

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ – UNIFEI
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA
MECÂNICA**

Leonardo Lara da Rocha

**Controle de drones multirrotores por meio de
técnicas de controle tolerante a falhas**

Itajubá/MG

2025

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ – UNIFEI
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA
MECÂNICA**

Leonardo Lara da Rocha

**Controle de drones multirrotores por meio de
técnicas de controle tolerante a falhas**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, como parte dos requisitos para obtenção do Título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Área de Concentração: Projeto, Materiais e Processos.

Orientador: Prof. Dr. Guilherme Ferreira Gomes

Coorientador: Prof. Dr. Yohan Alí Diaz Méndez

Itajubá/MG

2025

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ – UNIFEI
INSTITUTO DE ENGENHARIA MECÂNICA
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA
MECÂNICA

Leonardo Lara da Rocha

Controle de drones multirrotores por meio de
técnicas de controle tolerante a falhas

Dissertação aprovada por banca examinadora em 13 de
Agosto de 2025, conferindo ao autor o título de **Mestre
em Engenharia Mecânica**

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Denilson Paulo Souza dos Santos (UNESP)
Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr. (UNIFEI)
Prof. Dr. Yohan Alí Diaz Méndez (UNIFEI)
Prof. Dr. Guilherme Ferreira Gomes (UNIFEI)

Itajubá/MG
2025

Eu dedico este trabalho a Deus e a minha família que sempre me apoiaram em todas as etapas da minha vida.

AGRADECIMENTOS

Agradeço aos meus pais Flávio e Sueli e ao meu irmão Thiago por sempre estarem ao meu lado.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Guilherme Ferreira Gomes e ao meu coorientador, Prof. Dr. Yohan Alí Diaz Méndez por todo o ensinamento e apoio ao longo do processo, obrigado pela disponibilidade e por toda atenção dedicada nas nossas reuniões. Ao colega de pesquisa Guilherme de Paula Pinheiro por toda a contribuição.

Aos colegas e amigos do GEMEC, pelo companheirismo e amizades que eu levarei para a vida inteira.

À CAPES pelo apoio com bolsa durante o desenvolvimento do trabalho.

Por fim, eu gostaria de agradecer a UNIFEI pela estrutura oferecida no programa de pós-graduação, a todos os funcionários dedicados e aos professores que contribuíram de forma significativa para a minha formação acadêmica.

A persistência é o caminho do êxito.

Charles Chaplin

RESUMO

DA ROCHA, Leonardo. **Controle de drones multirrotores por meio de técnicas de controle tolerante a falhas**. 2025. 94 p. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal de Itajubá, *campus* sede, 2025.

O uso de controladores PID em quadricópteros tem ganhado popularidade e é a escolha preferida para regular e estabilizar esses sistemas inerentemente instáveis, graças à sua simplicidade e eficácia. Por outro lado, controladores não lineares ainda representam um desafio para a implementação prática, principalmente devido à complexidade de programação, confiabilidade e certificação. Este trabalho apresenta um controlador não linear robusto para o controle de quadricópteros, baseado no Controle por Modos Deslizantes, com uma estrutura simples e de fácil implementação, a fim de incentivar seu uso futuro em placas controladoras comerciais. O controlador proposto, chamado de Regulador Integrativo Universal, também possui propriedades que o tornam uma excelente escolha em esquemas de controle tolerante a falhas passivas, tais como: (i) capacidade de rejeição de distúrbios e incertezas no modelo, (ii) erro de rastreamento nulo garantido em regime permanente com capacidade *anti-windup*, (iii) redução de *chattering* e, especialmente, (iv) não requer conhecimento prévio e detalhado do modelo da planta, o que facilita sua implementação experimental. O desempenho do controlador proposto é analisado e comparado ao PID clássico por meio de simulações numéricas e experimentos reais em uma plataforma de quadricóptero com 3 graus de liberdade, na presença de várias falhas de atuadores (travamento em posição e perda de efetividade). Os resultados demonstraram o desempenho superior de rastreamento e a superioridade geral do regulador integrativo universal em comparação com o controlador PID convencional. Isso foi evidenciado por meio de comparações qualitativas e quantitativas de índices de desempenho. Especificamente, o Regulador Integrativo Universal obteve uma redução de pelo menos 50% no erro de rastreamento em relação ao controlador PID, destacando sua eficácia na melhoria da precisão do controle.

Palavras-chaves: Falha de Atuador; Controle Tolerante a Falhas; Regulador Integrativo Universal; Quadricóptero.

ABSTRACT

The use of PID controllers in quadrotors has gained popularity and are the preferred choice for regulating and stabilizing these inherently unstable systems thanks to its simplicity and effectiveness. On the other hand, nonlinear controllers still represent a challenge for practical implementation, mainly due to their complexity of programming, reliability and certification. This paper presents a robust nonlinear controller for quadrotor control, based on Sliding Mode Control and with a simple structure and easy to implement in order to encourage its future use in commercial controller boards. The proposed controller, called Universal Integral Regulator, also has properties that make it an excellent choice in passive fault-tolerant control schemes such as: *(i)* disturbance and model uncertainties rejection capabilities, *(ii)* guaranteed steady state zero tracking error added with an anti wind-up capability, *(iii)* reduced chattering and especially, *(iv)* it does not require previous and detailed knowledge of the plant model which facilitates its experimental implementation. The proposed controller's performance is examined and compared to classical PID through numerical simulations and real world experiments on a 3 Degrees of Freedom quadrotor platform in the presence of several actuator faults (Locked-in-Place and Loss of Effectiveness). The results demonstrated the enhanced tracking performance and overall superiority of the proposed Universal Integrative Regulator control law compared to the conventional PID controller. This was evidenced through both qualitative and quantitative comparisons of performance indices. Specifically, the Universal Integrative Regulator achieved at least a 50% reduction in tracking error relative to the PID controller, highlighting its effectiveness in improving control accuracy.

Key-words: Actuator Fault; Fault Tolerant Control; Universal Integral Regulator; Quadrotor.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Configuração do Quadricóptero.	25
Figura 2.2 – Modelo do Quadricóptero.	33
Figura 2.3 – Publicações controle tolerante a falhas ativo.	37
Figura 2.4 – Publicações controle tolerante a falhas passivo.	39
Figura 2.5 – Vários tipos de falhas em atuadores.	54
Figura 3.1 – Metodologia aplicada.	60
Figura 3.2 – Esquema do Problema de Controle.	63
Figura 3.3 – Plataforma Experimental de Quadricóptero com 3 GDL.	69
Figura 3.4 – Vista Adicional da Plataforma Experimental de Quadricóptero com 3 GDL.	70
Figura 4.1 – Simulação Numérica, Caso sem Falhas.	72
Figura 4.2 – Simulação Numérica, Caso de Falha LiP.	73
Figura 4.3 – Comparação dos ângulos de atitude sem falhas, PID e UIR.	74
Figura 4.4 – Comparação dos sinais PWM dos motores sem falhas, PID e UIR.	74
Figura 4.5 – Comparação entre PID e UIR para falha LiP, cenário 1, estados.	75
Figura 4.6 – Comparação entre PID e UIR para falha LiP, cenário 1, sinais de controle.	76
Figura 4.7 – Comparação entre PID e UIR para falha LiP, cenário 2, estados.	76
Figura 4.8 – Comparação entre PID e UIR para falha LiP, cenário 2, sinais de controle.	77
Figura 4.9 – Comparação de desempenho dos controladores PID e UIR para LOE=15%, estados.	78
Figura 4.10–Comparação de desempenho dos controladores PID e UIR para LOE=15%, sinais de controle.	78
Figura 4.11–Comparação de desempenho dos controladores PID e UIR para LOE=17,5%, estados.	79
Figura 4.12–Comparação de desempenho dos controladores PID e UIR para LOE=17,5%, sinais de controle.	80

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Controle de Falhas em drones.	36
Tabela 2.2 – Controle de Falhas Passivo em Drones.	41
Tabela 2.3 – Falhas em drones.	56
Tabela 3.1 – Propriedades físicas do quadricóptero.	61
Tabela 3.2 – Plataformas de Drones.	68
Tabela 4.1 – Ganho dos Controladores UIR e PID.	71
Tabela 4.2 – Desempenho dos controladores UIR e PID no caso de condição sem falhas.	75
Tabela 4.3 – Comparação de desempenho da falha Locked-in-Place, cenário 1. . . .	76
Tabela 4.4 – Comparação de desempenho da falha Locked-in-Place, cenário 2. . . .	77
Tabela 4.5 – Comparação do caso de falha de LOE de 15%.	79
Tabela 4.6 – Comparação do caso de falha de LOE de 17,5%.	80

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AFTC	<i>Active Fault-Tolerant Control Systems</i>
CD	Demanda de Controle
CISM	<i>Conditional Integrator Sliding Mode Control</i>
DOF	<i>Degrees of Freedom</i>
ESC	<i>Electronic Speed Controller</i>
EVE	<i>Eve Air Mobility</i>
eVTOL	Veículos Elétricos de Decolagem e Pouso Vertical
FDD	<i>Fault Detection and Diagnostics</i>
FDI	<i>Fault Detection and Isolation</i>
FTC	<i>Fault Tolerant Control</i>
GDL	Graus de Liberdade
GPS	<i>Global Positioning System</i>
IAE	Erro Absoluto Integral
INDI	<i>Incremental Nonlinear Dynamic Inversion</i>
LiP	<i>Locked-in-Place</i>
LoE	<i>Loss of Effectiveness</i>
MPC	<i>Model Predictive Control</i>
PFTC	<i>Passive Fault-Tolerant Control Systems</i>
PI	Proporcional Integrativo
PID	<i>Proportional Integrative Derivative</i>
PWM	<i>Pulse Width Modulation</i>
SISO	<i>Single Input, Single Output</i>
SMC	<i>Sliding Mode Control</i>
TSM	<i>Terminal Sliding Mode</i>
UAVs	<i>Unmanned Aerial Vehicles</i>
UIR	<i>Universal Integrative Regulator</i>
VANTs	Veículos Aéreos Não Tripulados

LISTA DE SÍMBOLOS

τ_ϕ	Momento de rolagem [N.m]
τ_ψ	Momento de guinada [N.m]
τ_θ	Momento de arfagem [N.m]
d	Coeficiente de torque do motor
k_T	Coeficiente de sustentação do motor
l	Comprimento do braço do quadricóptero [m]
p	Velocidade angular de rolagem [rad/s]
q	Velocidade angular de arfagem [rad/s]
r	Velocidade angular de guinada [rad/s]
$sat(.)$	Função saturação
$sign(.)$	Função sinal
μ	Espessura da camada limite no UIR
ϕ	Ângulo de Rolamento [rad ou °]
ψ	Ângulo de Guinada [rad ou °]
σ	Variável de estado na dinâmica do integrador condicional
θ	Ângulo de Arfagem [rad ou °]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	OBJETIVOS	18
1.2	MOTIVAÇÃO	18
1.3	ESTRUTURA DO TRABALHO	19
1.4	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	20
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	24
2.1	Modelagem dinâmica do drone quadricóptero:	24
2.2	Controle Tolerante a Falhas	34
2.2.1	Controle Tolerante a Falhas Ativo	36
2.2.2	Controle Tolerante a Falhas Passivo	38
2.3	Controladores Robustos para PFTC	40
2.3.1	Backstepping	42
2.3.2	Controlador Preditivo Baseado em Modelo	45
2.3.3	Inversão Dinâmica Não Linear Incremental	46
2.3.4	Controlador Proporcional Integral Derivativo (PID)	47
2.3.5	Controlador por modos deslizantes (SMC)	49
2.4	Falhas em Atuadores de Drones	53
3	METODOLOGIA	59
3.1	Modelagem Analítica do Drone	60
3.2	Implementação numérica da dinâmica de voo do drone	61
3.3	Formulação do problema de controle	62
3.4	Simulação de falhas no modelo quadricóptero	66
3.5	Comparação do desempenho dos controladores	66
3.6	Validação experimental	67
4	RESULTADOS E DISCUSSÃO	71
4.1	Resultados Experimentais	73
4.1.1	Comparação sem Falhas	73
4.1.2	Falha <i>Locked-in-Place</i>	75
4.1.3	Falha <i>Loss-of-Effectiveness</i>	77
5	CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	81
5.1	Conclusões	81
5.2	Sugestões para trabalhos futuros	82
	REFERÊNCIAS	83

1 INTRODUÇÃO

Durante as últimas décadas, os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) começaram a deixar suas bases militares para participar mais da sociedade civil. Os VANTs comumente conhecidos como “drones” surgiram por volta dos anos 60, mas foi durante os anos 80 que começaram a chamar atenção, por conta de suas aplicações militares. A grande vantagem em seu uso durante os anos 80 era a possibilidade de efetuar ações, que muitas vezes eram perigosas, sem necessariamente colocar uma vida em risco. Nos últimos anos, observa-se um aumento significativo no número de empresas comerciais que iniciaram a exploração econômica dessa tecnologia. A *Amazon* já conseguiu uma liberação dos *EUA* para fazer entregas usando drones (STAFF, 2024), assim como o *Facebook* anunciou o seu projeto de levar internet às residências usando também drones (LAB, 2014), além disso, têm-se as inúmeras e convencionais aplicações dos mesmos como, por exemplo, na inspeção do clima, linhas de transmissão de alta tensão, mapeamento de terrenos e de incêndios florestais, pulverização de colheitas e as mais variadas aplicações que envolvem captação de imagens e filmagens aéreas, seja para fins de inspeção ou meramente recreativos (LI *et al.*, 2023); (YUAN; ZHANG; LIU, 2015). Os VANTs usam as suas capacidades extraordinárias para realizar missões cada vez mais próximo de pessoas e transportando cargas e equipamentos de grande valor. Portanto, em caso de falhas, a proximidade dessas aeronaves com áreas urbanas pode resultar em ferimentos a pessoas, além de causar perdas econômicas significativas.

Durante a operação de VANTs, os atuadores estão sujeitos à degradação de desempenho, como alterações nos parâmetros do motor, danos nas hélices, entre outros, podendo conduzir a falhas mais graves, que afetam a qualidade da missão e a segurança do voo (AVRAM; ZHANG; KHALILI, 2016). A ocorrência de falhas nos atuadores pode causar efeitos indesejáveis no sistema de controle em malha fechada, o que pode levar a um desempenho de rastreamento insatisfatório e até a desfechos catastróficos. Essas falhas afetam, de forma mais significativa, os drones multirrotores do tipo quadricóptero, uma vez que os octocópteros e hexacópteros são mais tolerantes a falhas, pois conseguem continuar operando mesmo quando um dos rotores falha, distribuindo a carga de controle entre os rotores restantes. Em quadricópteros, devido à ausência de redundância, garantir a estabilidade e o controle mínimo torna-se uma tarefa desafiadora. Essa falta de redundância torna a garantia da estabilidade e a manutenção de um nível mínimo de controle substancialmente mais desafiadoras em caso de falha de um atuador.

Quadricópteros, sem redundância do atuador, sofrem mais com as falhas do atuador, sendo estas principalmente relacionadas à falha em voo do próprio motor. Este tipo de falha é chamada na literatura de Perda de Efetividade ou, em inglês, *Loss of Effectiveness*

(LoE), que pode ser parcial ou total e acontecer simultaneamente em um ou em mais dos motores, provocando perda simultânea de empuxo e torque. Segundo Başak e Prempain (2017) a ocorrência de tais falhas degradam significativamente o desempenho do quadricóptero, a tal ponto, que nem o próprio piloto é capaz de evitar a queda da aeronave. Sendo assim, Teixeira *et al.* (2023) complementa que sistemas de veículos aeroespaciais são definidos como processos com alto grau de complexidade, reforçando quão difícil é para operadores humanos diagnosticar uma situação anormal em tempo efetivo deste tipo de VANTs.

Dentre os possíveis tipos de falha há as que afetam a estabilidade e o desempenho, neste caso os códigos/leis de controle desenvolvidos devem seguir estratégias de controle tolerante a falhas, ou em inglês, *Fault Tolerant Control* (FTC), sendo este o escopo principal desta proposta de mestrado. No trabalho de Qian, Jiang e Liu (2016) é possível verificar que a estratégia FTC tem sido amplamente utilizada nos projetos de sistemas de controle de voo para drones. Sendo assim, tem-se no trabalho de Başak e Prempain (2017) que essa estratégia pode ser utilizada com o objetivo de tratar falhas que resultem em perda de potência e torque. A partir destes conceitos, para um efetivo controle, normalmente é associado com um *Fault Detection and Diagnostics* (FDD), isto é, um diagnóstico e detecção de falhas, aliado deste conceito há ainda o *Fault Detection and Isolation* (FDI), que trata a respeito do isolamento e detecção de falhas, este uso de FDD/FDI em conjunto com leis de controle robustas tornam as FTCs, ativas. O conceito de robustez em controle, refere-se a sistemas capazes de lidar com incertezas e imprecisões no modelo. O uso de FTC em drones pequenos e de baixo custo não aumentarão o número de atuadores ou mesmo de sensores para uma operação mais segura, as operações seguirão conceitos de robustez à distúrbios externos, contarão com FDI para gerenciar a saúde da aeronave e terão sistemas de navegação que se reconfiguraram dependendo da falha e trajetória da aeronave, evitando obstáculos mesmo com uma redução das capacidades de desempenho da aeronave, o que representa a sua principal vantagem (DUCARD, 2009).

Ao longo de várias décadas, a maioria dos métodos de controle em VANTs do tipo quadricóptero foi baseada em técnicas de linearização ou assumia que o quadricóptero estava operando em condições próximas ao voo pairado (SHARIFI *et al.*, 2010), o que facilita o projeto de leis de controle. No entanto, conforme apresentado por Avram, Zhang e Khalili (2016), a dinâmica dos quadricópteros é altamente não linear, e a suposição de operação próxima ao voo pairado nem sempre é satisfeita. Uma forma de manter altos níveis de segurança e confiabilidade em VANTs do tipo quadricóptero é projetar sistemas de controle FTC. As crescentes exigências por alto desempenho, segurança e confiabilidade dos sistemas têm impulsionado pesquisas ativas sobre abordagens avançadas de FTC para sistemas críticos à segurança. Sendo assim, conforme Blanke, Staroswiecki e Wu (2001), os métodos de controle tolerantes a falhas buscam manter as mesmas funcionalidades do sistema, permitindo desempenho reduzido quando há algum dano ou pane.

Nesse sentido, conforme apresentado no trabalho de Ruggiero *et al.* (2020), há dois tipos de abordagens de controle tolerante a falhas, FTC ativo (AFTC) e FTC passivo (PFTC). Os sistemas *Passive Fault-Tolerant Control Systems* (PFTC) não alteram a estrutura ou arquitetura do controlador, mas precisa do uso de controladores robustos ou adaptativos, enquanto os sistemas *Active Fault-Tolerant Control Systems* (AFTC) reconfiguram as ações de controle para garantir a estabilidade e um desempenho aceitável do sistema. No entanto, Baldini *et al.* (2019) afirma que a principal desvantagem das abordagens passivas é que suas leis de controle são conservadoras, e, portanto, o desempenho do sistema pode ser limitado. Por outro lado, como comentado anteriormente, o AFTC exige um módulo separado, chamado FDI, que monitora o estado de saúde da aeronave e estima a gravidade da falha. Assim, o AFTC geralmente é mais caro e consome mais energia do que a estratégia PFTC, pois segundo Ducard (2007) os sistemas AFTC requerem sensores adicionais, ferramentas de diagnóstico e mecanismos de controle redundantes para detectar e corrigir ativamente as falhas em tempo real. Esses componentes extras não apenas aumentam a complexidade do sistema, como também elevam a demanda energética devido à necessidade de monitoramento e processamento contínuos.

Para controlar as possíveis falhas de drones, uma lei de controle comumente explorada é o *Sliding Mode Control* (SMC), uma vez que tem sido amplamente utilizado em esquemas de FTC para quadricópteros (WANG *et al.*, 2023); (SHARIFI *et al.*, 2010); (YANG *et al.*, 2021); (NGUYEN; PITAKWACHARA, 2024); (RAIESDANA, 2020); (BOUADI *et al.*, 2011). Conforme abordado em Zhang *et al.* (2010), a principal razão é sua capacidade de ser insensível a erros de modelagem, incertezas paramétricas e outras perturbações. O SMC pode responder rapidamente e reduzir a ordem do sistema para uma hypersuperfície sobre a qual o estado deve ser confinado (o estado desliza sobre a superfície), graças ao ajuste dos parâmetros do controlador. Mais recentemente, o SMC tem sido integrado a mecanismos adaptativos e a estratégias de *Terminal Sliding Mode* (TSM) para melhorar ainda mais o desempenho. De acordo com Labbadi, Djemai e Boubaker (2022), essas abordagens híbridas proporcionam uma convergência mais rápida e melhor manejo da dinâmica rotacional rápida do quadricóptero, especialmente na presença de falhas nos atuadores. Importante destacar que elas mantêm a robustez inerente do SMC convencional em relação a incertezas e perturbações. De forma geral, o SMC tem se mostrado uma abordagem de controle altamente eficaz para aplicações FTC, oferecendo a capacidade de tolerar falhas de forma autônoma e manter a operação mesmo quando certos componentes do sistema falham.

No presente trabalho, será aplicada a estratégia PFTC para projetar um sistema de controle que tolere diferentes tipos de falhas, como, por exemplo, *Locked-in-Place* (LiP) e LoE, tornando-o mais simples, barato e energeticamente eficiente. Um dos desafios para o controle seguro de VANTs do tipo quadricóptero é lidar com incertezas no modelo e perturbações. o trabalho de Emran e Najjaran (2018) mostra que, quando atuadores

apresentam mau funcionamento ou perda de eficácia, isso gera uma perturbação interna que compromete a estabilidade geral do sistema de controle do quadricóptero. Portanto, estratégias de controle robustas ou adaptativas são necessárias para lidar de forma eficaz com a ocorrência de falhas. Muitos pesquisadores têm demonstrado grande interesse no desenvolvimento de estratégias passivas de controle tolerante a falhas em quadricópteros.

