modeling, control and design of a quadrotor platform for indoor environments**. Tese (Doutorado) — MS Thesis, Arizona State University, Tempe, AZ, 2018. 29, 31, 33
- LURIE, B. J.; ENRIGHT, P. J. **Classical Feedback Control with Nonlinear Multi-Loop Systems: With MATLAB® and Simulink®**. 3. ed. [S.l.]: CRC Press, 2019. 47, 50
- LUUKKONEN, T. Modelling and control of quadcopter. **Independent research project in applied mathematics, Espoo**, v. 22, p. 22, 2011. 37
- MADRUGA, S. P. **Projeto de sistema de controle embarcado para controle de voo de quadricópteros**. Dissertação (Mestrado), 2018. 26, 27, 33, 43
- MAGALHAES, A. S.; BULHOES, J. S.; REIS, M. R.; GOMES, V. M.; SILVA, A. H.; ALVES, A. J.; WAINER, G. A.; GANZAROLI, C. A.; ARAUJO, W. R.; CALIXTO, W. P. Experimental study of induction generator as a repowering solution. **International Transactions on Electrical Energy Systems**, Wiley Online Library, v. 30, n. 6, p. e12365, 2020. 35, 36
- MAHONY, R.; KUMAR, V.; CORKE, P. Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor. **IEEE Robotics and Automation magazine**, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., v. 19, n. 3, p. 20–32, 2012. 26

- MAIER, M. W. Architecting principles for systems-of-systems. **Systems Engineering: The Journal of the International Council on Systems Engineering**, Wiley Online Library, v. 1, n. 4, p. 267–284, 1998. 35
- MAZEH, H.; SAHILI, J. Fault-tolerant control of a multicopter unmanned aerial vehicle applying particle swarm optimization. In: IEEE. **2019 7th International Conference on Robotics and Mechatronics (ICRoM)**. [S.l.], 2019. p. 619–624. 22, 23
- MEDEIROS, V. d. S. et al. **Sistema embarcado para teste de veículos aéreos não tripulados em ambientes controlados**. Dissertação (Mestrado), 2017. 21
- MERHEB, A.-R.; NOURA, H.; BATEMAN, F. A novel emergency controller for quadrotor uavs. In: IEEE. **2014 IEEE Conference on Control Applications (CCA)**. [S.l.], 2014. p. 747–752. 23, 129
- MOGILI, U. R.; DEEPAK, B. Review on application of drone systems in precision agriculture. **Procedia computer science**, Elsevier, v. 133, p. 502–509, 2018. 21
- MOROZOV, Y. V. Emergency control of a quadcopter in case of failure of two symmetric propellers. **Automation and Remote Control**, Springer, v. 79, n. 3, p. 463–478, 2018. 22, 23, 128
- MUELLER, M. W.; D'ANDREA, R. Stability and control of a quadcopter despite the complete loss of one, two, or three propellers. In: IEEE. **2014 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)**. [S.l.], 2014. p. 45–52. 22, 23, 128
- NEMATI, A.; KUMAR, R.; KUMAR, M. Stabilizing and control of tilting-rotor quadcopter in case of a propeller failure. In: AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS. **ASME 2016 Dynamic Systems and Control Conference**. [S.l.], 2016. p. V001T05A005–V001T05A005. 22
- NGUYEN, N. P.; HONG, S. K. Fault diagnosis and fault-tolerant control scheme for quadcopter uavs with a total loss of actuator. **Energies**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 12, n. 6, p. 1139, 2019. 23
- NGUYEN, N. P.; MUNG, N. X.; HONG, S. K. Actuator fault detection and fault-tolerant control for hexacopter. **Sensors**, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 19, n. 21, p. 4721, 2019. 22, 23
- NISE, N. S. **Control systems engineering**. 7. ed. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2015. 35, 50

NOORDIN, A.; BASRI, M. A. M.; MOHAMED, Z. Sensor fusion for attitude estimation and pid control of quadrotor uav. **International Journal of Electrical and Electronic Engineering & Telecommunications**, v. 7, n. 4, p. 183–189, 2018. [126](#)

OGATA, K.; MAYA, P. á.; LEONARDI, F. **Engenharia de Controle Moderno**. 5. ed. 1: Prentice Hall, 2010. [44](#), [46](#), [47](#), [48](#)

PAIVA, E.; SOTO, J.; SALINAS, J.; IPANAQUÉ, W. Modeling, simulation and implementation of a modified pid controller for stabilizing a quadcopter. In: IEEE. **2016 IEEE International Conference on Automatica (ICA-ACCA)**. [S.l.], 2016. p. 1–6. [26](#), [37](#), [40](#)