A técnica de controle robusta que será aplicada para controlar o Drone Quadricóptero será uma lei de controle baseada em SMC relativamente pouco explorada, conhecida como *Universal Integrative Regulator* (UIR), é utilizada para lidar com falhas em quadricópteros dentro de uma estrutura PFTC. O termo “universal” refere-se à capacidade do regulador de estabilizar qualquer planta dentro de uma família de sistemas que compartilham o mesmo grau relativo e o mesmo sinal do ganho de alta frequência. Conforme demonstrado em (KHALIL, 2000), para sistemas com grau relativo um, o UIR se reduz a um controlador Proporcional Integrativo (PI) clássico seguido por uma função de saturação, enquanto para sistemas com grau relativo dois, ele se reduz a um controlador *Proporcional Integrativo Derivativo* (PID) com saturação. Isso torna o UIR uma generalização natural desses controladores lineares bem conhecidos, preservando a simplicidade enquanto estende sua aplicabilidade a uma classe mais ampla de sistemas. Uma das principais motivações deste trabalho é promover o uso do UIR no controle de quadricópteros, especialmente considerando que a maioria dos controladores comerciais de VANTs ainda é baseada em esquemas PID convencionais. Em comparação com os controladores não lineares discutidos anteriormente, o UIR oferece várias vantagens importantes: (i) possui uma estrutura simples e fácil de implementar; (ii) mantém as propriedades de robustez do SMC ideal, proporcionando forte rejeição a perturbações e incertezas no modelo; (iii) garante erro de seguimento nulo em regime permanente por meio de um integrador condicional, que preserva os benefícios da ação integral ao incorporar um mecanismo de *anti-windup*; (iv) emprega uma aproximação contínua da lei de SMC, reduzindo significativamente o fenômeno de *chattering* comumente associado ao SMC tradicional; e (v) não requer conhecimento prévio da dinâmica da planta, graças a uma simplificação estrutural que facilita sua implementação prática.

As principais contribuições deste trabalho são: (i) a validação, tanto numérica quanto experimental, de um modelo dinâmico de drone quadricóptero, assegurando sua fidelidade para simulações e testes; (ii) até onde se sabe, esta é uma das primeiras aplicações do UIR em um sistema real de drone quadricóptero, demonstrando sua viabilidade prática através de plataformas experimentais; (iii) a avaliação experimental da eficácia do controlador UIR para lidar com diferentes tipos de falhas em atuadores, evidenciando sua robustez e tolerância a falhas; e (iv) a comparação quantitativa entre os desempenhos dos controladores UIR e PID, a fim de destacar as vantagens da abordagem proposta frente a técnicas convencionais.

1.1 OBJETIVOS

Objetivo Geral:

Como uma possibilidade de controlar drones com falhas, o principal objetivo deste trabalho é implementar, testar, verificar e confirmar a eficácia de estratégias de um controlador tolerante a falhas passivo em ambientes de simulação numérica e experimental, avaliando seu desempenho em diferentes cenários de falhas, com foco na confiabilidade e segurança do sistema.

Objetivos Específicos:

Este trabalho estabelece como objetivos específicos:

- Modelar a dinâmica de voo de drones do tipo quadricóptero para fins de controle;
- Aplicar uma técnica de controle robusta, implementá-la em modelo numérico, inserir falhas e testar seu desempenho na presença de falhas simuladas;
- Realizar a validação dos resultados obtidos em ambiente experimental, utilizando uma plataforma de testes real que permita comparar o comportamento simulado com o comportamento observado e verificar a eficácia do controlador na presença de falhas.

1.2 MOTIVAÇÃO

O avanço da tecnologia de eletrônica embarcada favoreceu o progresso na aplicação de VANTs, comumente denominados, drones, havendo um aumento significativo no número de empresas que passaram a explorar economicamente essa inovação tecnológica. Com o passar dos anos, o uso de drones expandiu-se para diversas áreas, à medida que cresceu a demanda por soluções mais práticas em atividades como vigilância aérea, operações civis e militares, filmagens, entregas e aplicações agrícolas, como a pulverização localizada. Devido à sua capacidade de voo pairado, fácil construção, tamanho compacto, mobilidade e opções de carga útil, as aplicações potenciais dos drones se expandiram do uso pessoal ao militar (SEIDALIYEVA *et al.*, 2023). Dessa forma, as principais aplicações dos drones mais leves estão relacionadas a serviços de irrigação e entregas em locais que não são de acesso público, pois representam operações de menor risco. Por outro lado, existem operações de risco médio e alto, como aquelas realizadas por drones em regiões com grande circulação de pessoas, no transporte de mercadorias ou de equipamentos de alto valor, por exemplo, inspeções termográficas em parques eólicos e entregas em áreas urbanas densamente povoadas, onde há risco de ferimentos físicos em caso de falha. Com isso, surgiu a necessidade do desenvolvimento de técnicas de controle FTC que pudessem atender às altas exigências em segurança dos projetos de engenharia em diversos campos

de aplicação, como nas indústrias aeronáutica, aeroespacial, automotiva, médica e esportiva, uma vez que os drones são compostos por atuadores, rotores, sistemas, placas de controle e baterias, formando um sistema complexo. Portanto, a falha de qualquer um desses componentes pode causar danos, ferimentos e perdas materiais.

Um fator crítico para a utilização de drones é o risco de segurança que, conforme mencionado anteriormente, pode ser causado por falhas em seus mecanismos. Esse cenário tem intensificado a necessidade de estudos sobre as leis de controle tolerantes a falhas. Sendo assim, com o crescimento do uso de VANTs em atividades civis na nossa sociedade, estes precisam ser equipados com controladores tolerantes a falhas poderosos e confiáveis capazes de recuperar a estabilidade da aeronave e garantir um pouso de emergência seguro, e isto deve e pode ser realizado sem necessariamente aumentar o número de atuadores ou sensores. As principais falhas em VANTs de asa rotativa como quadricópteros, hexacópteros, dentre outros, estão associadas à perda total ou parcial de algum dos seus atuadores, isto é, conjunto moto-propulsor (motores e hélices). VANTs multirrotores podem sofrer perda de hélices em pleno voo, exigindo, assim, a necessidade de um sistema que lide com as falhas de uma ou múltiplas hélices e um controlador robusto que estabilize o quadricóptero. Justifica-se também a exploração deste tipo de leis de controle, especialmente no Brasil, devido ao desenvolvimento (em andamento), de carros voadores pela empresa *Eve Air Mobility* (EVE) do grupo EMBRAER, sendo conhecidos como Veículos Elétricos de Decolagem e Pouso Vertical (eVTOL). São vistos como uma alternativa mais sustentável para a próxima década, sendo projetados para deslocamentos rápidos dentro de cidades ou de curta distância entre centros urbanos. Para isso, a aeronave é dotada de oito rotores (conjunto formado pelo motor e hélice) para o voo vertical, na decolagem e no pouso, e asas fixas para o deslocamento na fase de cruzeiro. (VASCONCELOS, 2025). Sendo assim, comporta-se como um drone multirrotor durante as fases de decolagem e pouso.

1.3 ESTRUTURA DO TRABALHO

No Capítulo 1 será apresentado uma visão geral sobre a utilização de drones destacando os principais problemas decorrentes de falhas em seus sistemas. Além disso, será abordado o estado da arte relacionado à aplicação de controladores voltados para a correção dessas falhas, contextualizando a relevância do controle tolerante a falhas no cenário atual.

No Capítulo 2 serão apresentados os conceitos fundamentais necessários para o desenvolvimento do trabalho, incluindo a modelagem dinâmica de drones e uma revisão das principais técnicas de controle tolerante a falhas disponíveis na literatura. Este capítulo visa oferecer base teórica sólida para a compreensão das análises posteriores.

No Capítulo 3 será descrito a abordagem adotada para alcançar os objetivos do estudo, detalhando os procedimentos utilizados nas análises numérica e experimental. Serão discutidas as ferramentas, os parâmetros e os critérios empregados nas simulações e testes

práticos.

No Capítulo 4 serão apresentados os resultados obtidos por meio das simulações numéricas e dos experimentos realizados. Os dados são analisados e discutidos com base nos fundamentos teóricos abordados anteriormente, buscando verificar a eficácia das estratégias de controle implementadas.

Por fim, no Capítulo 5 serão sintetizadas as principais conclusões do trabalho, avaliando-se o desempenho do controle tolerante a falhas em drones. São ainda sugeridas possíveis direções para pesquisas futuras, visando ao aprimoramento da robustez e da confiabilidade desses sistemas.

1.4 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A modelagem de drones tem sido objeto de estudo em diversas áreas da engenharia, devido à crescente demanda por sistemas autônomos aéreos capazes de operar com precisão e segurança. Segundo Beard e McLain (2012), a modelagem dinâmica de VANTs é essencial para o desenvolvimento de algoritmos de controle robustos, sendo geralmente baseada nas equações de movimento de corpos rígidos em seis graus de liberdade. Sendo assim, diversos estudos abordam a modelagem matemática de drones, especialmente quadricópteros, utilizando os métodos de Lagrange e Newton-Euler, destacando-se como base teórica para o desenvolvimento de estratégias de controle e simulação (MAHONY; KUMAR; CORKE, 2012).

No trabalho de Das, Lewis e Subbarao (2009) a modelagem matemática de drones quadricópteros foi realizada utilizando o método de Lagrange, permitindo a obtenção de equações não lineares que descrevem com precisão o comportamento dinâmico do sistema. Já em Taame, Lachkar e Abouloifa (2022) optou-se pelo uso do formalismo de Newton-Euler para modelar as forças e torques atuantes nos rotores e no corpo do drone. Essa metodologia, baseada nas leis de Newton para a translação e rotação, se mostrou eficaz para aplicações em tempo real, devido à sua natureza mais direta e computacionalmente eficiente em comparação com o método de Lagrange. Esses trabalhos forneceram subsídios importantes para o desenvolvimento da modelagem neste estudo, permitindo a escolha adequada da abordagem utilizando o formalismo de Newton-Euler segundo o objetivo de controle e simulação. A combinação das metodologias auxiliou na representação fiel da dinâmica dos VANTs, essencial para o projeto de controladores robustos e simulações precisas em ambientes virtuais.

Na literatura, uma vasta gama de técnicas tem sido proposta, recentemente, para corrigir falhas em um drone multirrotor. Da mesma forma, leis de controle robustas chamam a atenção por compensar e corrigir as falhas de forma mais efetiva. De acordo com Beyer, Steen e Hecker (2023), as falhas no rotor podem causar consequências indesejadas, como risco de segurança para as pessoas que estão próximas ao drone. Em geral, os drones que

são explorados na literatura representam o modelo quadricóptero, uma vez que apresentam o custo menor com relação aos drones com maior quantidade de rotor. Sendo assim, os drones têm demonstrado relevante habilidade para uma grande variedade de aplicações, como a vigilância, serviços de entrega e recreação (SUN *et al.*, 2020). Ou seja, é importante garantir que as falhas sejam minimizadas através da aplicação de leis de controle apropriadas para a situação.

De acordo com Peksa e Mamchur (2024), drones são compostos por atuadores, rotores, sistemas, placas de controle e baterias, formando um sistema complexo. Portanto, a falha de um desses componentes pode causar danos, ferimentos e perdas materiais. Drones com menor número de rotores são mais suscetíveis a falhas, pois não possuem alternativas para compensar uma eventual falha de rotor, como é o caso dos quadricópteros. Por outro lado, hexacópteros e octocópteros têm se tornado mais comuns devido à redundância de hardware, já que, se um rotor falhar, os demais podem compensar, reduzindo os riscos associados a falhas (LISCOUËT *et al.*, 2022), (BAKIRCIOĞLU; ÇABUK; YILDIRIM, 2022), (PEKSA; MAMCHUR, 2024). Além disso, Burggräf *et al.* (2019) explora que fatores relacionados à certificação regulatória influenciam esse cenário. Normas comuns em vários países incluem restrições para que drones não voem a altitudes superiores a 100-120 metros do solo, proibição de sobrevoar grandes aglomerações de pessoas e a restrição de voos durante o período noturno.

As falhas em drones representam riscos significativos, especialmente dependendo do ambiente de operação. Entre as possíveis falhas estão aquelas relacionadas aos atuadores, apresentado no trabalho de Bošković e Mehra (2003) como LiP, *Hard-Over*, LoE e *Float Around Trim*. Além disso, podem ocorrer falhas em sensores e danos nos rotores, conforme apresentado nos trabalhos de Li, Zhang e Gordon (2013), Wang *et al.* (2019a), comprometendo a integridade das hélices. Em casos mais graves, as hélices podem se desprender, aumentando o risco de acidentes com pessoas próximas.

Além disso, no trabalho de Saied *et al.* (2020) é possível notar o uso de drones com maior número de rotores em abordagens passivas, já que isso torna o drone menos suscetível a falhas, embora eleve os custos. Por outro lado, drones quadricópteros são mais frequentes em abordagens ativas, pois geralmente contam com observadores capazes de antecipar a classificação das falhas e, assim, facilitam a aplicação da lei de controle adequada para corrigir o problema. Isso porque os quadricópteros são mais vulneráveis a falhas em comparação a drones com mais rotores.

Em Sun *et al.* (2020), é destacado que, entre os diversos tipos de drones multirrotores, os quadricópteros se sobressaem devido à sua simplicidade estrutural, leveza e facilidade de controle. Essas características contribuem para seu amplo uso em pesquisas acadêmicas, aplicações comerciais e missões de inspeção, além de favorecerem o desenvolvimento e a implementação de algoritmos de controle avançado.

Sendo assim, segundo Zaludin (2023) a partir do mecanismo de falha, caso um dos

rotores falhar, o equilíbrio do drone será perturbado, podendo fazê-lo sair da rota. Por isso, os operadores são treinados para aterrissar imediatamente o drone em caso de falha, prevenindo acidentes. Entre os multirrotores, o quadricóptero se destaca pela simplicidade estrutural e é considerado mais eficiente energeticamente para entregas. No entanto, Ke, Cai e Quan (2022) comenta que os quadricópteros por não possuir redundância de rotores, é o tipo de veículo que mais sofre com falhas nos rotores. Por outro lado, Khattab, Mizrak e Alwi (2024) mostra que os trabalhos com octocópteros e hexacópteros, devido à redundância de atuadores, pode lidar com falhas de atuadores assumindo que ainda há atuadores suficientes para controlar o VANT.

No trabalho de Achtelik *et al.* (2012), as soluções implementadas para mitigar problemas de falhas incluem o aumento do número de rotores, considerando aspectos relacionados à eficiência, dinâmica e redundância. Além disso, a abordagem considera a robustez do sistema frente a falhas individuais, a melhora na estabilidade e controle durante manobras complexas, e a capacidade de manter a operação mesmo em caso de falha de um ou mais componentes críticos. No entanto, os custos de produção, que já são maiores comparados a VANT de asa fixa, aumentam conforme o número de pás do rotor (ÇELEBI; AYDIN, 2025).

Em Hamadi (2020), destaca-se a duplicação das placas controladoras, além da inclusão de *Global Positioning System* (GPS), antenas e sensores, em função do maior número de motores, controladores de motor e baterias. Embora esse processo de duplicação das placas controladoras possa ser caro e, muitas vezes, desnecessário, isso abre espaço para o uso de leis de controle adaptativas, que têm ganhado maior atenção na pesquisa.

De acordo com Sharifi *et al.* (2010), grande parte das abordagens de controle aplicadas a VANTs quadricópteros utiliza técnicas de linearização ou assume que o veículo opera próximo à condição de voo pairado. No entanto, Avram, Zhang e Khalili (2016) destacam em seu trabalho que a dinâmica do quadricóptero é altamente não linear e que a suposição de operação próxima ao voo pairado nem sempre é satisfeita. Uma forma de garantir alta segurança e confiabilidade nos VANTs é por meio do projeto de FTC. As crescentes exigências por alto desempenho do sistema, segurança e confiabilidade têm impulsionado pesquisas em abordagens avançadas de FTC para sistemas críticos de segurança. Neste trabalho, propõe-se a aplicação de uma estratégia de PFTC para o desenvolvimento de um sistema de controle robusto, capaz de lidar com diferentes tipos de falhas. O PFTC, essencialmente, é um controlador robusto ou adaptativo às mudanças, pois lida com falhas em atuadores sem saber exatamente o que está acontecendo no sistema (BENOSMAN, 2011). Essa abordagem se destaca por sua menor complexidade estrutural e custo reduzido, tornando-se uma alternativa atrativa para aplicação em *Unmanned Aerial Vehicles* (UAVs). No entanto, um dos principais desafios para assegurar a operação segura de VANTs do tipo quadricóptero está associado às incertezas inerentes ao modelo dinâmico. Tais incertezas podem comprometer o desempenho e a estabilidade do sistema, sobretudo

em condições adversas ou na presença de falhas nos atuadores (ZHANG; JIANG, 2008). Dessa forma, uma lei de controle baseada em SMC, ainda pouco explorada na literatura é empregada para tratar falhas em quadricópteros dentro de um esquema de PFTC, essa lei de controle é conhecida como UIR. Destacando-se por sua robustez frente a incertezas e perturbações. Segundo Prusty *et al.* (2016), essa abordagem permite maior tolerância a falhas sem a necessidade de reconfiguração ativa do controlador, o que simplifica a implementação e aumenta a confiabilidade em aplicações em tempo real. Além disso, sua natureza PFTC a torna especialmente adequada para sistemas críticos à segurança, como VANTs, nos quais podem ocorrer falhas inesperadas em atuadores ou variações nas dinâmicas do sistema.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

A modelagem de VANTs, é uma etapa essencial para o desenvolvimento, simulação e controle dessas plataformas aéreas. A fundamentação teórica que sustenta essa modelagem envolve uma abordagem multidisciplinar, integrando conhecimentos da física, matemática, engenharia e ciência da computação. No âmbito de mecânica clássica, os drones são modelados como sistemas dinâmicos não lineares de múltiplos corpos. A modelagem leva em consideração o movimento translacional (baseado nas leis de Newton) e o movimento rotacional (governado pelas equações de Euler). Além disso, a simulação computacional tem se mostrado uma ferramenta fundamental para validar modelos teóricos e testar algoritmos de navegação em ambientes virtuais antes da implementação real. Softwares como MATLAB/Simulink permitem testar modelos detalhados e realizar simulações com alto grau de realismo, sempre que o modelo considere com precisão os fenômenos físicos associados. Portanto, a modelagem de drones é sustentada por uma base teórica sólida, que combina conceitos fundamentais da física e matemática com ferramentas modernas de simulação e controle. Essa fundamentação é indispensável para garantir a eficiência, segurança e autonomia dos drones em aplicações cada vez mais complexas e, obviamente, a aplicação adequada de leis de controle. Dessa forma, será apresentada a modelagem de drone quadricóptero para, posteriormente, aplicar leis de controle no modelo.

2.1 Modelagem dinâmica do drone quadricóptero:

A modelagem de um drone quadricóptero será desenvolvida a partir das equações de movimento que descrevem o sistema. Para a orientação do corpo rígido, serão utilizadas três coordenadas de posição e três ângulos de Euler. Dessa forma, as equações dinâmicas serão obtidas a partir do formalismo de Newton-Euler.

Devido à complexidade do modelo, como, por exemplo, ser não linear, possuir seis graus de liberdade e ser afetado por distúrbios aerodinâmicos, assume-se que o veículo aéreo é um corpo rígido no espaço e serão realizadas algumas simplificações, como:

- 1) O centro de massa e a origem de coordenadas fixos ao corpo rígido são coincidentes;
- 2) A estrutura é rígida e simétrica;
- 3) As hélices são rígidas;
- 4) O veículo aéreo está sujeito a uma força principal (empuxo) e três torques (rolagem, arfagem e guinada);
- 5) O efeito giroscópico resultante da rotação do corpo rígido e das quatro hélices são considerados como distúrbio do sistema de rotação;
- 6) O empuxo e o arrasto são proporcionais ao quadrado da velocidade das hélices;

7) Desconsiderar os momentos causados pelo corpo rígido sobre a dinâmica translacional, bem como o efeito solo.

Para a modelagem do drone quadrirotor, considera-se a existência de dois sistemas de referência, um fixo ao corpo rígido (B) e um inercial (G). Dessa forma, o referencial fixo ao corpo rígido tem a sua origem localizada em seu centro de massa. Por outro lado, o referencial inercial é considerado fixo em relação à superfície da terra (GREIFF, 2017). A Figura 2.1 ilustra a forma como é representado o sistema de coordenadas:

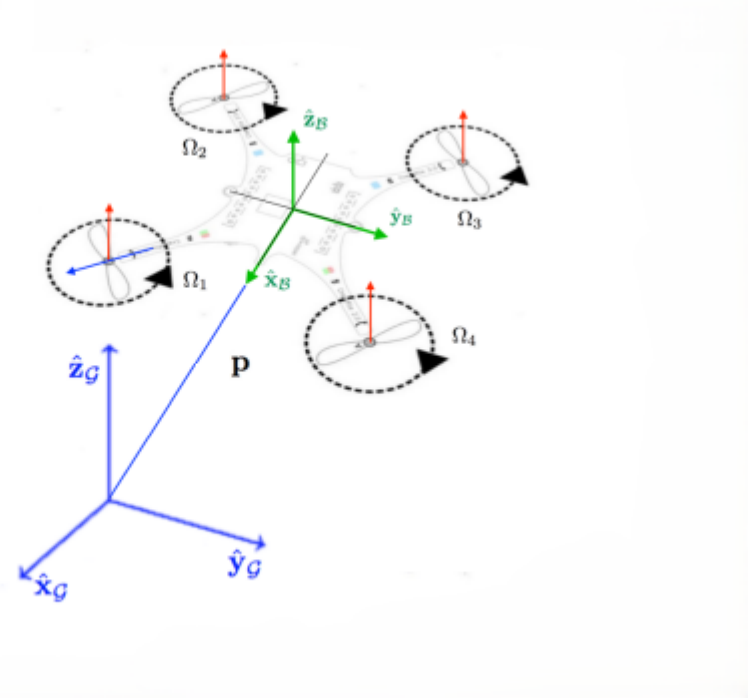


Figura 2.1 – Configuração do Quadricóptero (adaptado de Greiff, 2017).

Para obter o equacionamento da modelagem dinâmica, primeiro será definido a relação entre o sistema de coordenadas do corpo rígido (B) com o sistema inercial (G) através da matriz de rotação R_B^G , ou seja, a orientação do veículo é definida utilizando os ângulos de Euler resultantes da rotação ao redor dos eixos z - y - x do mesmo, os ângulos de Euler são os ângulos ϕ , θ e ψ conhecidos, respectivamente, como ângulo de rolagem, arfagem e guinada. O método consiste em rotacionar três vezes sucessivas o corpo em torno dos eixos de coordenadas para obter a matriz de transformação que descreve a rotação do referencial fixo ao corpo rígido em relação ao referencial inercial fixo a terra, considerando s e c como sendo, respectivamente seno e cosseno. A formulação matemática adotada fundamenta-se nas abordagens propostas por Stevens, Lewis e Johnson (2015) e Labbadi e Cherkaoui (2019).

Matriz rotação em torno do eixo z , em que o ângulo de rotação se refere à guinada:

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} c(\psi) & -s(\psi) & 0 \\ s(\psi) & c(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Matriz rotação em torno do eixo y , em que o ângulo de rotação se refere à arfagem:

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} c(\theta) & 0 & s(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

Matriz rotação em torno do eixo x , em que o ângulo de rotação se refere ao ângulo de rolagem:

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Desta forma, é possível obter a matriz de rotação completa que define a orientação do sistema de coordenadas do corpo rígido (B) em relação ao sistema inercial (G). A matriz de rotação completa pode ser definida como:

$$R = (R_z R_y R_x) = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & c(\psi)s(\theta)s(\phi) - s(\psi)c(\phi) & c(\psi)s(\theta)c(\phi) + s(\psi)s(\phi) \\ s(\psi)c(\theta) & s(\psi)s(\theta)s(\phi) + c(\psi)c(\phi) & s(\psi)s(\theta)c(\phi) - c(\psi)s(\phi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\phi) & c(\theta)c(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Sendo assim, para as posições x, y e z em relação ao referencial inercial fixo (G) e para as velocidades lineares u, v e w em relação ao referencial móvel fixo ao corpo (B), é possível realizar a transformação utilizando a matriz de rotação R da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R_B^G \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

Por outro lado, a velocidade angular também apresenta uma relação entre o sistema fixo ao corpo rígido e o sistema inercial que pode ser descrito da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = R_z R_y R_x \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R_y R_x \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_x \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Desenvolvendo a equação, obtém-se:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s(\theta) \\ 0 & c(\phi) & s(\phi)c(\theta) \\ 0 & -s(\phi) & c(\theta)c(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Isolando as derivadas dos ângulos de Euler para obter a modelagem na forma de equações do estado, tem-se:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s(\theta) \\ 0 & c(\phi) & s(\phi)c(\theta) \\ 0 & -s(\phi) & c(\theta)c(\phi) \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

Desenvolvendo a inversa da matriz, o resultado relaciona as velocidades angulares do drone quadricóptero, ou seja, é uma relação entre o referencial do corpo rígido e do referencial inercial e pode ser observado pelo equacionamento a seguir, considerando t como sendo tangente do ângulo:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & t(\theta)s(\phi) & t(\theta)c(\phi) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & \frac{s(\phi)}{c(\theta)} & \frac{c(\phi)}{c(\theta)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Portanto, a matriz para transformações angulares é a seguinte:

$$T = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi)t(\theta) & c(\phi)t(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & \frac{s(\phi)}{c(\theta)} & \frac{c(\phi)}{c(\theta)} \end{bmatrix} \quad (2.10)$$

Dessa forma, para as posições angulares, ϕ , θ e ψ em relação ao referencial do corpo e para as velocidades angulares p , q e r em relação ao referencial móvel fixo ao corpo, é possível realizar a transformação utilizando a matriz de transformação T da seguinte forma:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = T_B^G \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

As equações dinâmicas do quadricóptero serão desenvolvidas seguindo o formalismo de Newton-Euler:

$$\begin{bmatrix} mI & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}_B \\ \dot{\omega}_B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_B \times mV_B \\ \omega_B \times I\omega_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_B \\ \tau_B \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Sendo m a massa total do quadrotor, I a matriz de inércia, V_B o vetor de velocidades translacionais no corpo e ω_B o vetor de velocidades angulares no corpo.

A partir das considerações realizadas anteriormente, pode-se considerar que a dinâmica do drone é desacoplada, ou seja, existe um subsistema translacional e outro rotacional. Além disso, a matriz de inércia é uma matriz apenas com a diagonal principal, devido a suposição do quadrotor ser simétrico.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

Primeira abordagem: converter para o referencial inercial (G) Dessa forma, é possível obter a seguinte relação:

$$V_G = R_B^G V_B \quad (2.14)$$

Sendo V_G a velocidade linear no sistema de coordenada inercial. Sendo assim, para a força translacional, tem-se:

$$m\dot{V}_G = R_B^G f_B \quad (2.15)$$

As forças que o quadricóptero está sujeito são as forças peso e de empuxo. Ou seja, Força gravitacional:

$$f_g = -mg \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Força empuxo:

$$U_i = \sum_{i=1}^4 f_i = \sum_{i=1}^4 b\Omega_i \quad (2.17)$$

Sendo que f_i representa a força gerada por cada motor e tem a direção no eixo z , b é uma constante que denota o coeficiente de empuxo e Ω_i representa a velocidade angular de cada rotor ao redor do seu eixo. Dessa forma, em relação ao referencial inercial, tem-se:

$$m\dot{V}_G = f_g + R_B^G U_i = -mg \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + R_B^G U_i \quad (2.18)$$

Uma vez que v está relacionado com a velocidade no referencial inercial, é possível desenvolver a equação, ficando com:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{1}{m} R_B^G \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ U_1 \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Substituindo a matriz de rotação total, tem-se:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{U_1}{m} \begin{bmatrix} c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\phi)s(\theta)c(\psi) - s(\phi)s(\psi) \\ c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Portanto, o modelo dinâmico translacional para o referencial inercial, pode ser escrito da seguinte forma:

$$\begin{aligned}
\ddot{x} &= (c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi))\frac{U_1}{m} \\
\ddot{y} &= (c(\phi)s(\theta)c(\psi) - s(\phi)s(\psi))\frac{U_1}{m} \\
\ddot{z} &= -g + (c(\psi)c(\theta))\frac{U_1}{m}
\end{aligned} \tag{2.21}$$

No entanto, para o modelo em questão, é mais interessante calcular o subsistema translacional para o referencial do corpo rígido, uma vez que o vetor de velocidade é mais útil para obter o modelo dinâmico translacional completo.

Segunda abordagem: converter para o referencial do corpo rígido (B). Sendo assim, aplicando a segunda lei de Newton, tem-se:

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_x \end{bmatrix} - R_G^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \right) \tag{2.22}$$

Dividindo toda a expressão pela massa e isolando a velocidade no referencial do corpo, tem-se:

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{F_x}{m} \end{bmatrix} - R_G^B \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \tag{2.23}$$

Realizando o produto vetorial, tem-se:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q & r \\ v & w \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p & r \\ u & w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p & q \\ u & v \end{bmatrix} \tag{2.24}$$

Ou seja,

$$\begin{aligned}
p &= qw - vr \\
q &= -(pw - ur) \\
r &= pv - uq
\end{aligned} \tag{2.25}$$

Portanto, o modelo dinâmico translacional pode ser escrito da seguinte forma:

$$\begin{aligned}
\dot{u} &= (vr - wq) + gs(\theta) \\
\dot{v} &= (wp - ur) - gc(\theta)s(\phi) \\
\dot{w} &= (uq - vp) - gc(\theta)c(\phi) + \frac{U_1}{m}
\end{aligned} \tag{2.26}$$

Através da matriz de rotação, é possível encontrar os valores de $\dot{x}, \dot{y}$ e $\dot{z}$.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = R_B^G \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & c(\psi)s(\theta)s(\phi) - s(\psi)c(\phi) & c(\psi)s(\theta)c(\phi) + s(\psi)s(\phi) \\ s(\psi)c(\theta) & s(\psi)s(\theta)s(\phi) + c(\psi)c(\phi) & s(\psi)s(\theta)c(\phi) - c(\psi)s(\phi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\phi) & c(\theta)c(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (2.28)$$

Dessa forma, o modelo dinâmico translacional completo pode ser escrito da seguinte forma:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= uc(\psi)c(\theta) + v(c(\psi)s(\theta)s(\phi) - s(\phi)s(\psi)) + w(c(\psi)c(\phi)s(\theta) - s(\phi)s(\theta)) \\ \dot{y} &= uc(\theta)s(\psi) + v(s(\phi)s(\psi)s(\theta) + c(\phi)c(\psi)) + w(s(\psi)s(\theta)c(\psi) - c(\psi)s(\phi)) \\ \dot{z} &= -us(\theta) + vc(\theta)s(\phi) + wc(\phi)c(\theta) \\ \dot{u} &= (vr - wq) + gs(\theta) \\ \dot{v} &= (wp - ur) - gc(\theta)s(\phi) \\ \dot{w} &= (uq - vp) - gc(\theta)c(\phi) + \frac{U_1}{m} \end{aligned} \quad (2.29)$$

Por outro lado, o subsistema rotacional pode ser descrito da seguinte forma:

$$I\dot{\omega}_B = -\omega_B \times I\omega_B + \tau_B \quad (2.30)$$

Momento de rolagem: (força de cada motor) $F_i = k\Omega_i^2$. Considerando o ângulo de braço igual a 45° , sendo que o torque no corpo rígido corresponde aos torques produzidos pelos rotores, ou seja, rolagem, arfagem e guinada, pode ser descrito da seguinte forma:

$$\tau_B^\times = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{kl(-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)}{\sqrt{2}} \\ \frac{kl(-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2)}{\sqrt{2}} \\ \sum_{i=1}^4 \tau M_i \end{bmatrix} \quad (2.31)$$

Sendo I a distância dos motores até o centro de rotação, k a constante de empuxo do motor e o torque M_i o esforço de torção gerado por cada motor.

Como o esforço de torção é oposto a força aerodinâmica

$$\tau_{arrasto} = d\Omega_i^2 \quad (2.32)$$

Sendo que d representa o coeficiente de arrasto das hélices, logo para um estado estacionário, o torque de guinada por ser reescrito como:

$$\tau_{M_i} = d\Omega_i^2 \quad (2.33)$$

Como o modelo analisado de um drone quadrotor é uma estrutura de voo ultraleve, deve-se considerar os efeitos giroscópicos resultantes da rotação das quatro hélices e deve ser acrescentado no resultado do subsistema rotacional.

Efeitos giroscópicos:

$$\tau_{Gir} = - \sum_{i=1}^4 J_r \left(\omega \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \right) \Omega_i \quad (2.34)$$

Por fim, o subsistema rotacional pode ser escrito da seguinte forma:

$$I\dot{\omega}_B + \omega_B \times (I\omega_B) + \tau_{Gir} = \tau_B \quad (2.35)$$

Sendo que a velocidade angular é multiplicada pelo momento de inércia, somada com as forças centrípetas e com as forças giroscópicas, resultando no torque.

Isolando a aceleração angular, tem-se:

$$\dot{\omega}_B = I^{-1} \left(- \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x p \\ I_y q \\ I_z r \end{bmatrix} - J_r \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \Omega_r + \tau_B \right) \quad (2.36)$$

Realizando o primeiro produto vetorial, tem-se:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_x p \\ I_y q \\ I_z r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q & r \\ I_y q & I_z r \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p & r \\ I_x p & I_z r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p & q \\ I_x p & I_y q \end{bmatrix} \quad (2.37)$$

Ou seja,

$$\begin{aligned} p &= (I_z - I_y)qr \\ q &= -(I_z - I_x)pr \\ r &= (I_y - I_x)pq \end{aligned} \quad (2.38)$$

Realizando o segundo produto vetorial, tem-se:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q & r \\ 0 & 1 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p & r \\ 0 & 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} p & q \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.39)$$

Ou seja,

$$\begin{aligned} p &= q \\ q &= p \\ r &= 0 \end{aligned} \quad (2.40)$$

Sendo assim, desenvolvendo a equação:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_y - I_z)qr}{I_x} \\ \frac{(I_z - I_x)pr}{I_y} \\ \frac{(I_x - I_y)pq}{I_z} \end{bmatrix} - J_r \begin{bmatrix} \frac{q}{I_x} \\ -\frac{p}{I_y} \\ 0 \end{bmatrix} \Omega_r + \begin{bmatrix} \frac{\tau_\theta}{I_x} \\ \frac{\tau_\phi}{I_y} \\ \frac{\tau_\psi}{I_z} \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

Sendo que $\Omega_r = \Omega_1 - \Omega_2 + \Omega_3 - \Omega_4$ e J_r é igual a inércia do rotor.

Portanto, o modelo dinâmico rotacional pode ser escrito da seguinte forma:

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{(I_y - I_z)qr}{I_x} - \frac{J_r q \dot{\psi}_r}{I_x} + \frac{U_2}{I_x} \\ \dot{q} &= \frac{(I_z - I_x)pr}{I_y} + \frac{J_r p \dot{\psi}_r}{I_y} \frac{U_3}{I_y}; \\ \dot{r} &= \frac{(I_x - I_y)pq}{I_z} + \frac{U_4}{I_z};\end{aligned}\tag{2.42}$$

Através da matriz de transformação, é possível encontrar os valores de ϕ, θ e ψ .

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = T_B^G \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}\tag{2.43}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi)t(\theta) & c(\phi)t(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & \frac{s(\phi)}{c(\theta)} & \frac{c(\phi)}{c(\theta)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}\tag{2.44}$$

Com isso, o modelo dinâmico rotacional completo pode ser escrito da seguinte forma:

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p + qt(\theta)s(\phi) + rt(\theta)c(\phi) \\ \dot{\theta} &= qc(\phi) - rs(\phi) \\ \dot{\psi} &= \frac{qs(\phi)}{c(\theta)} + \frac{rc(\phi)}{c(\theta)} \\ \dot{p} &= \frac{(I_y - I_z)qr}{I_x} - \frac{J_r q \dot{\psi}_r}{I_x} + \frac{U_2}{I_x} \\ \dot{q} &= \frac{(I_z - I_x)pr}{I_y} + \frac{J_r p \dot{\psi}_r}{I_y} \frac{U_3}{I_y}; \\ \dot{r} &= \frac{(I_x - I_y)pq}{I_z} + \frac{U_4}{I_z};\end{aligned}\tag{2.45}$$

Sendo ϕ , θ e ψ , respectivamente, os ângulos de rolagem (*roll*), arfagem (*pitch*) e guinada (*yaw*), e I_{xx} , I_{yy} e I_{zz} os momentos de inércia em torno de cada eixo do corpo. A presença de funções trigonométricas e de estados em todas as equações revela a alta não linearidade e o forte acoplamento da dinâmica do quadricóptero.

Conforme já abordado, um quadricóptero é um veículo aéreo com quatro rotores (ver 2.1). O rotor i , gira a uma velocidade ω_i , A velocidade de rotação é controlada por um *Electronic Speed Controller* (ESC), por meio do envio de sinais elétricos temporizados do tipo *Pulse Width Modulation* (PWM). Esse processo gera uma força de sustentação f_i e um torque de arrasto d . No nosso caso, é considerado um quadricóptero com três graus de liberdade, representando as rotações do veículo em torno dos eixos de um sistema de coordenadas fixo ao corpo.

O quadricóptero mostrado na Figura 2.2 possui uma estrutura na configuração em “X”. Também se assume que ele é um corpo rígido e, conforme demonstrado, seu centro de gravidade coincide com a origem do sistema de coordenadas do corpo. (x_b, y_b, z_b) . A força total de sustentação do quadricóptero (T) no sentido negativo z_b direção é dada pela soma dos f_i forças geradas por cada um dos quatro rotores. $f_i = k_T PWM_i$, sendo $i = 1, \dots, 4$. Então, $T = k_T \sum_{i=1}^4 PWM_i$, sendo que k_T é o coeficiente de sustentação de um rotor individual (assume-se que seja idêntico para os quatro rotores).

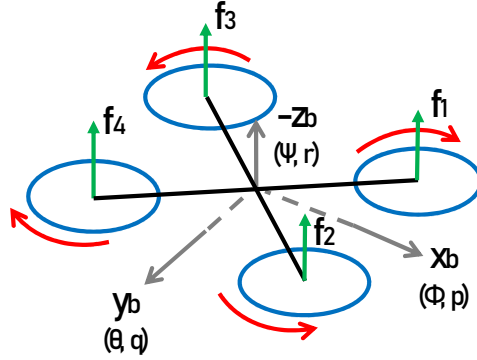


Figura 2.2 – Modelo do Quadricóptero.

A rotação do quadricóptero em torno dos três eixos é determinada pelo momento criado pela diferença entre as forças individuais de sustentação de cada par de rotores em cada lado dos eixos do corpo. Os três movimentos básicos, associados aos três *Degrees of Freedom* (DOF) do sistema, são: rolamento, arfagem e guinada. Ao aumentar a força de sustentação nos motores 1 e 3 e reduzir, ao mesmo tempo, a força nos motores 2 e 4, gera-se um momento de rolagem positivo (τ_ϕ) é produzido, causando um movimento positivo de ϕ -ângulo em uma velocidade angular de rolagem p . Ao aumentar a força de sustentação nos motores 1 e 2 e reduzir, ao mesmo tempo, a força nos motores 3 e 4, é gerado um momento positivo de arfagem (τ_θ) é produzido, causando um movimento positivo de θ -ângulo em uma velocidade angular de arfagem q . Finalmente, o momento de guinada τ_ψ é gerado pelo torque de reação de cada motor, causado pela diferença entre a rotação no sentido horário e anti-horário dos motores; assim, o ângulo de guinada ψ e a taxa de variação do ângulo de guinada r são gerados. A Equação 2.46 mostra a força total de sustentação (T) e os torques de rotação ($\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$) atuantes em um quadricóptero típico com configuração em “X”.

$$\begin{Bmatrix} T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} k_T & k_T & k_T & k_T \\ lk_T & -lk_T & lk_T & -lk_T \\ lk_T & lk_T & -lk_T & -lk_T \\ d & -d & -d & d \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} PWM_1 \\ PWM_2 \\ PWM_3 \\ PWM_4 \end{Bmatrix} \quad (2.46)$$

Sendo l o comprimento do braço do quadricóptero (distância entre o centro de cada motor e X_B o eixo). k_T o coeficiente de sustentação do motor e d o coeficiente de torque do motor.

No nosso caso, devido à disponibilidade experimental do sinal PWM do motor, as forças dos motores foram expressas em termos do sinal PWM de entrada, ao invés da velocidade angular ao quadrado (com base em dados experimentais coletados do empuxo e do sinal PWM dos rotores). Assim, no nosso caso, T não é utilizado porque o banco de testes do quadricóptero empregado experimentalmente permite apenas as rotações do drone (3 DOF).

O sinal PWM de cada rotor é calculado como:

$$\begin{aligned} PWM_1 &= PWM_{min} + u_\phi + u_\theta + u_\psi \\ PWM_2 &= PWM_{min} - u_\phi + u_\theta - u_\psi \\ PWM_3 &= PWM_{min} + u_\phi - u_\theta - u_\psi \\ PWM_4 &= PWM_{min} - u_\phi - u_\theta + u_\psi \end{aligned} \tag{2.47}$$

Sendo PWM_{min} o sinal PWM mínimo que permite a rotação dos motores e u_ϕ , u_θ e u_ψ a saída dos controladores *Single Input*, *Single Output* (SISO) separados (UIR e PID).

2.2 Controle Tolerante a Falhas

O controle tolerante a falhas FTC é uma tecnologia promissora para aumentar a segurança em voo, pois geralmente requer apenas alterações de software e nenhuma modificação mecânica (BEYER; STEEN; HECKER, 2023). Dessa forma, segundo Awan *et al.* (2019), o FTC permite que um sistema continue operando conforme o desejado mesmo quando um ou mais de seus componentes falham ou não funcionam corretamente. Ou seja, de acordo com Sun *et al.* (2020), é essencial para melhorar a segurança diante de falhas inesperadas em estruturas ou atuadores. O FTC é geralmente classificado em dois tipos: passivo e ativo (DJEHALI *et al.*, 2011).

O PFTC, em essência, é um controlador robusto ou adaptativo a mudanças, pois lida com falhas nos atuadores “sem saber” exatamente o que está acontecendo no sistema, ou seja, só consegue lidar com falhas pré-definidas com o controlador ajustado para ganhos fixos. Já nos sistemas de AFTC, a falha é detectada, diagnosticada e estimada, e o controlador é reconfigurado em tempo real (ULLAH; IQBAL; MALIK, 2020). Dessa forma, o AFTC é um controlador que toma certas ações em resposta a uma falha. Por outro lado, o PFTC é mais utilizado na prática, pois não requer informações específicas sobre a falha nem procedimentos sofisticados de tomada de decisão para tolerá-la, mas sua capacidade de tolerância a falhas é limitada. Por outro lado, a abordagem ativa possui uma capacidade superior de tolerância a falhas, uma vez que detecta e identifica a falha de forma específica e toma as ações necessárias com base nas condições para isolar as falhas do sistema. Assim, no projeto analítico ou baseado em redundância por modelo, são utilizados observadores para a identificação de falhas (AWAN *et al.*, 2019).

As leis de controle tolerante a falhas são classificadas conforme apresentado na Tabela 2.1, assim como os trabalhos que as aplicam. As falhas passivas utilizam leis de controle adaptativas e mais robustas, pois conseguem controlar o sistema mesmo sem saber exatamente o que está acontecendo. Já as falhas ativas contam com um sistema de detecção e diagnóstico de falhas, geralmente um observador, que detecta a falha e apresenta um diagnóstico para análise, podendo utilizar técnicas como observadores, aprendizado de máquina, inteligência artificial, entre outras. A maioria desses sistemas ativos utiliza controladores semelhantes aos do controle passivo.