PANTA, A.; WATKINS, S.; CLOTHIER, R. Dynamics of a small unmanned aircraft parachute system. **Journal of Aerospace Technology and Management**, SciELO Brasil, v. 10, 2018. [22](#)

PARASKEVOPOULOS, P. N. **Modern control engineering**. 1. ed. [S.l.]: CRC Press, 2017. [49](#), [50](#), [51](#)

PATRÃO, S. M. C. **Ferramenta de teste e validação para algoritmos de fusão sensorial**. Dissertação (Mestrado), 2015. [26](#)

PETRITOLI, E.; LECCESE, F.; CIANI, L. Reliability degradation, preventive and corrective maintenance of uav systems. In: IEEE. **2018 5th IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace)**. [S.l.], 2018. p. 430–434. [21](#)

PFEIFER, E. **Projeto e controle de um UAV quadrirotor**. Dissertação (Mestrado) — Universidade de São Paulo, 2013. [29](#), [37](#), [40](#)

PHAM, Q.-C.; MADHAVAN, R.; RIGHETTI, L.; SMART, W.; CHATILA, R. The impact of robotics and automation on working conditions and employment [ethical, legal, and societal issues]. **IEEE Robotics & Automation Magazine**, IEEE, v. 25, n. 2, p. 126–128, 2018. [21](#)

POUNDS, P. E. I. et al. Design, construction and control of a large quadrotor micro air vehicle. The Australian National University, 2007. [26](#)

PURI, V.; NAYYAR, A.; RAJA, L. Agriculture drones: A modern breakthrough in precision agriculture. **Journal of Statistics and Management Systems**, Taylor & Francis, v. 20, n. 4, p. 507–518, 2017. [21](#)

RAOL, J. R.; AYYAGARI, R. **Control systems: classical, modern, and AI-based approaches**. [S.l.]: CRC Press, 2019. 44, 45, 48

REIS, M. R. d. C. **Técnicas de acionamento e controle ótimo aplicados ao motor a relutância chaveado para maximizar o rendimento**. Tese (Doutorado), 2020. 35, 36

REIS, M. R. d. C.; ARAUJO, W. R. H. de; GOMES, V. M.; SILVA, F. d. S. e; GANZAROLI, C. A.; GOMES, F. A.; WAINER, G. A.; CALIXTO, W. P. Optimized techniques for driving and control of the switched reluctance motor to improve efficiency. **Control Engineering Practice**, Elsevier, v. 90, p. 1–18, 2019. 35

RUNCHAROON, K.; SRICHATRAPIMUK, V. Sliding mode control of quadrotor. In: IEEE. **2013 The International Conference on Technological Advances in Electrical, Electronics and Computer Engineering (TAECE)**. [S.l.], 2013. p. 552–557. 51

SABATINO, F. **Quadrotor control: modeling, nonlinear control design, and simulation**. Tese (Doutorado), 2015. 29, 32, 39

SAMIR, M.; SHARAFEDDINE, S.; ASSI, C. M.; NGUYEN, T. M.; GHAYEB, A. Uav trajectory planning for data collection from time-constrained iot devices. **IEEE Transactions on Wireless Communications**, IEEE, v. 19, n. 1, p. 34–46, 2019. 21

SANTOS, I. F. **Dinâmica de sistemas mecânicos: modelagem, simulação, visualização, verificação**. [S.l.]: Makron, 2001. 28, 36, 38

SANTOS, M. F.; HONÓRIO, L. M.; COSTA, E. B.; OLIVEIRA, E. J.; VISCONTI, J. P. P. G. Active fault-tolerant control applied to a hexacopter under propulsion system failures. In: IEEE. **2015 19th international conference on system theory, control and computing (ICSTCC)**. [S.l.], 2015. p. 447–453. 22, 23

SATO, M.; NIREI, M.; YAMANAKA, Y.; SUZUKI, T.; BU, Y.; MIZUNO, T. Increasing the efficiency of a drone motor by arranging magnetic sheets to windings. **Energy Reports**, Elsevier, v. 6, p. 439–446, 2020. 40

SEO, S.-H.; WON, J.; BERTINO, E.; KANG, Y.; CHOI, D. A security framework for a drone delivery service. In: ACM. **Proceedings of the 2nd Workshop on**

Micro Aerial Vehicle Networks, Systems, and Applications for Civilian Use. [S.l.], 2016. p. 29–34. 21

SHENOY, K. L.; KUMAR, M. S. Design topology and electromagnetic field analysis of permanent magnet brushless dc motor for electric scooter application. In: **IEEE. 2016 International Conference on Electrical, Electronics, and Optimization Techniques (ICEEOT).** [S.l.], 2016. p. 1541–1545. 40