Tabela 2.1 – Controle de Falhas em drones.

Falha	Vantagens	Autores	Controlador
Ativo	Usa processos de detecção e isolamento de falhas para obter as informações mais atualizadas do sistema com falha (WANG <i>et al.</i> , 2019a).	Nguyen e Hong (2019)	SMC
		Lien, Peng e Chen (2020)	SMC
		Ke, Cai e Quan (2022)	SMC
		Lu e Kampen (2015)	SMC
		Gu e Zhou (2024)	SMC
		Salmi <i>et al.</i> (2024)	SMC
		Ijaz, Fuyang e Hamayun (2020)	INDI-SMC
		Gu e Zhou (2024)	INDI
		Lu e Kampen (2015)	INDI
		Shen <i>et al.</i> (2018)	Backstepping
		Avram, Zhang e Muse (2017a)	Backstepping
		Sun <i>et al.</i> (2021)	Backstepping
		López-Estrada <i>et al.</i> (2016)	PID
		Avram, Zhang e Muse (2017b)	PID
		Ziquan, Youmin e Bin (2021)	PID
		Guo, Qi e Wu (2021)	PID
		Liu <i>et al.</i> (2024)	PID
		Jiang <i>et al.</i> (2023)	MPC
		Mohammadi e Ramezani (2023)	MPC
Passivo	Utiliza uma lei de controle suficientemente robusta para lidar com as falhas/danos considerados, sem necessidade de detecção ou reconfiguração (WANG <i>et al.</i> , 2019a).	Imran <i>et al.</i> (2024)	SMC
		Khattab, Mizrak e Alwi (2024)	SMC
		Ullah, Iqbal e Malik (2020)	SMC
		Tan <i>et al.</i> (2019)	SMC
		Xing <i>et al.</i> (2018)	SMC
		Nguyen e Pitakwachara (2024)	SMC
		Merheb, Noura e Bateman (2015)	SMC
		Li, Zhang e Gordon (2013)	SMC
		Merheb, Noura e Bateman (2013)	SMC
		Wang <i>et al.</i> (2019a)	INDI-SMC
		Beyer, Steen e Hecker (2023)	INDI
		Sun <i>et al.</i> (2020)	INDI
		Beyer <i>et al.</i> (2022)	INDI
		Yang <i>et al.</i> (2023)	Backstepping
		Zeghlache <i>et al.</i> (2024)	Backstepping
		Zhang <i>et al.</i> (2010)	Backstepping
		Zaludin (2023)	PID
		Saied <i>et al.</i> (2015)	PID
		Song, Huang e Wen (2017)	PID
		Khattab, Alwi e Edwards (2018)	PID
		Srour, Noura e Theilliol (2021)	PID
		Nan <i>et al.</i> (2022)	MPC
		Hu, Wei e Ren (2019)	MPC

2.2.1 Controle Tolerante a Falhas Ativo

O AFTC é uma técnica avançada de controle utilizada para garantir a operação segura e eficiente de sistemas dinâmicos mesmo na presença de falhas em componentes ou

atuadores. Ao contrário do PFTC, que emprega um controlador robusto de estrutura fixa, o AFTC adapta os parâmetros ou a estrutura do sistema de controle de forma dinâmica, a fim de compensar as falhas detectadas (BADIHI; ZHANG; HONG, 2013).

De acordo com Jain, Yamé e Sauter (2018), no AFTC, os observadores desempenham um papel crucial na detecção e compensação de falhas em sistemas dinâmicos. Observadores são algoritmos que estimam estados internos ou parâmetros do sistema a partir de suas saídas e entradas medidas, sendo especialmente úteis para identificar falhas que não podem ser diretamente medidas por sensores. No caso específico de drones, por exemplo, o uso de um observador pode estimar o desempenho de motores e detectar rapidamente falhas em um ou mais propulsores. Com base nessa informação, de acordo com Wu, Park e Zhao (2019) o AFTC ajusta os comandos enviados aos motores restantes para manter a estabilidade do voo.

Assim, a combinação de AFTC com observadores resulta em sistemas mais robustos, capazes de continuar operando de forma segura e eficiente mesmo diante de falhas inesperadas. Dessa forma, a utilização do AFTC permite a detecção rápida e precisa de falhas nos atuadores ou sensores, mesmo quando os sensores falham ou apresentam ruído, o diagnóstico da natureza e localização da falha, permitindo a escolha da estratégia de reconfiguração adequada e a reconfiguração ativa do controlador baseada nas estimativas do observador para compensar a falha, por exemplo, ajustando ganhos ou ativando controladores redundantes (RICHTER, 2011), (ZHANG; JIANG, 2002), (TAO, 2004).

A Figura 2.3 mostra os principais controladores utilizados nos artigos ao longo dos anos, juntamente com o número de publicações por ano em AFTC, permitindo observar as tendências e a evolução das técnicas de controle mais adotadas na área. Essa análise evidencia quais métodos têm ganhado maior relevância na literatura científica, contribuindo para identificar avanços tecnológicos e possíveis lacunas para futuras pesquisas.

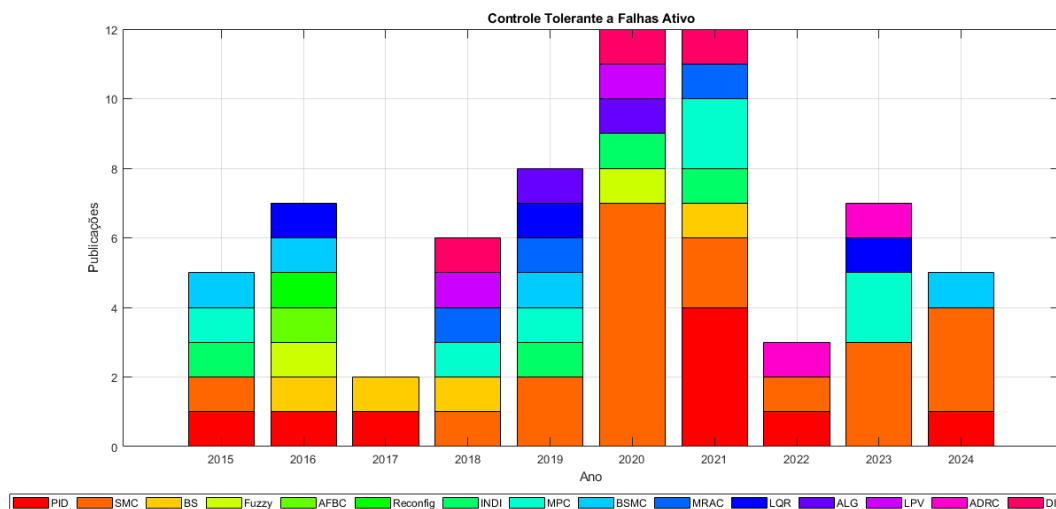


Figura 2.3 – Publicações controle tolerante a falhas ativo.

É possível verificar na Figura 2.3 que alguns controladores específicos foram mais frequentemente utilizados e recorrentes ao longo dos anos no caso do AFTC, como, por exemplo, o SMC, o *Incremental Nonlinear Dynamic Inversion* (INDI) e o Backstepping. Dessa forma, observa-se que, em função das características da análise de falhas, a aplicação de determinados controladores mostra-se mais apropriada do que outros. Essa preferência pode estar relacionada à robustez, à facilidade de implementação ou à eficácia desses métodos em lidar com incertezas e perturbações típicas de sistemas com falhas.

2.2.2 Controle Tolerante a Falhas Passivo

O PFTC é uma estratégia de controle robusta cujo objetivo é garantir que um sistema dinâmico mantenha a estabilidade e um desempenho aceitável mesmo diante de falhas previsíveis, sem a necessidade de qualquer ação corretiva ativa, como detecção, diagnóstico ou reconfiguração do controlador em tempo real. Ou seja, lida com todas as falhas esperadas sem informações de falhas em tempo real nem reconfiguração dos parâmetros do controlador (SAIED *et al.*, 2020).

De acordo com Wu e Zhu (2024), o PFTC baseia-se principalmente no conceito de projeto de controle robusto, utilizando uma abordagem mais conservadora, na qual o sistema de controle é projetado desde o início para suportar um conjunto predefinido de falhas, sem a necessidade de reconfiguração ativa ou detecção em tempo real, já que, de acordo com Beyer, Steen e Hecker (2023), não requer um módulo de detecção e isolamento de falhas e compensa a falha com o controlador padrão, sem conhecimento explícito da falha, o que simplifica a arquitetura do sistema e aumenta sua confiabilidade em aplicações nas quais a detecção de falhas pode ser imprecisa ou demorada. Dessa forma, é uma alternativa ao AFTC, que detecta falhas em tempo real e reconfigura o controlador em resposta. Ao contrário do AFTC, o PFTC já considera a possibilidade de falhas durante o projeto, de modo que o sistema continue operando mesmo quando essas falhas ocorrem. Assim, o PFTC é um esquema de controle no qual o controlador é projetado antes da ocorrência das falhas, considerando antecipadamente os possíveis modos degradados do sistema, pois ele deve ser capaz de lidar com distúrbios externos e imprecisões do modelo (LI; ZHANG; GORDON, 2013).

Portanto, as metodologias de PFTC conseguem alcançar grande robustez e viabilidade de implementação tanto em modos de operação normais quanto anormais, uma vez que o controlador é robusto o suficiente para lidar com variações dinâmicas e degradações esperadas no sistema, assegurando desempenho aceitável mesmo em cenários adversos. Essa estratégia é particularmente útil em sistemas críticos, nos quais a confiabilidade e a simplicidade do controle são essenciais, embora apresentem limitações evidentes, como um processo de projeto de controladores mais complexo e a ausência de suporte a informações de falhas (LIU *et al.*, 2020). Ou seja, apresenta limitações quanto à flexibilidade, uma vez que ele não reage de forma adaptativa a falhas inesperadas ou a condições de operação

significativamente distintas daquelas previstas no projeto. Ainda assim, sua aplicação é justificada quando se busca reduzir a complexidade computacional e eliminar dependências de subsistemas adicionais, como o FDD. O controle permanece inalterado durante a ocorrência das falhas, o que o torna menos complexo em termos de implementação e mais confiável em sistemas críticos. Dessa forma, alguns controladores robustos serão explorados para uso no PFTC, já que o esquema é projetado como um controlador robusto para reduzir os efeitos das falhas (NGUYEN; PITAKWATCHARA, 2023).

A Figura 2.4 mostra os principais controladores utilizados na literatura ao longo dos últimos anos, juntamente com o número de publicações por ano no PFTC. Essa análise permite identificar as tendências de pesquisa na área de controle, evidenciando quais técnicas têm ganhado maior relevância ao longo do tempo.

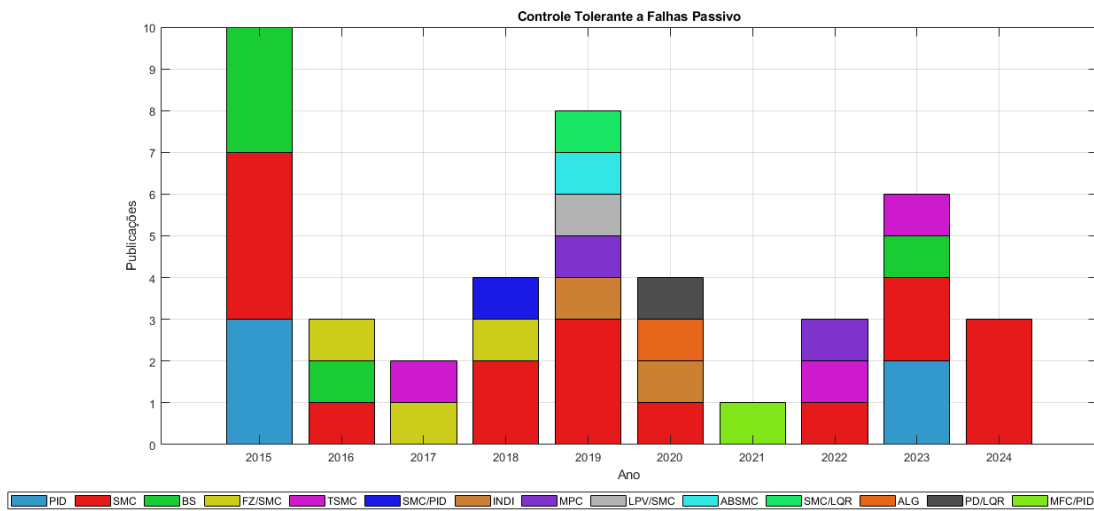


Figura 2.4 – Publicações controle tolerante a falhas passivo.

A partir da Figura 2.4, é possível observar a recorrência do uso do SMC ao longo do tempo, uma vez que o número de publicações sobre o tema se manteve praticamente constante em todos os anos analisados. Em contraste, exemplos como o PID foram utilizados de forma esporádica, sendo mais estudados no passado. Da mesma forma, é possível verificar que diferentes tipos de controladores foram explorados na abordagem PFTC, demonstrando uma variedade e uma possibilidade de uso de controladores robustos na análise de critérios de falha em drones.

Além disso, a visualização facilita a comparação entre diferentes métodos, como PID, SMC, Backstepping, INDI, *Model Predictive Control* (MPC), entre outros, destacando o nível de interesse por cada um deles ao longo dos anos. Esses dados são úteis tanto para pesquisadores iniciantes quanto para especialistas que buscam compreender a evolução do campo e identificar possíveis lacunas para futuras investigações. Assim como, permite comparar com as informações já analisadas referentes ao AFTC, evidenciando diferenças

e semelhanças na utilização de controladores robustos ao longo dos últimos anos entre os dois testes.

2.3 Controladores Robustos para PFTC

Em sistemas de controle, a presença de incertezas, perturbações externas e variações nos parâmetros do sistema representa um dos principais desafios para o projeto de controladores eficientes (GOODWIN *et al.*, 2001). Nesse contexto, os controladores robustos surgem como uma solução eficaz, sendo projetados para garantir desempenho e estabilidade mesmo diante dessas adversidades (WANG; HE; LIU, 2017). Diferentemente dos métodos clássicos de controle, que geralmente assumem modelos precisos e condições ideais de operação, os controladores robustos buscam manter o comportamento desejado do sistema mesmo quando há desvios entre o modelo e a realidade (SAFONOV, 2012). Sendo ideais para aplicação em caso de falhas e com ampla aplicação em a VANTs (NGUYEN; PITAKWACHARA, 2024). Alguns exemplos dos controladores robustos mais empregados no controle de voo de drones são SMC, INDI, Backstepping e MPC. Alguns dos trabalhos estão listados na Tabela 2.2, juntamente com seus respectivos autores.

Tabela 2.2 – Controle de Falhas Passivo em Drones.

Lei de Controle	Vantagens	Autores
SMC	O uso do SMC pode eliminar a necessidade de informações limitadas superiormente sobre perturbações e incertezas (NGUYEN; PITAKWACHARA, 2024). Resultados experimentais destacam o bom desempenho do SMC (MERHEB; NOURA; BATEMAN, 2013).	Imran <i>et al.</i> (2024), Khattab, Mizrak e Alwi (2024), Ullah, Iqbal e Malik (2020), (TAN <i>et al.</i> , 2019), Xing <i>et al.</i> (2018), Nguyen e Pitakwachara (2024), Merheb, Noura e Bateman (2015), Li, Zhang e Gordon (2013), Merheb, Noura e Bateman (2013), Merheb, Noura <i>et al.</i> (2015), Alwi e Edwards (2015), Saied <i>et al.</i> (2015), Saied <i>et al.</i> (2016), Wang <i>et al.</i> (2019a), Nguyen e Hong (2019), Khattab, Alwi e Edwards (2019), Fu <i>et al.</i> (2019), Saied <i>et al.</i> (2020), Han <i>et al.</i> (2021), Xiong <i>et al.</i> (2022)
INDI	O controlador INDI é capaz de compensar falhas totais dos rotores (BEYER <i>et al.</i> , 2022).	Beyer, Steen e Hecker (2023), Sun <i>et al.</i> (2020), Beyer <i>et al.</i> (2022), Wang <i>et al.</i> (2019b), Wang <i>et al.</i> (2019a)
Backstepping	Garante fortemente a convergência aos valores desejados (ZHANG <i>et al.</i> , 2010), e seu projeto apresenta flexibilidade para evitar o cancelamento de não linearidades úteis (NAN <i>et al.</i> , 2022).	Yang <i>et al.</i> (2023), Zeghlache <i>et al.</i> (2024), Zhang <i>et al.</i> (2010), Xu <i>et al.</i> (2016), Benrezki <i>et al.</i> (2015), Basri, Husain e Danapalasingam (2015), Avram (2016), Sun <i>et al.</i> (2020)
PID	Projeto e implementação simples (ZALUDIN, 2023).	Zaludin (2023), Saied <i>et al.</i> (2015), Bouguerra <i>et al.</i> (2015), Cen, Noura e Younes (2015), Song, Huang e Wen (2017), Khattab, Alwi e Edwards (2018), Arasanipalai, Agrawal e Ghose (2020), Srouf, Noura e Theilliol (2021), Su <i>et al.</i> (2023), Zaludin (2023)
MPC	Prevê a dinâmica do sistema a partir de um instante atual ao longo de um horizonte móvel e otimiza o comportamento do sistema com base em determinadas métricas de desempenho, sendo utilizado em quadricópteros tolerantes à falha completa de um único rotor (NAN <i>et al.</i> , 2022).	Nan <i>et al.</i> (2022), Hu, Wei e Ren (2019)

A partir da Tabela 2.2, é possível observar que as leis de controle mais utilizadas nos artigos sobre controle tolerante a falhas passivo são controladores robustos, principalmente porque essa técnica trata falhas em VANTs do tipo quadricópteros sem a necessidade de

informações de estimação de falhas, uma vez que seu uso se justifica diante de comportamentos aleatórios ou não lineares.

2.3.1 Backstepping

O método de controle Backstepping é uma técnica sistemática e recursiva desenvolvida para o projeto de controladores aplicáveis a sistemas dinâmicos não lineares, especialmente aqueles que podem ser representados na forma *strict-feedback* (VAIDYANATHAN; AZAR, 2021). A abordagem se baseia na construção sucessiva de funções de Lyapunov e leis de controle auxiliares, permitindo o desenvolvimento do controlador em etapas, garantindo a estabilidade assintótica do sistema em cada estágio do projeto (SAFWAT *et al.*, 2020). Em diversos estudos, observa-se a aplicação da estrutura de controle backstepping para alcançar o objetivo de controle desejado, como exemplificado em (YANG *et al.*, 2023). Uma das principais características do método é sua estrutura modular, que facilita o tratamento de sistemas de ordem elevada por meio da introdução de variáveis virtuais de controle. Cada uma dessas variáveis é projetada com base na estabilidade da anterior, formando assim um processo em cascata (VAZQUEZ *et al.*, 2024).

Segundo Zeghlache *et al.* (2024), a técnica de controle backstepping surgiu como uma solução viável para lidar com o problema de subatuamento no controle de VANTs. Entretanto, a aplicação eficaz do controle Backstepping exige um conhecimento detalhado do modelo matemático do sistema. Diferentemente de abordagens mais robustas ou adaptativas, como é o caso do SMC, o Backstepping não é essencialmente tolerante a grandes incertezas ou imprecisões no modelo. Assim, a obtenção de bons resultados com essa técnica depende da disponibilidade de informações precisas sobre o sistema, como funções de não linearidade, relações entre estados e parâmetros físicos relevantes (ZHANG; FIDAN; IOANNOU, 2003).

Em Zhang *et al.* (2010), o controlador backstepping garante fortemente a convergência aos valores desejados, sendo que uma de suas principais vantagens é a flexibilidade para evitar o cancelamento de não linearidades úteis, buscando os objetivos de estabilização e rastreamento, em vez da simples linearização (NAN *et al.*, 2022). Além disso, embora o Backstepping proporcione excelente desempenho em muitos contextos, sua implementação pode se tornar computacionalmente complexa para sistemas de alta ordem ou altamente não lineares, e sua extensão para sistemas com incertezas paramétricas exige adaptações, como o uso de controle adaptativo Backstepping ou técnicas robustas complementares (KARABACAK; ESKIKURT, 2012), (WANG *et al.*, 2007). A seguir, apresenta-se uma breve formulação da técnica, com base no trabalho de Zhang *et al.* (2010).

Considerando o sistema dinâmico:

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= f(x) + g(x)u\end{aligned}\tag{2.48}$$

Sendo que x_1 é a primeira variável de estado (ex: posição), x_2 é a segunda variável de estado (ex: velocidade), $f(x)$ é a dinâmica conhecida do sistema, $g(x)$ é o ganho da entrada de controle e u é o sinal de controle a ser projetado.

Com os erros definidos como:

$$\begin{aligned} e_1 &= x_1 - x_{1d} \\ \alpha &= -k_1 e_1 + \dot{x}_{1d} \\ e_2 &= x_2 - \alpha \end{aligned} \quad (2.49)$$

Sendo x_{1d} a trajetória de referência para x_1 , e_1 o erro de rastreamento da posição, α a variável virtual de controle, $k_1 > 0$ o ganho positivo para o erro e_1 , $\dot{x}_{1d}$ a derivada da trajetória desejada e e_2 o erro entre o estado real x_2 e a variável virtual α .

A função de Lyapunov candidata é:

$$V = \frac{1}{2}e_1^2 + \frac{1}{2}e_2^2 \quad (2.50)$$

Sendo V a função de Lyapunov que avalia a energia dos erros e o objetivo é garantir que $\dot{V} < 0$, assegurando estabilidade.

A derivada temporal de V é dada por:

$$\dot{V} = e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 \quad (2.51)$$

Calculando inicialmente $\dot{e}_1$:

$$\dot{e}_1 = \dot{x}_1 - \dot{x}_{1d} \quad (2.52)$$

$$\dot{e}_1 = x_2 - \dot{x}_{1d} \quad (2.53)$$

Como $\alpha = -k_1 e_1 + \dot{x}_{1d}$, tem-se:

$$\dot{e}_1 = x_2 - \dot{x}_{1d} = (x_2 - \alpha) + (-\alpha + \dot{x}_{1d}) = e_2 + k_1 e_1 \quad (2.54)$$

Portanto:

$$\dot{e}_1 = k_1 e_1 + e_2 \quad (2.55)$$

Agora calculando $\dot{e}_2$:

$$\dot{e}_2 = \dot{x}_2 - \dot{\alpha} \quad (2.56)$$

$$\dot{e}_2 = f(x) + g(x)u - \dot{\alpha} \quad (2.57)$$

Substituindo essas expressões em $\dot{V}$:

$$\dot{V} = e_1(k_1 e_1 + e_2) + e_2(f(x) + g(x)u - \dot{\alpha}) \quad (2.58)$$

$$\dot{V} = k_1 e_1^2 + e_1 e_2 + e_2 f(x) + e_2 g(x)u - e_2 \dot{\alpha} \quad (2.59)$$

O objetivo é escolher u de forma que $\dot{V}$ seja negativa definida. Para isso, escolhe-se o controle:

$$u = \frac{1}{g(x)} [-f(x) + \dot{\alpha} - k_2 e_2] \quad (2.60)$$

Substituindo essa expressão em $\dot{V}$:

$$\dot{V} = k_1 e_1^2 + e_1 e_2 + e_2 f(x) + e_2 \left(\frac{1}{g(x)} [-f(x) + \dot{\alpha} - k_2 e_2] \cdot g(x) \right) - e_2 \dot{\alpha} \quad (2.61)$$

$$\dot{V} = k_1 e_1^2 + e_1 e_2 + e_2 f(x) + e_2 (-f(x) + \dot{\alpha} - k_2 e_2) - e_2 \dot{\alpha} \quad (2.62)$$

Cancelando os termos:

$$\dot{V} = k_1 e_1^2 + e_1 e_2 - k_2 e_2^2 \quad (2.63)$$

Para garantir que $\dot{V} < 0$, o termo cruzado $e_1 e_2$ pode ser tratado aplicando-se o critério de Lyapunov indireto ou utilizando desigualdades de Young. A partir da desigualdade de Young, que afirma que, para quaisquer $a, b \in \mathbb{R}$ e $\varepsilon > 0$, vale:

$$ab \leq \frac{a^2}{2\varepsilon} + \frac{\varepsilon b^2}{2} \quad (2.64)$$

Aplicando essa desigualdade ao termo $e_1 e_2$, tem-se:

$$e_1 e_2 \leq \frac{1}{2\varepsilon} e_1^2 + \frac{\varepsilon}{2} e_2^2, \quad \forall \varepsilon > 0 \quad (2.65)$$

Substituindo isso em $\dot{V}$:

$$\dot{V} \leq k_1 e_1^2 + \frac{1}{2\varepsilon} e_1^2 + \left(\frac{\varepsilon}{2} - k_2 \right) e_2^2 \quad (2.66)$$

Portanto, escolhendo os ganhos $k_1 > 0$, $k_2 > \varepsilon/2$, garante-se que $\dot{V} < 0$ para todo $e_1 \neq 0$ e $e_2 \neq 0$, assegurando estabilidade assintótica do sistema.

O controlador Backstepping é então dado por:

$$u = \frac{1}{g(x)} [-f(x) + \dot{\alpha} - k_2 e_2] \quad (2.67)$$

Sendo que $k_2 > 0$ é o ganho positivo para o erro e_2 , $\dot{\alpha}$ é a derivada da variável virtual α , $-f(x)$ é a compensação da dinâmica do sistema, $-k_2 e_2$ é o termo de controle proporcional que estabiliza e_2 e $\frac{1}{g(x)}$ é a compensação do ganho da entrada de controle. Dessa forma, garante que a função de Lyapunov decresça ao longo do tempo, assegurando a convergência dos erros e_1 e e_2 para zero.

2.3.2 Controlador Preditivo Baseado em Modelo

O Model Predictive Control (MPC) é uma técnica avançada de controle utilizada amplamente em processos industriais (ELMORSHEDY *et al.*, 2021). Sendo assim, é um método de controle que utiliza um modelo não linear para prever a dinâmica do sistema a partir de um tempo atual sobre um horizonte móvel, ou seja, utiliza um modelo preditivo do sistema para prever a saída futura com base em informações passadas, permitindo antecipar o comportamento futuro do sistema (WU; JIAO; PARK, 2023).

Diferentemente dos controladores tradicionais, como PID, o MPC utiliza um modelo matemático do sistema para prever o comportamento futuro da planta ao longo de um horizonte de predição. A partir dessas previsões, o controlador otimiza as ações de controle para alcançar o desempenho desejado, respeitando restrições operacionais, como limites físicos nos atuadores e segurança do processo (SCHWENZER *et al.*, 2021). Dessa forma, representa uma mudança de paradigma na abordagem do projeto de sistemas de controle, oferecendo uma estrutura que combina modelagem preditiva com estratégias de controle baseadas em otimização. Por meio de sua aplicação em diversos domínios, o MPC tem se mostrado uma ferramenta versátil e eficaz para enfrentar desafios complexos da engenharia (AMARI; ALAMIR; TONA, 2008). Assim como, o MPC tem se destacado em diversas áreas, como controle de processos químicos, sistemas de energia, veículos autônomos, entre outros, devido à sua capacidade de antecipar eventos e ajustar as variáveis de controle de forma proativa.

Essa abordagem permite uma manipulação mais precisa e eficiente de sistemas multi-variáveis e sujeitos a restrições, além de facilitar a incorporação de objetivos de controle múltiplos. O MPC opera com base no princípio de otimizar as ações de controle ao longo de um horizonte de predição finito, com base em um modelo preditivo do sistema. O objetivo central é minimizar uma função de custo que normalmente inclui termos relacionados aos erros de rastreamento e aos esforços de controle (ORTNER; RE, 2007).

$$\begin{aligned}
 \min_{\{u_k\}_{k=0}^{N-1}} \quad & \sum_{k=0}^{N-1} (x_k^\top Q x_k + u_k^\top R u_k) + x_N^\top P x_N \\
 \text{sujeito a} \quad & x_{k+1} = A x_k + B u_k, \quad \forall k = 0, \dots, N-1 \\
 & x_k \in \mathcal{X}, \quad u_k \in \mathcal{U}, \quad \forall k \\
 & x_N \in \mathcal{X}_f \\
 & x_0 = \bar{x}
 \end{aligned} \tag{2.68}$$

A Equação (2.68) representa o problema de controle ótimo resolvido a cada instante de tempo no MPC. O objetivo do controlador é minimizar uma função de custo quadrática preditiva, sujeita à dinâmica do sistema e a restrições nos estados e nas entradas de controle.

A função de custo considera o somatório, ao longo do horizonte de predição N , dos

custos associados ao estado x_k e à entrada de controle u_k , ponderados pelas matrizes Q e R , respectivamente. Um termo terminal $x_N^\top P x_N$ também é incluído para garantir estabilidade assintótica do sistema controlado.

As restrições incluem a equação de dinâmica do sistema $x_{k+1} = Ax_k + Bu_k$, que representa o modelo linear discreto do sistema, as restrições nas variáveis de estado $x_k \in \mathcal{X}$ e nas entradas de controle $u_k \in \mathcal{U}$, que refletem limites físicos ou operacionais, uma restrição terminal $x_N \in \mathcal{X}_f$, que garante que a trajetória do sistema se mantenha dentro de uma região segura e controlável ao final do horizonte e a condição inicial $x_0 = \bar{x}$, que corresponde ao estado atual medido do sistema.

A solução desse problema fornece uma sequência ótima de controles $\{u_k^*\}_{k=0}^{N-1}$, dos quais apenas o primeiro controle u_0^* é aplicado ao sistema. No instante seguinte, o processo é repetido em uma estrutura de controle em tempo real denominada *receding horizon*.

2.3.3 Inversão Dinâmica Não Linear Incremental

O controlador INDI é uma técnica de controle não linear que tem ganhado destaque em aplicações aeroespaciais e de sistemas dinâmicos complexos. Ao contrário de métodos tradicionais baseados em modelos completos e precisos da planta, o INDI utiliza uma forma simplificada e incremental da inversão dinâmica, o que permite sua aplicação mesmo quando há incertezas nos parâmetros do sistema ou perturbações externas não modeladas (BHANDARI, 2024), (BHARDWAJ; RAAB; HOLZAPFEL, 2021). De acordo com Bhardwaj *et al.* (2019), essa robustez é alcançada por meio da realimentação direta de medições ou estimativas das acelerações do sistema, reduzindo a dependência de modelos detalhados. Devido à sua robustez e baixa dependência de modelos precisos, o controlador INDI é muito utilizado em aplicações de VANTs.

A estrutura modular e a adaptabilidade o tornam especialmente atrativo para sistemas com exigências de desempenho e confiabilidade elevados. Dessa forma, em Beyer, Steen e Hecker (2023), foi escolhido um controlador INDI como controlador de atitude, já que seu cálculo incremental da entrada de controle permite que o comando do motor de um rotor com falha aumente rapidamente. Adicionalmente em Beyer *et al.* (2022), é mostrado que o controlador INDI é capaz de compensar falhas totais em rotores, uma vez que sua principal característica é a capacidade de lidar com dinâmicas fortemente não lineares e incertas de forma robusta, utilizando uma abordagem incremental baseada na realimentação das acelerações ou de variáveis derivadas do sistema. Segue uma breve descrição do funcionamento:

Considerando um sistema dinâmico representado pela equação:

$$\dot{x} = f(x, u, t), \quad (2.69)$$

Sendo que $x \in \mathbb{R}^n$ é o vetor de estados, $u \in \mathbb{R}^m$ o vetor de entradas de controle, $\dot{x} = \frac{dx}{dt}$ é a derivada temporal do vetor de estados e $f(x, u, t)$ é a função que representa a dinâmica do sistema, geralmente não-linear. O objetivo do controlador é determinar o comando u que faça o sistema seguir uma referência desejada.

Para isso, considera-se a variação incremental do estado e da entrada em torno de um ponto de operação (x_0, u_0) :

$$\Delta \dot{x} = \dot{x} - \dot{x}_0, \quad (2.70)$$

$$\Delta u = u - u_0, \quad (2.71)$$

Sendo $\dot{x}_0 = f(x_0, u_0, t)$ e x_0, u_0 pontos de operação ou estados e entradas medidos no instante atual.

Utilizando uma aproximação linearizada da dinâmica do sistema em torno do ponto (x_0, u_0) , temos:

$$\Delta \dot{x} \approx G \Delta u, \quad (2.72)$$

Sendo $\Delta \dot{x} = \dot{x} - \dot{x}_0$ a variação incremental na derivada do estado, $\Delta u = u - u_0$ a variação incremental na entrada de controle, $G = \left. \frac{\partial f}{\partial u} \right|_{x_0, u_0} \in \mathbb{R}^{n \times m}$ a matriz de ganho incremental, que aproxima a sensibilidade da dinâmica em relação às entradas de controle.

A partir dessa aproximação, o controle incremental é calculado para assegurar que a variação do estado siga um sinal de referência $\nu \in \mathbb{R}^n$. Assim, o controle incremental é:

$$\Delta u = G^{-1} (\nu - \Delta \dot{x}). \quad (2.73)$$

Sendo $\nu \in \mathbb{R}^n$ o vetor de comando desejado ou referência no espaço de derivada do estado, geralmente definido por um controlador secundário (ex: PID).

Finalmente, a entrada de controle aplicada ao sistema é atualizada conforme:

$$u = u_0 + \Delta u. \quad (2.74)$$

2.3.4 Controlador Proporcional Integral Derivativo (PID)

O controlador PID é uma das técnicas mais amplamente utilizadas em sistemas de controle automático, uma vez que se destaca por sua simplicidade, robustez e ampla aplicação na prática (FOLEY; JULIEN; COPELAND, 2005). Por mais eficientes que sejam as leis de controle tolerante a falhas, a dificuldade de aplicação pode ser uma das razões pelas quais a grande maioria dos drones utiliza o controlador PID. Além disso, a tecnologia de controle tolerante a falhas ainda não é tão madura quanto o PID, já que o PID é muito simples de aplicar e, por isso, é amplamente utilizado nas indústrias (EZHIL *et al.*, 2022). Dessa forma, segundo Borase *et al.* (2021), o PID é amplamente utilizado devido

à sua capacidade de ajustar o desempenho de sistemas dinâmicos com base no erro entre a variável de processo e o valor de referência. Ele combina três ações de controle: a ação proporcional, que reage de forma imediata ao erro; a ação integral, que elimina o erro acumulado ao longo do tempo; e a ação derivativa, que antecipa a tendência do erro com base em sua taxa de variação (ALI; XING, 2024). Essa combinação permite ao controlador PID oferecer uma resposta eficiente e estável em uma ampla gama de aplicações. No entanto, segundo Johnson e Moradi (2005), suas propriedades para lidar com distúrbios externos e imprecisões no modelo são bastante limitadas, especialmente em aplicações sujeitas a variações significativas nas condições operacionais ou nos parâmetros do processo. Nessas situações, o controle pode se tornar ineficiente, exigindo ajustes frequentes ou a adoção de estratégias complementares.

No caso especial de um octocóptero, em aplicações reais, os controladores PID são os mais utilizados a bordo de VANTs, pois apresentam bom desempenho e são fáceis de ajustar (SAIED *et al.*, 2020). O PID atua sobre o erro do sistema, que é a diferença entre o valor desejado e o valor atual da variável controlada. Com base nesse erro, o controlador calcula uma ação de controle composta por três termos: proporcional (P), integral (I) e derivativo (D).

$$u_i^{PID} = K_P e_i + K_I \int e_i dt + K_D \frac{de_i}{dt} \quad (2.75)$$

Sendo u_i o sinal de entrada de controle para o i^{th} estado a ser controlado, e_i o erro, K_P o ganho proporcional, K_I o ganho integral e K_D o ganho derivativo.

O desempenho de um controlador PID depende diretamente da escolha adequada dos ganhos K_P , K_I e K_D . Cada um desses parâmetros influencia o comportamento do sistema de controle de maneira distinta:

- **Ganho Proporcional (K_P):** Aumenta a resposta proporcional ao erro. Valores maiores de K_P reduzem o tempo de resposta, mas podem causar oscilações ou instabilidade se forem excessivos.
- **Ganho Integral (K_I):** Corrige o erro acumulado ao longo do tempo. Aumentar K_I ajuda a eliminar o erro em regime permanente, mas pode introduzir oscilações e tornar o sistema mais lento.
- **Ganho Derivativo (K_D):** Reage à taxa de variação do erro. Um valor maior de K_D pode melhorar a estabilidade e reduzir o sobrepasso, mas também aumenta a sensibilidade ao ruído.

Existem diversas técnicas para determinar os valores ideais dos ganhos do controlador PID. Entre as mais utilizadas, destacam-se:

- **Método de Ziegler–Nichols:** Baseado na resposta do sistema a uma entrada degrau ou na identificação do ponto de oscilação sustentada com controle proporcional. Os parâmetros PID são ajustados com base em tabelas empíricas (KUMAR; PATRA, 2016).
- **Método de tentativa e erro:** Os ganhos são ajustados manualmente, observando-se a resposta do sistema a entradas de teste. É simples, porém demorado e impreciso (SANTHAKUMAR; ASOKAN, 2010).
- **Métodos de otimização computacional:** Utilizam algoritmos, como busca por gradiente, otimização por enxame de partículas ou algoritmos genéticos, para minimizar uma função de custo com base na resposta do sistema (NASSEF *et al.*, 2023), (SONI; BHATT, 2013).
- **Sintonização automática (*auto-tuning*):** Alguns controladores modernos realizam a identificação automática dos parâmetros do sistema e ajustam os ganhos PID de forma autônoma (BORASE *et al.*, 2021), (CROWE *et al.*, 2005).
- **Sintonização baseada em modelo:** Utiliza um modelo matemático do sistema para calcular os ganhos PID diretamente, usando critérios como alocação de polos ou resposta desejada (PAPADOPOULOS, 2015), (WANG, 2020), (ZALM, 2004).

A escolha do método de sintonização depende da complexidade do sistema, da precisão exigida e da disponibilidade de ferramentas de modelagem ou simulação. No entanto, deve-se sempre assumir que a planta é linear ou pode ser linearizada sob certas condições. O fato desses controladores se aplicarem apenas a sistemas lineares, o que não é o caso em situações com falhas, como em drones com avarias, torna o comportamento do sistema difícil de prever. Por isso, foi necessário desenvolver leis de controle robusto capazes de lidar com tais falhas.

2.3.5 Controlador por modos deslizantes (SMC)

O SMC é um controlador não linear de destaque, capaz de levar o estado do sistema de qualquer posição arbitrária até a posição de equilíbrio (HOSSAIN *et al.*, 2023). De acordo com Ullah, Iqbal e Malik (2020), esse controlador é eficaz na estabilização do controle de VANTs do tipo quadricóptero, mesmo na presença de distúrbios externos, desde que o sistema esteja operando dentro de condições normais. Sendo assim, sua principal característica é a capacidade de forçar o sistema a atingir e permanecer em uma superfície de deslizamento pré-definida, garantindo desempenho desejado mesmo na presença de incertezas estruturais e perturbações externas (PERRUQUETTI; BARBOT, 2002), (HAMAYUN *et al.*, 2016).

O SMC pode oferecer várias vantagens para VANTs. Segundo Imran *et al.* (2024), esse projeto integra o controle robusto usando SMC para lidar com distúrbios incertos, junto com técnicas de controle adaptativo para mitigar falhas abruptas. Ainda dentro dos conceitos do SMC, Khattab, Mizrak e Alwi (2024) destaca que o SMC pode ser implementado com requisitos menos rígidos na lei de controle, o que potencialmente leva a uma melhoria no desempenho e a um nível mais agressivo de atuação em comparação com seu equivalente no PFTC. Em Ullah, Iqbal e Malik (2020), o SMC foi escolhido como controlador devido à sua robustez frente a incertezas no modelo, vulnerabilidades paramétricas e perturbações externas.

De acordo com Merheb, Noura e Bateman (2015), pesquisas recentes focam no desenvolvimento de controladores que assegurem um voo seguro para quadricópteros mesmo diante de danos nos atuadores. A robustez contra erros de modelagem, incertezas paramétricas e distúrbios externos é uma propriedade inerente do SMC. Dessa forma, Li, Zhang e Gordon (2013) ressalta que o SMC, uma técnica robusta bem conhecida e eficaz, tem sido amplamente utilizado para melhorar a estabilidade, desempenho e robustez dos sistemas de controle na presença de incertezas. Uma vez que o sistema atinge a superfície de deslizamento, sua evolução é governada por uma dinâmica reduzida e insensível a certas variações paramétricas e distúrbios, o que o torna particularmente útil em aplicações críticas (KHAN, 2003).

Ou seja, esse controlador é capaz de fazer o quadricóptero atingir e manter a altitude desejada com a rotação esperada. Ainda sobre o uso do SMC, Xing *et al.* (2018) aplica esse método para controle de posição e atitude, permitindo controlar o sistema sem conhecimento prévio dos critérios de falha. De forma semelhante, Tan *et al.* (2019) considera o esquema SMC como um método eficaz para lidar com distúrbios externos e incertezas paramétricas. Entre as vantagens do SMC está o fato de que seu uso pode eliminar a necessidade de informações limitantes superiores sobre distúrbios e incertezas (NGUYEN; PITAKWACHARA, 2024). Além disso, Merheb, Noura e Bateman (2013) destaca que resultados experimentais evidenciam o bom desempenho do SMC.

No entanto, apesar de todas as vantagens de simplicidade e robustez, segundo Wu *et al.* (2021) uma das principais desvantagens da técnica de controle SMC é o fenômeno de *chattering*, uma oscilação de alta frequência causada pela comutação abrupta do sinal de controle. Diversas estratégias têm sido propostas para mitigar esse efeito, incluindo o uso de camadas de fronteira, aproximações contínuas da lei de controle e variantes do SMC, como o *Second-Order Sliding Mode Control* (GAMBHIRE *et al.*, 2021), (ZAIHI-DEE; MEKHILEF; MUBIN, 2019), (BARTOLINI *et al.*, 2003), (DAMIANO *et al.*, 2004), (EKER, 2010).

Considerando um sistema não linear de entrada única:

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (2.76)$$

O objetivo é fazer com que $x \rightarrow x_d$, ou seja, levar o estado ao valor desejado.

A superfície de deslizamento $s_{(x)}$ é definida como uma função do estado do sistema. Para um sistema de ordem 1 ou 2, uma forma comum é dada pela Equação (2.77).

$$s_{(x)} = \dot{e} + \lambda e \quad (2.77)$$

Sendo $e = x - x_d$ o erro (estado atual menos o estado desejado) e λ_i são ganhos positivos escolhidos para garantir que $s=0$ seja estável.

Para garantir que o sistema atinja a superfície de deslizamento, a condição de chegada deve ser satisfeita:

$$\dot{s}_{(x)} = -\eta \cdot \text{sign}(s(x)), \eta > 0 \quad (2.78)$$

Essa equação garante que o sistema se aproxime rapidamente da superfície.

A lei de controle é definida na Equação (2.79), no caso de controlador SMC contínuo.

$$u = u_{eq} - k \cdot \text{sat}(s_i/\mu) \quad (2.79)$$

Sendo u_{eq} o controle equivalente (que mantém $\dot{s} = 0$), $k > 0$ o ganho de comutação (robustez) e o $\mu > 0$ define a largura da camada limite. Como o *chattering* representa um desafio significativo nas metodologias de SMC, a função de saturação é proposta para reduzir esse fenômeno (tornando o SMC contínuo).

$$\text{sat}(s_i/\mu) = \begin{cases} \text{sign}(s_i) & \text{if } |s| \geq \mu \\ s_i/\mu & \text{if } |s| < \mu \end{cases} \quad (2.80)$$

Como umas das principais contribuições do presente trabalho é a aplicação inédita de uma técnica de controle baseada no controlador por modos deslizantes, o *Universal Integral Regulator* (UIR), a seguir será desenvolvida esta adaptação do controlador SMC que possui inúmeras vantagens, já citadas na introdução. O UIR foi criado em Khalil (2000) para sistemas SISO de fase mínima.