SHOKRANIAN, S. **Uma Introdução à álgebra linear.** [S.l.]: EdUnB, 2004. 37

SHTESSEL, Y.; EDWARDS, C.; FRIDMAN, L.; LEVANT, A. et al. **Sliding mode control and observation.** [S.l.]: Springer, 2014. 52

SILVA, G. J.; DATTA, A.; BHATTACHARYYA, S. P. **PID controllers for time-delay systems.** [S.l.]: Springer, 2005. 49

SILVA, T. B.; SCHIRMER, A. S.; BARRIQUELLO, C. H.; ABASCAL, C.; NESVERA, D. A.; SILVA, G. J.; BAGGIO, J. E.; DEUTSCH, R. Measures of attitude angles of a quadricopter with a complementary filter. 2016. 26

SILVA, W. D. N.; CASTRO, T. da S. Modelagem matemática de quadricópteros através da análise de sistemas dinâmicos no espaço de estados. **Multiverso: Revista Eletrônica do Campus Juiz de Fora-IF Sudeste MG**, v. 3, p. 232, 2018. 42

SONG, J.; HU, Y.; SU, J.; ZHAO, M.; AI, S. Fractional-order linear active disturbance rejection control design and optimization based improved sparrow search algorithm for quadrotor uav with system uncertainties and external disturbance. **Drones**, v. 6, n. 9, 2022. ISSN 2504-446X. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/2504-446X/6/9/229>>. 126, 127

SOUSA, V. G.; SAOTOME, O. Proposta de um quadricóptero com grande capacidade computacional autônoma. **Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics**, v. 1, n. 1, 2013. 25

SOUZA, R. M. J. A. d. et al. **Estratégia de controle adaptiva para estabilização de um quadricóptero na presença de variação de massa.** Dissertação (Mestrado), 2016. 27, 31

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L.; JOHNSON, E. N. **Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems.** [S.l.]: John Wiley & Sons, 2015. 26, 28, 31, 32, 33, 37, 38, 39

- SZAFRANSKI, G.; CZYBA, R. Different approaches of pid control uav type quadrotor. In: CROON, G. de; AMELINK, M. (Ed.). **Proceedings of the International Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition 2011 Summer Edition**. 't Harde, the Netherlands: [s.n.], 2011. p. 73–78. 64
- TRIPATHI, S. M. **Modern Control Systems; An Introduction**. [S.l.]: Laxmi Publications, Ltd., 2010. 50
- USMAN, M. **Quadcopter Modelling and Control With MATLAB/Simulink Implementation**. Tese (Doutorado), 2020. 25, 33, 38, 42
- VAIDYANATHAN, S.; LIEN, C.-H. **Applications of sliding mode control in science and engineering**. [S.l.]: Springer, 2017. 51, 52, 53
- VEYNA, U.; GARCIA-NIETO, S.; SIMARRO, R.; SALCEDO, J. V. Quadcopters testing platform for educational environments. **Sensors**, v. 21, n. 12, 2021. ISSN 1424-8220. Disponível em: <<https://www.mdpi.com/1424-8220/21/12/4134>>. 126, 127
- WANG, B.; ZHANG, Y. An adaptive fault-tolerant sliding mode control allocation scheme for multirotor helicopter subject to simultaneous actuator faults. **IEEE Transactions on Industrial Electronics**, IEEE, v. 65, n. 5, p. 4227–4236, 2017. 22, 23
- WINTERLE, P.; STEINBRUCH, A. **Geometria Analítica**. [S.l.]: Makron Books, São Paulo, 2000. 27
- WU, Y.; HU, K.; SUN, X.-M.; MA, Y. Nonlinear control of quadrotor for fault tolerance: A total failure of one actuator. **IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems**, IEEE, v. 51, n. 5, p. 2810–2820, 2019. 22, 23, 52, 128
- YU, X.; LIU, Z.; ZHANG, Y. Fault-tolerant formation control of multiple uavs in the presence of actuator faults. **International Journal of Robust and Nonlinear Control**, Wiley Online Library, v. 26, n. 12, p. 2668–2685, 2016. 21
- ZEGHLACHE, S.; MEKKI, H.; BOUGUERRA, A.; DJERIOUI, A. Actuator fault tolerant control using adaptive rbfnn fuzzy sliding mode controller for coaxial octorotor uav. **ISA transactions**, Elsevier, v. 80, p. 267–278, 2018. 22, 23
- ZIPFEL, P. H. **Modeling and simulation of aerospace vehicle dynamics**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. 27, 28, 33, 38, 39