Considere o sistema não linear SISO com a forma a seguir:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, \theta) + g(x, \theta)u \\ y &= h(x, \theta) \end{aligned} \quad (2.81)$$

Sendo $x \in R^n$ o estado, $u \in R$ o sinal de entrada do controle, $y \in R$ o sinal de saída. As funções vetoriais f , g e a função escalar h dependem continuamente de $\theta \in \Theta \in R^l$, um vetor de parâmetros constantes desconhecidos. Assumindo que o grau relativo $r \leq n$ do sistema 2.81 é conhecido, ou seja,

$$\mathcal{L}_g y = \mathcal{L}_g \mathcal{L}_f y = \dots = \mathcal{L}_g \mathcal{L}_f^{r-2} y = 0 \rightarrow |\mathcal{L}_g \mathcal{L}_f^{r-1} y| \geq k_0 > 0 \quad (2.82)$$

Sendo que k_0 é independente de θ , e o sinal do termo $\mathcal{L}_g \mathcal{L}_f^{r-1} y$ é conhecido, então pode ser usada a lei de controle:

$$\begin{aligned} u &= -k \operatorname{sign}(\mathcal{L}_g \mathcal{L}_f^{r-1} y) \operatorname{sat}\left(\frac{s}{\mu}\right) \\ \dot{\sigma} &= y(t) - y_d(t), \sigma(0) = \sigma_0 \\ s &= k_0 \sigma + k_1 e_1 + \sum_{i=2}^{r-1} k_i e_i + e_r \end{aligned} \quad (2.83)$$

Sendo s a superfície deslizante, note que a entrada de controle u considera uma aproximação contínua do controlador ideal de modo deslizante, aproximando a função sinal $\operatorname{sign}(\cdot)$ pela função saturação $\operatorname{sat}(\cdot)$, sendo μ a espessura da camada limite e k o ganho principal do controlador que limita seu valor máximo. Na superfície deslizante, $k_i \in \{0, \dots, r-1\}$ são constantes positivas escolhidas de modo que as raízes do polinômio $p^r + k_{r-1}p^{r-1} + \dots + k_1 p + k_0 = 0$ tenham partes reais negativas. Na Equação 2.83, σ é a saída de um integrador convencional do erro de rastreamento $e_1 = y(t) - y_d(t)$ sendo y_d a saída desejada. Então, sob algumas suposições adicionais, a saída $y(t)$ irá acompanhar assintoticamente a saída desejada $y_d(t)$ (veja (KHALIL, 2000) para mais detalhes). O integrador cria um ponto de equilíbrio no qual o erro de rastreamento é zero. A principal tarefa do controlador é estabilizar esse ponto, o que é desafiador porque ele é desconhecido e depende de parâmetros incertos e perturbações. A ideia básica do controlador da Equação 2.83 é usar controle robusto contínuo para alcançar tal estabilização. O controle robusto é projetado para estabilizar um ponto de equilíbrio nominal, geralmente deslocado para a origem, utilizando técnicas como realimentação de alto ganho, controle min-max, ou controle por modo deslizante “contínuo”, que é o nosso caso. A função saturação $\operatorname{sat}(\cdot)$ é definida como segue:

$$\operatorname{sat}(s/\mu) = \begin{cases} \operatorname{sign}(s/\mu), & |s| > \mu \\ s/\mu, & |s| \leq \mu \end{cases} \quad (2.84)$$

A função saturação pode eliminar o efeito *chattering*, mas frequentemente ao custo de um erro estacionário diferente de zero, o que justifica o uso do integrador convencional. Foi observado por Seshagiri e Khalil (2005) que o controlador integral universal poderia sofrer perda de desempenho devido ao *integrator wind-up*, que pode resultar em grandes sobressaltos e tempos de acomodação prolongados devido à integração contínua do erro de rastreamento e_1 . A solução proposta foi expandir a dinâmica do estado auxiliar σ adicionando tanto uma combinação linear do erro de rastreamento e suas derivadas temporais, quanto um termo contendo σ para evitar o *integrator wind-up*. A nova lei de controle então se torna (SESHAGIRI; KHALIL, 2005):

$$\begin{aligned}
u &= -k \operatorname{sign}(\mathcal{L}_g \mathcal{L}_f^{r-1} y) \operatorname{sat}\left(\frac{s}{\mu}\right) \\
\dot{\sigma} &= -k_0 \sigma + \mu \operatorname{sat}\left(\frac{s}{\mu}\right), \sigma(0) = \sigma_0 \\
s &= k_0 \sigma + k_1 e_1 + \sum_{i=2}^{r-1} k_i e_i + e_r
\end{aligned} \tag{2.85}$$

Essa lei de controle também é conhecida na literatura como *Conditional Integrator Sliding Mode Control* (CISMC) e foi testada em diversos trabalhos, como em (PRUSTY *et al.*, 2016), (TSANG; CHAN; WEI, 2008), (NGUYEN; DAMM, 2015), (DIAZ-MENDEZ *et al.*, 2022), sendo que este último aborda a aplicação do CISMC no controle de quadricóptero. O integrador condicional foi modificado para fornecer ação integral somente dentro da camada limite (“condicionalmente”), melhorando o desempenho transitório. Foi demonstrado analiticamente que o CISMC com realimentação de saída recupera o desempenho do SMC ideal com realimentação de estado. Para completar o projeto, é necessário especificar os parâmetros de projeto k e μ . O ganho constante k é um limite superior para o controle u , pois em aplicações típicas o controle deve satisfazer restrições de magnitude; é possível simplesmente escolher k como o valor máximo permitido para o controle. O parâmetro μ deve ser escolhido suficientemente pequeno (veja (SESHAGIRI; KHALIL, 2005) para detalhes e demonstração da estabilidade da lei de controle).

Para um sistema de segunda ordem, a superfície deslizante é definida como $s = k_1 e_1 + e_2$, sendo $e_2 = \dot{e}_1$. Resolvendo u a partir da derivada da superfície deslizante, $\dot{s} = k_1 e_2 + f(e_i, \theta) + g(e_i, \theta)u$, obtemos:

$$\begin{aligned}
u &= g^{-1}(e_i, \theta)[-f(e_i, \theta) + v_i] \\
v_i &= -k \operatorname{sign}(\mathcal{L}_g \mathcal{L}_f^{r-1} y) \operatorname{sat}(s/\mu)
\end{aligned} \tag{2.86}$$

Para garantir que a lei de controle funcione, $g(e_i, \theta)$ precisa ser invertível e não singular. No nosso caso, será mostrado que $g(e_i, \theta)$ é constante e fisicamente afastado de zero. A lei de controle da Equação 2.86 deu origem à entrada de controle definida na Equação 2.85. Conforme citado por Seshagiri e Khalil (2005) e Prusty *et al.* (2016), para simplificar o projeto, assume-se que $g(e_i, \theta) = I$ e $f(e_i, \theta) = 0$. Por fim, a Equação 2.85 é denominada UIR.

2.4 Falhas em Atuadores de Drones

As falhas em atuadores podem ser classificadas, conforme descrito na literatura, em diferentes categorias, de acordo com suas características e efeitos no sistema. Os atuadores, geralmente representados por motores elétricos e seus mecanismos de controle associados, são responsáveis pelo controle de atitude, direção e sustentação dos drones (ABDELMAKSOU; MAILAH; ABDALLAH, 2020). De acordo com Cui *et al.* (2019),

uma falha nesses componentes pode comprometer seriamente a estabilidade, a capacidade de manobra e, em casos extremos, levar à queda do veículo. Essas falhas impactam diretamente a estabilidade, a controlabilidade e a segurança do voo, sendo, por isso, amplamente investigadas no desenvolvimento de estratégias de controle robusto e tolerante a falhas em drones. Sendo assim, esse tipo de falha é amplamente estudado, pois interfere diretamente no comportamento do drone (OKADA *et al.*, 2024).

A partir de Ducard (2015), é possível observar na 2.5 as principais falhas nos atuadores, demonstrando a resposta em função do tempo. Esses resultados permitem identificar os efeitos que diferentes tipos de falhas causam no desempenho do sistema. Além disso, a análise temporal evidencia o impacto de cada falha na estabilidade e na capacidade de controle, servindo como base para o desenvolvimento de técnicas de controle robusto para suportar as falhas.

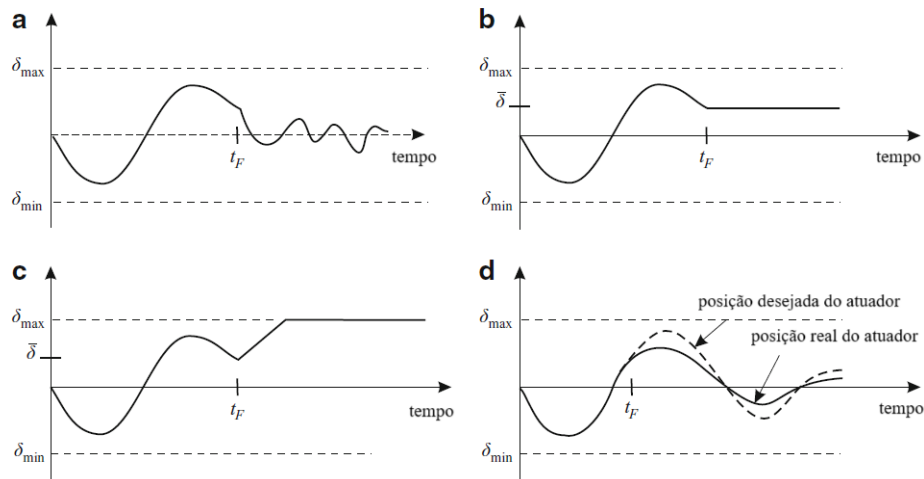


Figura 2.5 – Vários tipos de falhas em atuadores (adaptado de Ducard, 2015).

No contexto de FTC para UAVs do tipo quadricóptero, a maioria dos estudos atuais enfatizam falhas nos atuadores. Entre as falhas mais comuns de atuadores estão a falha LoE em que a perda de efetividade ocorre quando o atuador gradualmente perde sua eficiência ao longo do tempo, dificultando o controle preciso do sistema, ou seja, o atuador ainda responde aos comandos, mas com desempenho reduzido 2.5d. Já a falha LiP ocorre quando o atuador fica travado em uma determinada posição, em um instante específico de tempo (WANG *et al.*, 2007), dessa forma, o atuador permanece fixo em uma determinada posição e deixa de responder aos comandos 2.5b. A falha do tipo *hard-over*, por sua vez, provoca o deslocamento completo do atuador para uma extremidade do seu curso operacional, sendo assim é caracterizado por uma deflexão completa e contínua para um dos extremos do curso de atuação. Esse tipo de falha pode levar à saturação dos demais atuadores saudáveis, resultando na instabilidade do sistema (ZHAO; LIN, 2023) 2.5c. Por fim, a falha do tipo *floating around trim* representa casos do atuador em que ocorrem variações aleatórias em torno do valor de referência, refere-se a uma falha de atuador

em que o controle permanece próximo da posição de trim (ajuste de equilíbrio), mas com variações imprevisíveis, o que pode comprometer a estabilidade e o desempenho de drones. Esse tipo de falha é particularmente desafiador, pois pode não ser imediatamente detectado, levando a desvios sutis no comportamento da aeronave. Sendo assim, como mostrado na 2.5a, a superfície de controle pode se tornar ineficaz e flutuar na posição de momento nulo. A superfície de controle também pode ser travada em qualquer posição intermediária arbitrária 2.5b ou alcançar e permanecer na posição de saturação, como mostrado na 2.5c (DUCARD, 2015).

A Tabela 2.3 apresenta todos os tipos de falha em atuadores, juntamente com suas respectivas características e autores.

Tabela 2.3 – Falhas em drones.

Tipo da falha	Características	Autores
Loss of Effectiveness	Degradação gradual no desempenho de atuadores ou componentes, resultando em redução da autoridade de controle (ZHANG; JIANG, 2003).	Gu e Zhou (2024), Nguyen e Pitakwachara (2024), Khattab, Mizrak e Alwi (2024), Ullah, Iqbal e Malik (2020), Tan <i>et al.</i> (2019), Jiang <i>et al.</i> (2023), Wang <i>et al.</i> (2019a), Nguyen e Pitakwachara (2024), Merheb, Noura e Bateman (2015), Zhang <i>et al.</i> (2010), Li, Zhang e Gordon (2013), Merheb, Noura e Bateman (2013), Ke, Cai e Quan (2022), Lu e Kampen (2015), Tahavori e Hasan (2020).
Hard-over	É uma condição em que a superfície de controle se move em sua taxa máxima de deslocamento até atingir seu limite máximo de posição (RAJENDRAN, 2014).	Imran <i>et al.</i> (2024), Yang <i>et al.</i> (2023), Xing <i>et al.</i> (2018), Zeghlache <i>et al.</i> (2024), Hamadi (2020), Puchalski e Giernacki (2022), Rajendran (2014).
Locked-in-place	O atuador fica travado em uma determinada posição, em um instante específico de tempo (WANG <i>et al.</i> , 2007).	Rudin, Ducard e Siegwart (2019), Felicetti <i>et al.</i> (2018), Wang <i>et al.</i> (2007), Odendaal e Jones (2014), Baldini <i>et al.</i> (2020), Liu <i>et al.</i> (2019), Bennett (2010).
Floating around trim	Esse fenômeno ocorre quando a superfície de controle se movimenta involuntariamente em torno da posição ajustada para o seu ponto de equilíbrio (CALISKAN; HAJIYEV, 2016).	Wang <i>et al.</i> (2019a), Freeman e Balas (2014), Caliskan e HAJIYEV (2016), Odendaal (2012), Lo (2015), Rajendran (2014).

É possível observar na Tabela 2.3 que a maioria dos trabalhos na literatura aborda o tipo de falha em atuadores LoE, já que esse é o tipo de falha mais comum na prática. A falha por LoE em atuadores é, de fato, o tipo mais recorrente de falha em sistemas de atuação (ULLAH; IQBAL; MALIK, 2020).

A modelagem das falhas em simulações numéricas consiste na representação matemática e computacional de comportamentos anômalos que podem ocorrer em sistemas reais. Essa abordagem permite prever o impacto de falhas dos atuadores contribuindo para o desenvolvimento de sistemas mais robustos e seguros (MUENCHHOF; BECK;

ISERMANN, 2009). Ao incorporar falhas nos modelos, é possível avaliar a resposta do sistema sob condições adversas e testar técnicas de controle tolerante a falhas.

A falha LoE é representada pela multiplicação de um ganho entre 0 e 1, indicando a redução gradual da eficiência do sistema ao longo do tempo. Dessa forma, essa falha é introduzida de forma controlada, reduzindo progressivamente seu ganho de atuação a partir de um instante de tempo pré-determinado. Com a aplicação dessa falha, a eficácia da técnica de controle proposta será avaliada com base na capacidade do sistema em manter a estabilidade e o rastreamento da trajetória desejada mesmo após a ocorrência da falha. Além disso, foram realizados testes comparativos com diferentes níveis de severidade de falha analisando a robustez do controlador em cenários de degradação progressiva (ZHANG; JIANG; THEILLIOL, 2008).

A falha LiP pode ser modelada a partir do bloqueio do atuador em um valor constante após um determinado intervalo de tempo, permitindo observar o comportamento do sistema diante dessa condição. Ou seja, consiste na fixação da rotação de um dos rotores em um valor constante, simulando um travamento mecânico que impede o controle ativo daquele atuador (BENNETT, 2010).

A falha *Hard-over* pode ser simulada a partir do aumento abrupto da saída do atuador até o limite de sua capacidade operacional, simulando uma falha extrema. Sendo assim, é como uma condição abrupta em que um dos atuadores fica preso em sua posição máxima de comando, simulando uma saturação permanente do sinal de controle (HAMADI, 2020).

A falha *Floating Around Trim* pode ser implementada como uma redução instantânea da eficiência do motor (por exemplo, 60%), aplicada em tempo definido ao longo do voo. Portanto, corresponde a uma perda parcial de eficiência de um motor, simulando uma condição em que o rotor afetado continua operando, porém com capacidade de geração de força reduzida. Sendo assim, o modelo não consegue manter com precisão seu ponto de equilíbrio, apresentando desvios oscilatórios em torno da trajetória desejada (CALISKAN; HAJIYEV, 2016).

Embora diversos controladores robustos tenham sido abordados neste trabalho, como o backstepping, o MPC, o INDI e o SMC, o controlador selecionado para implementação foi o UIR, conforme já mencionado anteriormente. Essa escolha se deve, principalmente, à sua estrutura simples, facilidade de implementação e ao fato de não requerer um conhecimento prévio detalhado da dinâmica da planta, característica especialmente vantajosa em sistemas complexos ou sujeitos a incertezas. Por outro lado, o controlador backstepping exige um modelo extremamente preciso para funcionar adequadamente, o que dificulta sua aplicação em sistemas com falhas e aumenta significativamente sua complexidade. O MPC, embora poderoso, também depende fortemente da precisão do modelo utilizado na predição, além de demandar maior esforço computacional e apresentar maior dificuldade de implementação prática em tempo real. O INDI, apesar de ser uma alternativa mais adaptativa, ainda requer uma modelagem parcial do sistema e sofre com limitações impos-

tas pela saturação dos atuadores. Mudanças abruptas nos sinais de entrada podem gerar comandos que excedem os limites físicos dos atuadores, tornando-o menos adequado para situações com falhas nesse tipo de componente. O controlador PID, apesar de amplamente utilizado, não é considerado robusto e apresenta desempenho insatisfatório em sistemas não lineares ou sujeitos a variações dinâmicas, sendo utilizado neste trabalho apenas como referência comparativa com o UIR. Já o controlador SMC, embora seja inerentemente robusto, enfrenta limitações práticas devido à dificuldade de implementação e à ocorrência do fenômeno de *chattering*, que pode comprometer a estabilidade e danificar os atuadores. Dessa forma, o UIR se destaca como a escolha mais apropriada entre os controladores analisados, por aliar simplicidade, robustez frente a incertezas do modelo, alta tolerância a falhas e viabilidade de aplicação prática, sobretudo em cenários que exigem resiliência e adaptabilidade.

3 METODOLOGIA

Neste capítulo, apresenta-se a metodologia adotada para alcançar os objetivos propostos neste trabalho. A abordagem metodológica foi estruturada de forma sequencial e lógica, de modo a garantir a consistência das etapas desenvolvidas.

O desenvolvimento do trabalho iniciou-se com a modelagem analítica da dinâmica de voo do drone, etapa em que foram estabelecidas as equações que descrevem a dinâmica de voo do sistema. Em seguida, procedeu-se à implementação numérica dessa dinâmica, permitindo a simulação computacional do comportamento do drone.

Com a base dinâmica devidamente implementada, foi realizada a formulação do problema de controle, no qual foram definidos os objetivos de controle, as restrições e os critérios de desempenho a serem atendidos. A partir disso, os controladores PID e UIR foram projetados e submetidos a um processo de verificação numérica, com o intuito de validar seu desempenho em ambiente simulado. Após essa etapa, os controladores também passaram por verificação experimental, utilizando uma plataforma física de testes para avaliar seu comportamento no mundo real.

Além disso, foram conduzidas simulações de falhas, tanto no modelo numérico do quadricóptero quanto no modelo experimental, de forma a investigar a robustez e a resiliência dos controladores diante de situações adversas, como perda de atuadores.

Os resultados obtidos nas simulações e nos experimentos foram utilizados para a comparação do desempenho dos controladores, possibilitando uma análise crítica dos métodos de controle quanto à estabilidade, precisão e capacidade de rejeição a falhas.

Por fim, a metodologia resulta na validação experimental, etapa em que os dados obtidos foram confrontados com os resultados teóricos e simulados, assegurando a confiabilidade das soluções propostas.

A Figura 3.1 a seguir apresenta um fluxograma com a sequência das etapas desenvolvidas, facilitando a compreensão do percurso metodológico adotado desde a modelagem inicial até a validação final dos resultados.

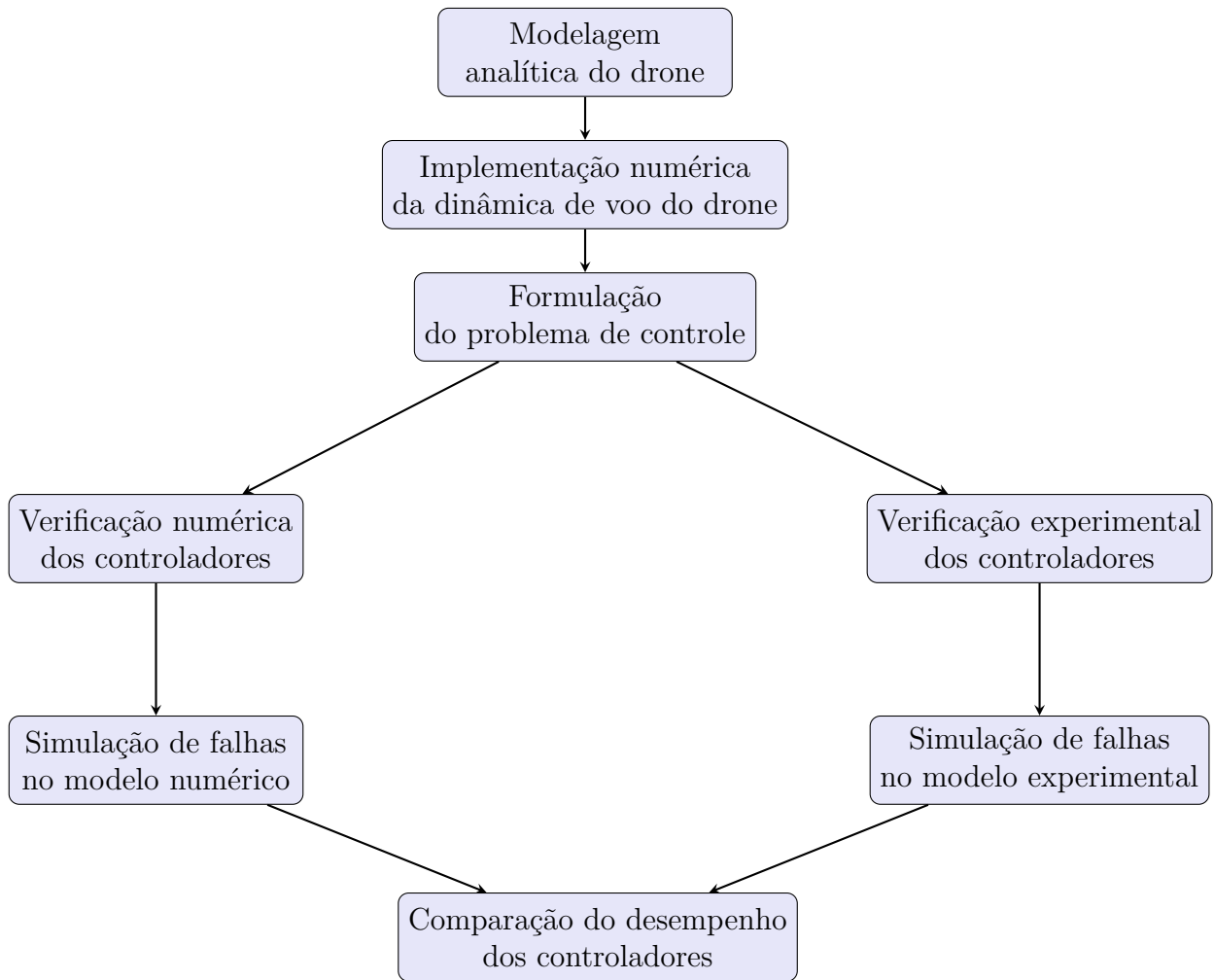


Figura 3.1 – Metodologia aplicada.

3.1 Modelagem Analítica do Drone

A modelagem analítica de drones é uma etapa fundamental no desenvolvimento, controle e simulação desses VANTs. Dessa forma, será descrito um modelo dinâmico de um quadricóptero UAV utilizado para o projeto e teste do UIR.

Essa modelagem busca descrever matematicamente o comportamento do drone por meio de equações que representam suas dinâmicas, uma vez que compreender essas relações é essencial para prever como o drone irá se mover em resposta a comandos e falhas permitindo o projeto de controladores mais eficientes e seguros.

A dinâmica do quadricóptero com 3 Graus de Liberdade (GDL) foi derivada utilizando a formulação de Newton–Euler, uma vez que a plataforma experimental utilizada para a verificação dos testes que serão realizados na simulação numérica atende a esse requisito e os outros 3 graus de liberdade relacionado a dinâmica no modelo não iriam interferir na simulação proposta e nos resultados esperados do presente trabalho.

Dessa forma, os parâmetros de inércia do quadricóptero e dos rotores para a simulação numérica no Matlab/Simulink foram os mesmos parâmetros estimados experimentalmente

para tornar a simulação numérica mais próxima possível da experimental. Sendo assim, no trabalho de Pinheiro *et al.* (2024), os parâmetros de inércia do quadricóptero e de seus rotores foram estimados experimentalmente, utilizando o método do pêndulo bifilar e trifilar para estimar os momentos de inércia ao redor de cada eixo do corpo, e uma regressão linear entre empuxo/torque e dados de PWM para a estimação dos coeficientes dos rotores. A Tabela 3.1 resume os parâmetros do quadricóptero.

Tabela 3.1 – Propriedades físicas do quadricóptero (extraído de Pinheiro *et al.*, 2024).

I_{xx} (kg · m ²)	I_{yy} (kg · m ²)	I_{zz} (kg · m ²)
0,01474	0,01474	0,02339
k_T (N/pwm)	d (N · m/pwm)	l (m)
0,005	0,001529	$0,22 \sin(\pi/4)$

3.2 Implementação numérica da dinâmica de voo do drone

O sistema quadrotor com 3 GDL, conforme pode ser visto na Equação 3.1. Essas equações de movimento foram extraídas de (DHADEKAR; TALOLE, 2021) e (KLEIVDAL, 2022).

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &= p + qt(\theta)s(\phi) + rt(\theta)c(\phi) \\
 \dot{\theta} &= qc(\phi) - rs(\phi) \\
 \dot{\psi} &= \frac{qs(\phi)}{c(\theta)} + \frac{rc(\phi)}{c(\theta)} \\
 \dot{p} &= \frac{(I_y - I_z)qr}{I_x} - \frac{J_r q \dot{\psi}_r}{I_x} + \frac{U_2}{I_x} \\
 \dot{q} &= \frac{(I_z - I_x)pr}{I_y} + \frac{J_r p \dot{\psi}_r}{I_y} \frac{U_3}{I_y}; \\
 \dot{r} &= \frac{(I_x - I_y)pq}{I_z} + \frac{U_4}{I_z};
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

Sendo ϕ, θ e ψ , respectivamente, os ângulos de rolagem (*roll*), arfagem (*pitch*) e guinada (*yaw*), e I_{xx} , I_{yy} e I_{zz} os momentos de inércia em torno de cada eixo do corpo. A Equação 3.1 que representa suas dinâmicas rotacionais, pode ser escrito na seguinte forma:

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= f(x) + g(x)u \\
 y &= h(x)
 \end{aligned} \tag{3.2}$$

Sendo $x = \{\phi, \theta, \psi, p, q, r\}$ o vetor de estado, $u = \{u_\phi, u_\theta, u_\psi\}$ o vetor de entrada de controle e $y = \{\phi, \theta, \psi\}$ o vetor de saída.

Dessa forma, o sistema descrito pela Equação 3.1 foi implementado no Matlab/Simulink utilizando o bloco Matlab Function para inserir o modelo dentro do software e possibilitar

a implementação de falhas no atuador e a implementação de leis de controle para verificar o comportamento do modelo.

A Equação 3.3 mostra a força total de sustentação (T) e os torques de rotação (τ_ϕ , τ_θ , τ_ψ) atuantes em um quadricóptero típico com configuração em “X”.

$$\begin{pmatrix} T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} k_T & k_T & k_T & k_T \\ lk_T & -lk_T & lk_T & -lk_T \\ lk_T & lk_T & -lk_T & -lk_T \\ d & -d & -d & d \end{bmatrix} \begin{pmatrix} PWM_1 \\ PWM_2 \\ PWM_3 \\ PWM_4 \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

O vetor de saída $y = \{\phi, \theta, \psi\}$ gerado pelo controlador, é enviado a um bloco que contém a Equação 3.4 para calcular os sinais de PWM_1 , PWM_2 , PWM_3 e PWM_4 . A partir desses sinais são obtidos T e $(\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi)$ pela Equação 3.3 que efetivamente representam as entradas da planta.

Sendo assim, foi implementado o sinal de PWM de cada rotor descrito na Equação 3.4 para simular o voo do modelo utilizado.

O sinal PWM de cada rotor é calculado como:

$$\begin{aligned} PWM_1 &= PWM_{min} + u_\phi + u_\theta + u_\psi \\ PWM_2 &= PWM_{min} - u_\phi + u_\theta - u_\psi \\ PWM_3 &= PWM_{min} + u_\phi - u_\theta - u_\psi \\ PWM_4 &= PWM_{min} - u_\phi - u_\theta + u_\psi \end{aligned} \quad (3.4)$$

Sendo PWM_{min} o sinal PWM mínimo que permite a rotação dos motores, e u_ϕ , u_θ e u_ψ as saídas de controladores SISO separados (UIR e PID).

Neste trabalho, em razão da disponibilidade do sinal PWM dos motores, as forças geradas foram expressas diretamente em função desse sinal, em vez da tradicional relação com o quadrado da velocidade angular. Essa abordagem baseou-se em dados experimentais obtidos a partir da correlação entre o empuxo e o sinal PWM dos rotores. Além disso, a variável T não foi considerada, uma vez que o banco de testes utilizado permite apenas movimentos rotacionais do quadricóptero (3 graus de liberdade). Assim, o modelo numérico foi adaptado para refletir as condições experimentais viáveis na implementação prática com o drone.

3.3 Formulação do problema de controle

O objetivo de controle consiste em projetar três controladores SISO separados para cada par entrada-saída. Para a saída θ , utiliza-se como entrada o sinal de controle τ_θ ; para a saída ϕ , a entrada correspondente é τ_ϕ e para a saída ψ , a entrada é τ_ψ , de forma que y acompanhe a saída desejada y_d durante a ocorrência de falhas nos atuadores. Cada

controlador SISO é baseado no esquema UIR descrito pela Equação 3.5 e ilustrado na Figura 3.2. Como pode ser observado na Equação 3.5, para todos os controladores, o grau relativo dos subsistemas é $r = 2$ (o grau relativo é o número de diferenciações da saída do sistema y_i até que a entrada de controle u_i apareça explicitamente nas equações resultantes).

$$\begin{aligned} u_i &= -k_i \text{sign}(\mathcal{L}_g \mathcal{L}_f^{r-1} y_i) \text{sat} \left(\frac{s_i}{\mu_i} \right), \quad i = \{\phi, \theta, \psi\} \\ \dot{\sigma}_i &= -k_0^i \sigma_i + \mu_i \text{sat} \left(\frac{s_i}{\mu_i} \right) \\ s_i &= k_0^i \sigma_i + k_1^i e_1^i + \dot{e}_1^i, \quad e_2^i = \dot{e}_1^i \end{aligned} \quad (3.5)$$

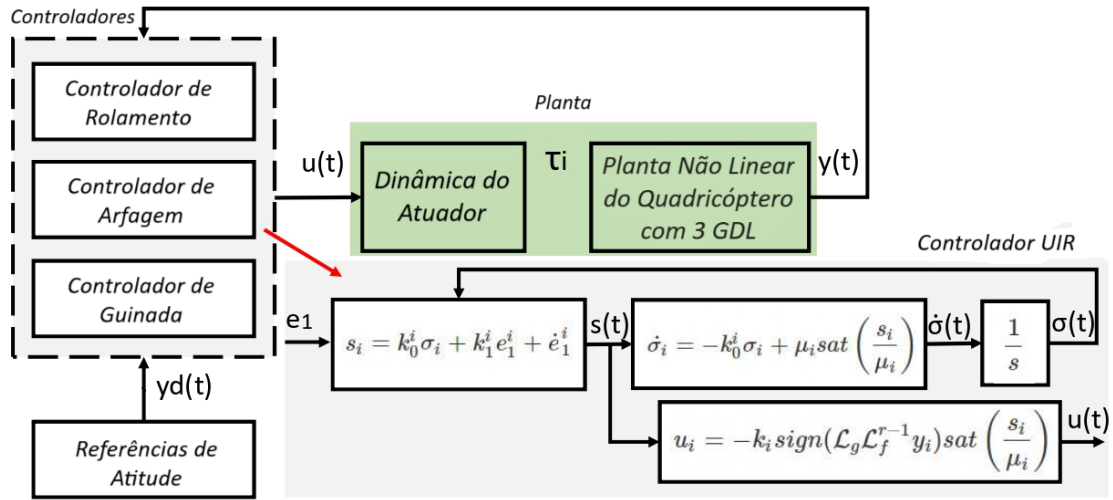


Figura 3.2 – Esquema do Problema de Controle.

Cada controlador SISO também foi realizado com base na estrutura clássica do PID, conforme representado na Equação 3.6. Essa abordagem visa permitir uma análise comparativa com os resultados obtidos por meio do controlador UIR.

Como é característico dos controladores PID, a ação de controle combina termos proporcionais, integrais e derivativos do erro de seguimento $e_i = y_{di} - y_i$, promovendo estabilidade e desempenho satisfatório mesmo diante de perturbações ou incertezas moderadas na planta.

$$u_i^{PID} = K_P e_i + K_I \int e_i dt + K_D \frac{de_i}{dt} \quad (3.6)$$

O esquema de controle PID consiste em controlar cada subsistema de forma independente por um laço de controle SISO. O erro $e_i = y_{di} - y_i$ é processado por três caminhos: um proporcional, que atua diretamente no erro; um integrativo, que acumula o erro ao longo do tempo, contribuindo para a eliminação do erro estacionário; e um derivativo, que antecipa o comportamento do erro com base em sua taxa de variação. A soma dessas três ações gera o sinal de controle u_i , aplicado ao atuador correspondente.

Na fase de implementação, os ganhos K_P , K_I e K_D do controlador PID são ajustados de forma analítica por meio do método de alocação de polos. Esse método consiste em posicionar os polos do sistema em locais desejados do plano complexo, a fim de garantir um desempenho dinâmico específico, como tempo de resposta, sobressinal e estabilidade. Para isso, é necessário que o modelo da planta esteja previamente linearizado. A partir dessa linearização, é possível obter uma equação característica do sistema em malha fechada, sobre a qual os ganhos do controlador são calculados de modo a coincidir os polos dessa equação com os polos desejados previamente definidos com base em critérios de projeto.

Considerando que o método exige uma planta linear e que a simulação foi realizada para pequenas variações angulares, foi possível desprezar alguns termos não lineares do modelo.

A Equação 3.7 descreve o modelo dinâmico rotacional linearizado do drone.

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &= p + q\theta\phi + r\theta \\
 \dot{\theta} &= q - r\phi \\
 \dot{\psi} &= q\phi + r \\
 \dot{p} &= \frac{(I_y - I_z)}{I_x}qr - \frac{J_r\mathfrak{U}_r}{I_x}q + \frac{U_2}{I_x} \\
 \dot{q} &= \frac{(I_z - I_x)}{I_y}pr + \frac{J_r\mathfrak{U}_r}{I_y}p + \frac{U_3}{I_y} \\
 \dot{r} &= \frac{(I_x - I_y)}{I_z}pq + \frac{U_4}{I_z}
 \end{aligned} \tag{3.7}$$

As seguintes aproximações foram consideradas na linearização:

$$\sin(\phi) \approx \phi, \quad \cos(\phi) \approx 1, \quad \tan(\theta) \approx \theta, \quad \cos(\theta) \approx 1.$$

Essa linearização simplifica a modelagem da dinâmica do sistema para ângulos pequenos, permitindo o uso de métodos lineares de controle, como o ajuste dos ganhos PID por alocação de polos.

Considera-se o modelo linearizado da dinâmica rotacional de um drone em torno do eixo de rolagem:

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &= p + q\theta\phi + r\theta \\
 \dot{p} &= \frac{(I_y - I_z)}{I_x}qr - \frac{J_r\mathfrak{U}_r}{I_x}q + \frac{U_2}{I_x}
 \end{aligned} \tag{3.8}$$

Assumindo pequenas variações angulares e desprezando termos de acoplamento entre eixos, o modelo pode ser simplificado para:

$$\begin{aligned}
 \dot{\phi} &\approx p \\
 \dot{p} &\approx \frac{U_2}{I_x}
 \end{aligned} \tag{3.9}$$

Deseja-se controlar o ângulo ϕ com um controlador PID, baseado no erro $e = \phi_d - \phi$. Introduce-se um integrador do erro para permitir rejeição de perturbações e erro em regime nulo. Define-se então o vetor de estados estendido:

$$x = \begin{bmatrix} e_I \\ \phi \\ p \end{bmatrix}, \quad \dot{e}_I = e = \phi_d - \phi \quad (3.10)$$

Com isso, o sistema dinâmico em espaço de estados torna-se:

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (3.11)$$

Sendo:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \frac{1}{I_x} \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

O controle adotado é do tipo realimentação de estados:

$$u = -Kx = -K_P\phi - K_I e_I - K_D p \quad (3.13)$$

Deseja-se posicionar os polos do sistema em locais previamente escolhidos para garantir desempenho dinâmico desejado. Dessa forma, encontra-se o polinômio característico desejado.

Com isso, é possível aplicar o método de alocação de polos, como o método de Ackermann, por exemplo, para determinar o vetor de ganhos do controlador.

$$K = [K_P \quad K_I \quad K_D] \quad (3.14)$$

Sendo assim, os ganhos do controlador PID utilizados atendem com o critério da alocação de polos adotado. Esse procedimento também foi aplicado para determinar os ganhos correspondentes aos eixos de arfagem e guinada, responsáveis pelo controle dos ângulos θ e ψ , respectivamente.

Com o avanço da tecnologia, começaram a surgir plataformas de teste numéricas e experimentais para avaliar controladores com aplicação de falhas em drones. Como no trabalho de Nan *et al.* (2022), as pesquisas iniciais nessa área focaram na perda parcial de efetividade dos rotores, como danos nas hélices, sendo o quadricóptero amplamente considerado uma plataforma de pesquisa para testar novos métodos de controle robustos/adaptativos.

Existe uma vasta biblioteca de softwares computacionais utilizados com o objetivo de aplicar leis de controle. Assim, o uso da abordagem computacional se deu, em grande parte, devido ao avanço do software Matlab/Simulink. O Matlab/Simulink é uma plataforma de programação comumente utilizada por cientistas e engenheiros, principalmente

para análise de dados, desenvolvimento de algoritmos e criação de modelos. Devido à sua popularidade e alta demanda na indústria, suas funções matemáticas integradas permitem aos usuários inserir seus próprios algoritmos e avaliar os dados de saída. Embora os pesquisadores tenham descrito de forma unânime o comportamento de um VANT como um conjunto de equações no Simulink (IDRISSI; SALAMI; ANNAZ, 2022), ele é amplamente utilizado em muitos trabalhos devido à sua facilidade de uso, aos diagramas em blocos intuitivos e à integração com bibliotecas do Python. Dessa forma, muitos pesquisadores utilizaram a plataforma numérica do Matlab/Simulink para realizar as suas simulações, alguns exemplos são: (IMRAN *et al.*, 2024), (TAN *et al.*, 2019), (XING *et al.*, 2018), (ZEGHLACHE *et al.*, 2024), (MERHEB; NOURA; BATEMAN, 2015), (ZALUDIN, 2023). Isso justifica a utilização do Matlab/Simulink para a formulação do problema e controle e para a simulação realizada no trabalho.

3.4 Simulação de falhas no modelo quadricóptero

Neste trabalho, dois tipos de falhas são injetados no sistema do quadrotor: LiP e LoE, conforme apresentado na Figura 2.5. Segundo Chaturvedi e Sahoo (2023), em uma falha do tipo LiP, o atuador trava em uma posição, deixando de responder aos comandos do controlador de voo, fazendo com que a força de propulsão gerada por aquele rotor se mantenha constante. A falha LiP foi injetada no motor 1, ou seja, o sinal PWM é travado em uma posição do valor atual do sinal de PWM no instante de simulação 10,5s. Na falha por LoE, o atuador responde de forma reduzida ou alterada ao sinal comandado. A falha LoE foi aplicada no motor 1 provocando um perda de eficiência de 15% e 17.5%. Na primeira simulação, a LoE foi aplicada aos 10 segundos e, na segunda simulação, aos 50 segundos, com duração de 15 segundos em cada uma. No nosso caso, apenas uma falha parcial em um motor é injetada, e sua robustez diante de distúrbios internos causados pelas falhas será testada, utilizando-se uma estratégia de PFTC.

3.5 Comparação do desempenho dos controladores

Para comparar o desempenho dos dois controladores, UIR e PID, o Erro Absoluto Integral (IAE) durante o rastreamento do ângulo de rolamento é calculado, mantendo os ângulos de arfagem e guinada em zero. Uma adaptação do IAE, definida em (REN; HU; LI, 2017) e apresentada na Equação 3.15, é utilizada.

$$IAE = \sum_{t=0}^{t=T_f} |\tilde{x}(t)| \quad (3.15)$$

Sendo $\tilde{x}(t) = \phi - \phi^{ref}$, ϕ o ângulo real de rolamento e ϕ^{ref} o ângulo desejado de rolamento.

A Demanda de Controle (CD) de cada i -motor também é calculada a fim de comparar o esforço de controle de cada controlador, conforme apresentado na Equação 3.16.

$$CD_i = \sum_{t=0}^{t=T_f} |\tilde{u}_i(t)| \quad (3.16)$$

Sendo $\tilde{u}_i(t) = PWM_i - PWM_{min}$. O ϕ^{ref} definido como um sinal tipo *doublet* com amplitude máxima de $\pm 10^\circ$, θ^{ref} e ψ^{ref} são mantidos em 0° pelos controladores de arfagem e guinada.

Os ganhos do controlador utilizados nas simulações numéricas e nos experimentos foram obtidos por um processo de tentativa e erro, devido à simplicidade da estrutura do controlador e à facilidade de ajuste, respeitando, obviamente, os critérios para garantir a estabilidade do controlador UIR descritos anteriormente, como: $k_0 > 0$, k_1 atendendo às partes reais negativas do polinômio (condição de Hurwitz), k suficientemente grandes para que o limite superior de cada entrada de controle não sature e μ suficientemente pequenos para evitar o fenômeno de *chattering*.

3.6 Validação experimental

Nesta seção, serão apresentadas diversas plataformas experimentais que pesquisadores têm utilizado para fins de validação das simulações. Essas plataformas são fundamentais para garantir que os modelos computacionais reflitam com precisão o comportamento real dos veículos aéreos, permitindo ajustes e aprimoramentos necessários. Assim, a Tabela 3.2 a seguir reúne diversas plataformas relacionadas, que se mostram viáveis para a análise da dinâmica do veículo proposto, destacando suas características principais, especificações técnicas e aplicações típicas. Essa comparação serve como base para a escolha das ferramentas mais adequadas para a validação experimental no contexto deste trabalho.

Uma das dificuldades na aplicação de leis de controle mais sofisticadas é a ausência de plataformas experimentais de código aberto para a realização de testes.

Tabela 3.2 – Plataformas de Drones.

Plataforma	Abordagem	Autores
Storm Drone 8	Experimental	(KHATTAB; MIZRAK; ALWI, 2024)
Bebop2	Experimental	(SUN <i>et al.</i> , 2020)
Qball-X4	Experimental	(MERHEB; NOURA; BATEMAN, 2013), (LI; ZHANG; GORDON, 2013), (SAHUL; CHANDER; KURIAN, 2014)
Agilicious	Experimental	(NAN <i>et al.</i> , 2022)
Crazyflie	Experimental	(FREDLUND, 2024), (SU <i>et al.</i> , 2023)
AscTec Pelican	Experimental	(MERHEB; NOURA; BATEMAN, 2015)
Minnie	Experimental	(BEYER <i>et al.</i> , 2022)

A partir da Tabela 3.2, é possível verificar que a maioria das plataformas de código utilizadas para drones não são de código aberto, o que dificulta a reprodução das simulações realizadas nas pesquisas. Dessa forma, observa-se o amplo uso do Matlab/Simulink, por ser um software eficiente para aplicação das leis de controle mencionadas, bem como o uso de simulações computacionais, já que poucos artigos apresentam uma abordagem experimental, tendo como principais resultados as simulações computacionais.

Por outro lado, alguns artigos utilizam plataformas experimentais, como é o caso do Storm Drone 8 (KHATTAB; MIZRAK; ALWI, 2024), Bebop2 (SUN *et al.*, 2020) e Qball-X4 (MERHEB; NOURA; BATEMAN, 2013). O Qball-X4, um quadricóptero fabricado pela Quanser Inc., é uma plataforma inovadora de veículo aéreo de asa rotativa adequada para uma ampla variedade de aplicações de pesquisa e desenvolvimento em UAVs, sendo impulsionado por quatro motores equipados com hélices. O QuaRC, software de controle em tempo real da Quanser, permite que pesquisadores e desenvolvedores desenvolvam e testem controladores rapidamente em hardware real através da interface MATLAB/Simulink (SAHUL; CHANDER; KURIAN, 2014).

O banco de testes AscTec Pelican, disponível na UAE *University*, utiliza valores extraídos do quadricóptero real para definir alguns limites e restrições no projeto (MERHEB; NOURA; BATEMAN, 2015). O quadricóptero Crazyflie 2.1 serviu de base para cada unidade individual dentro da plataforma. Para alcançar maior força de impulso, a bateria e os motores de cada quadricóptero foram atualizados (SU *et al.*, 2023). Dessa forma, o

Crazyflie é muito leve e utilizado apenas para aplicações internas.

Testar novas leis de controle é difícil devido ao custo elevado, por isso a maioria dos autores desenvolve sua própria plataforma para testes com drones. Na época em que o ensaio foi realizado, não havia acesso às plataformas mais recentes. Portanto, o trabalho foi desenvolvido utilizando uma plataforma experimental já existente, empregando dados numéricos e experimentais obtidos no laboratório para as simulações.

Uma plataforma de ensaio experimental (*testbed*), que replica a atitude de um quadricóptero com 3 GDL, foi fabricado para implementar as leis de controle (os GDL translacionais foram removidos). A plataforma experimental do quadricóptero gira livremente com velocidade rotacional (p, q, r) em torno dos seus eixos de rolamento, arfagem e guinada, conforme ilustrado na Figura 2.1. Os ângulos de atitude e as velocidades de rotação são medidos utilizando um sensor MPU6050. O banco de ensaio também é composto por uma estrutura DJI F450, utilizada para instalar os demais componentes; uma placa amortecedora de fibra de carbono foi adicionada para minimizar a transmissão de vibrações dos motores para a placa controladora ESP32. Quatro motores *brushless* F450 2212 920Kv, dispostos em dois pares, 10×4.5 hélices CW (sentido horário) e CCW (sentido anti-horário), quatro ESCs Simonk de 30A e uma bateria LiPo de 11,1V 2200mAh (3 células) foram utilizados para completar a plataforma do quadricóptero (ver Figura 3.3).

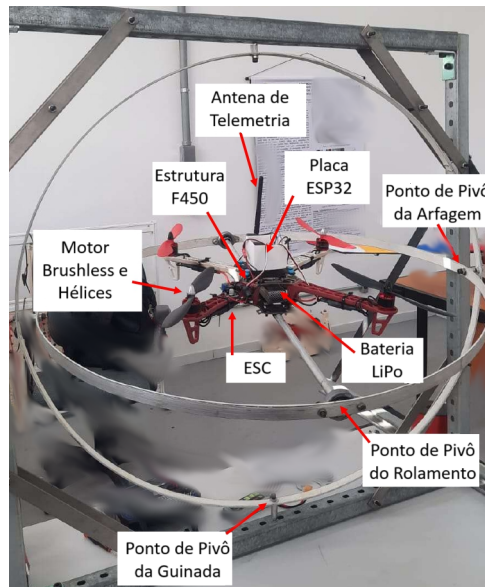


Figura 3.3 – Plataforma Experimental de Quadricóptero com 3 GDL.

Os componentes mencionados foram integrados e fixados em uma plataforma tipo gimbal com dois GDL, que permitiu limitar o drone quadricóptero a apenas 3 GDL: movimentos de arfagem, rolamento e guinada. Os estados medidos são utilizados na estrutura do controlador proposto para estabilizar a plataforma do quadricóptero. A Figura 3.4 apresenta a plataforma experimental sob um ângulo diferente, permitindo uma visualização mais clara dos componentes empregados e do quadricóptero utilizado. Esse

esquema de plataforma foi preferido devido à alta probabilidade de quedas durante os testes no caso de uma plataforma com 6 GDL, especialmente durante a injeção de falhas.

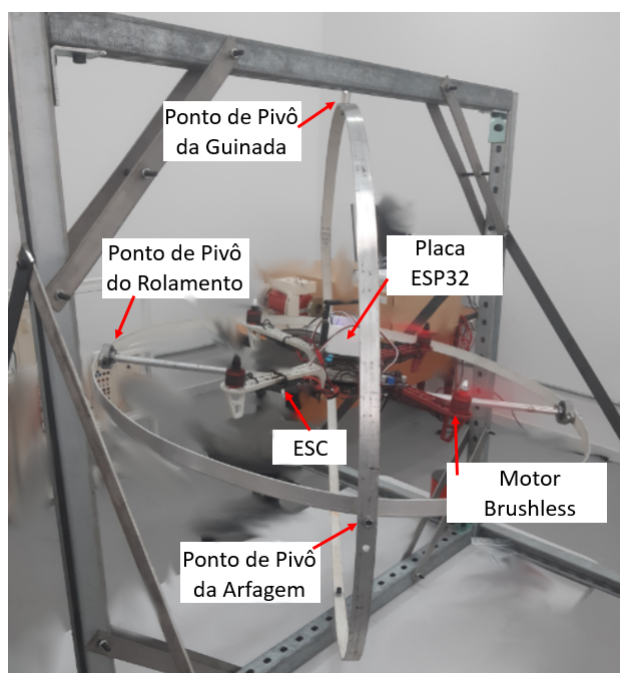


Figura 3.4 – Vista Adicional da Plataforma Experimental de Quadricóptero com 3 GDL.

Por meio de software, foi possível combinar os dados do acelerômetro e do giroscópio para obter as medidas de *pitch*, *roll* e *yaw*. O “cérebro” da plataforma, uma placa de desenvolvimento ESP32 de núcleo duplo, foi utilizada para a programação, fusão de sensores, atualização das configurações do controlador, projeto dos sinais de controle e envio dos sinais aos atuadores em um esquema de controle de baixo nível.

4 RESULTADOS E DISCUSSÃO

A fim de comparar as duas leis de controle, UIR e PID, em um esquema PFTC, foi construída uma simulação dinâmica utilizando MATLAB/Simulink. O modelo matemático descrito pela Equação 3.1 foi resolvido para simular a dinâmica rotacional da plataforma de quadricóptero com 3 graus de liberdade. As propriedades do quadricóptero fornecidas na Tabela 3.1 e as Equações dos atuadores 3.3 e 3.4 também foram implementadas computacionalmente. Conforme mencionado anteriormente, a atitude de rastreamento/referência é composta por uma manobra do tipo *doublet* com amplitude de 10° para o ângulo de rolagem, enquanto os ângulos de arfagem e guinada são mantidos em 0° . Essa configuração foi implementada na simulação numérica a fim de garantir consistência com a simulação experimental, na qual essa manobra já estava prevista.

A Figura 4.1 mostra a resposta de rastreamento dos controladores SISO UIR e PID em malha fechada, na condição sem falhas. Também são exibidos os sinais de PWM enviados aos motores, que correspondem às demandas de controle geradas pelos respectivos controladores. O ganho dos controladores foram obtidos por métodos distintos: no caso do controlador PID, aplicou-se a técnica de alocação de polos, já para o UIR, os parâmetros foram ajustados por meio de tentativa e erro, tomando-se como referência a espessura da camada limite, a qual serviu como critério para delimitar os valores de teste. Os ganhos obtidos estão apresentados na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 – Ganho dos Controladores UIR e PID.

UIR	Valor	PID	Valor
$k_0^\phi, k_1^\phi, k_\phi, \mu_\phi$	1; 1; 180; 230	$k_P^\phi, k_I^\phi, k_D^\phi$	8,62; 1,93; 4,79
$k_0^\theta, k_1^\theta, k_\theta, \mu_\theta$	1; 1; 230; 113	$k_P^\theta, k_I^\theta, k_D^\theta$	5,47; 1,71; 4,72
$k_0^\psi, k_1^\psi, k_\psi, \mu_\psi$	1; 1; 115; 37	$k_P^\psi, k_I^\psi, k_D^\psi$	8,34; 1,88; 7,43

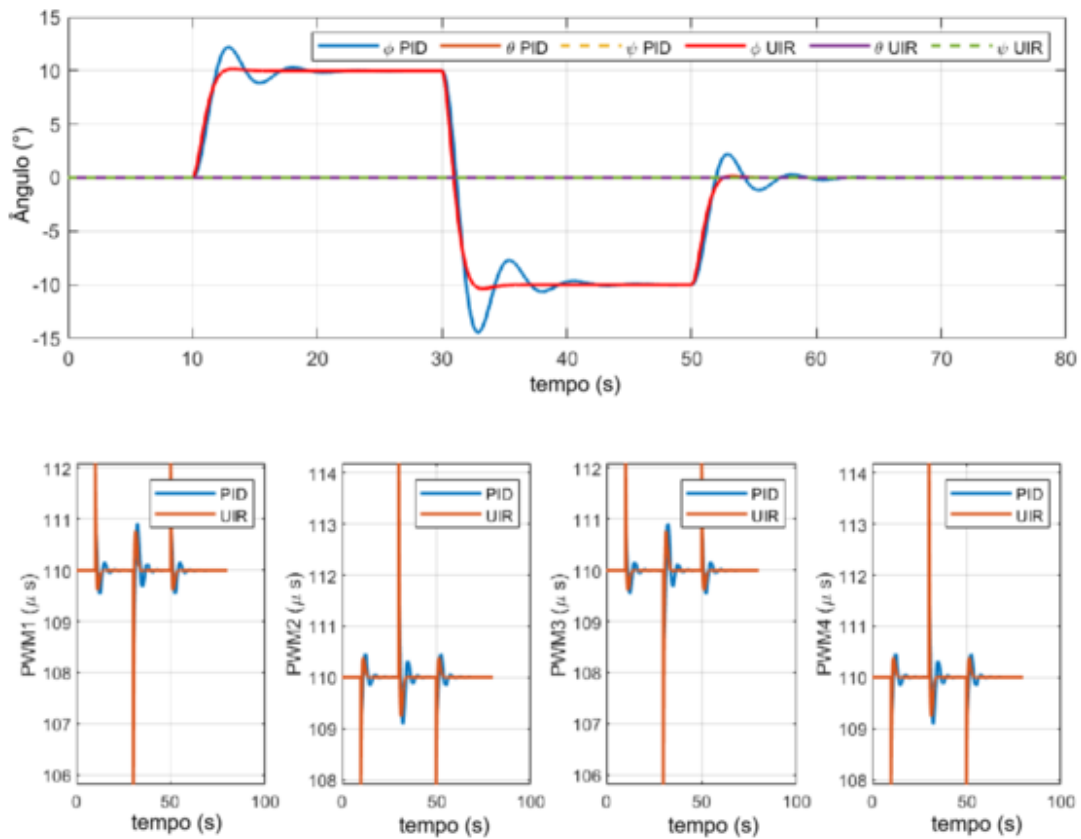


Figura 4.1 – Simulação Numérica, Caso sem Falhas.

Conforme ilustrado na Figura 4.1, é fácil notar que, com o controlador UIR, o rastreamento da referência do ângulo de rolagem foi realizado com maior precisão, atingindo de forma eficaz o valor da manobra do tipo *doublet* com amplitude de 10° , porém com amplitudes de esforço de controle mais elevadas. Para ambos os controladores, a referência de ângulo zero para arfagem e guinada foi atingida perfeitamente.

No tempo de simulação $t = 10,5, s$, uma falha do tipo LiP foi inserida no motor 1, “congelando” o valor atual do sinal PWM calculado pelo controlador naquele instante. A Figura 4.2 mostra a comparação da resposta de rastreamento para ambas as leis de controle. Esses resultados indicam que os controladores propostos são capazes de estabilizar a plataforma do quadricóptero na presença de uma perturbação interna causada pela falha no motor 1. O controlador UIR apresentou maior precisão no rastreamento do sinal de referência para todos os ângulos de Euler, considerando uma manobra do tipo *doublet* com amplitude de 10° para ϕ , enquanto os ângulos θ e ψ foram mantidos constantes em 0° . Esse desempenho indica maior robustez frente à falha, embora exija maior esforço dos demais rotores saudáveis. Além disso, observa-se que a falha afetou, em menor proporção, os estados θ e ψ quando controlados pelo controlador UIR.

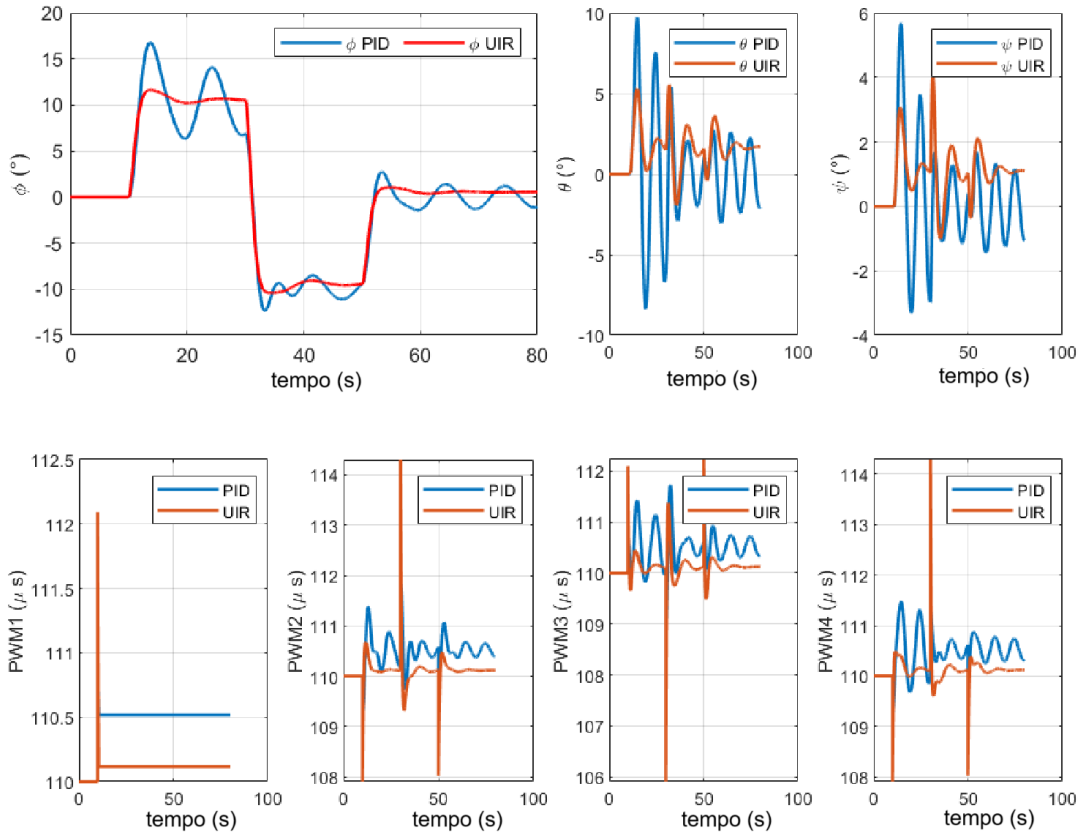


Figura 4.2 – Simulação Numérica, Caso de Falha LiP.

4.1 Resultados Experimentais

Para fornecer comprovação experimental das capacidades tolerantes a falhas, diversos testes internos no banco de ensaio foram realizados. Um caso sem falhas e os dois casos seguintes foram usados para demonstrar a efetividade da estratégia de controle proposta: falhas do tipo LiP e LoE. Os ganhos dos controladores apresentados na Tabela 4.1 e utilizados nas simulações numéricas também foram implementados nos testes experimentais. Alguns registros das experiências estão disponíveis em: <https://www.youtube.com/watch?v=LoHXnEZmbVE>.

4.1.1 Comparação sem Falhas

A Figura 4.3 mostra a resposta do sistema quando todos os rotores funcionam corretamente e não há falha nos atuadores. Para ambos os controladores, a precisão do rastreamento é satisfatória, apresentando baixo *overshoot* e tempo de estabelecimento reduzido. Os controladores de arfagem (θ) e guinada (ψ) garantiram uma precisão de rastreamento de $\pm 2^\circ$. A Figura 4.4 ilustra o sinal PWM de controle exigido para cada motor durante a execução da manobra.

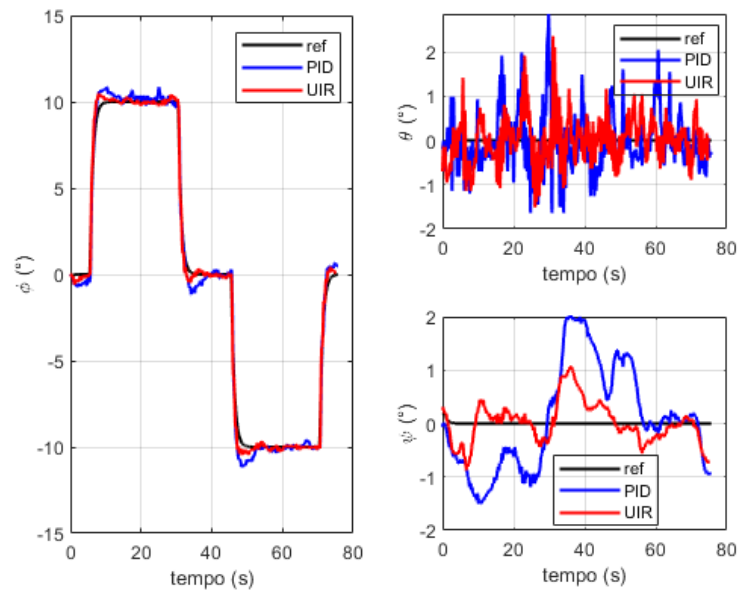


Figura 4.3 – Comparação dos ângulos de atitude sem falhas, PID e UIR.

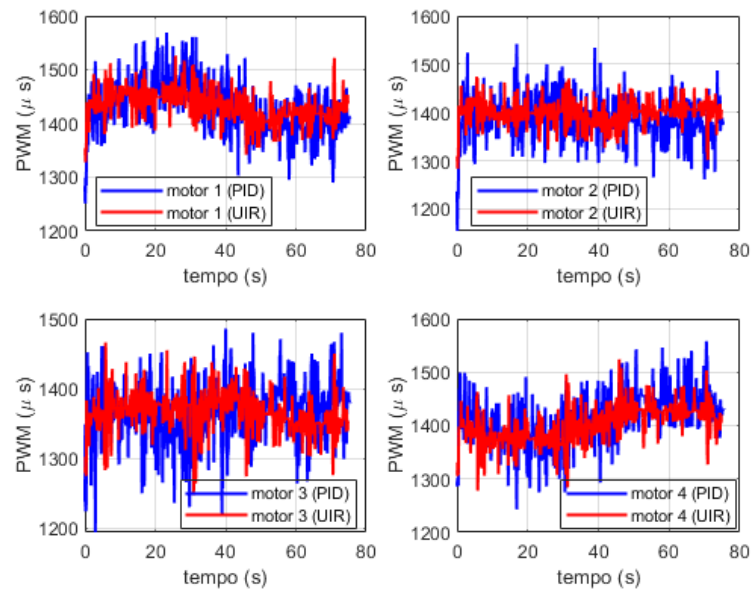


Figura 4.4 – Comparação dos sinais PWM dos motores sem falhas, PID e UIR.

A Tabela 4.2 permite comparar quantitativamente o desempenho de ambos os controladores. O UIR apresentou 40% menos erro de rastreamento do que o PID, com menor demanda de controle dos rotores, conforme indicado pelos índices de desempenho propostos.

Tabela 4.2 – Desempenho dos controladores UIR e PID no caso de condição sem falhas.

	PID	UIR	Diferença (%)
erro de precisão (ϕ)	300.10	177.54	-40.84
CD (motor 1)	1125925.00	1118291.00	-0.68
CD (motor 2)	1094345.00	1092977.00	-0.13
CD (motor 3)	1077855.00	1066822.00	-1.02
CD (motor 4)	1117492.00	1093738.00	-2.13

4.1.2 Falha *Locked-in-Place*

Para comparar o desempenho dos controladores UIR e PID na presença de falhas, a falha LiP foi injetada no sistema (previamente testada por simulações numéricas), ou seja, o sinal PWM foi travado em uma posição intermediária arbitrária. Dois cenários foram testados: no primeiro, o sinal PWM do motor 3 foi “congelado” no momento em que o UIR demanda maior amplitude; no segundo, quando o controlador UIR demanda menor amplitude de controle do que o PID. As Figuras 4.5 e 4.7, assim como as Figuras 4.6 e 4.8, mostram, respectivamente, a saída do sistema do quadricóptero e o sinal de controle necessário para ambos os cenários. É fácil notar que o UIR apresenta um comportamento melhor durante a ocorrência da falha. As Tabelas 4.3 e 4.4 confirmam uma redução de pelo menos 70% do erro de rastreamento para o ângulo ϕ no cenário 1 e 51% no cenário 2, às custas de um leve aumento na demanda de controle pelo UIR em ambos os casos.

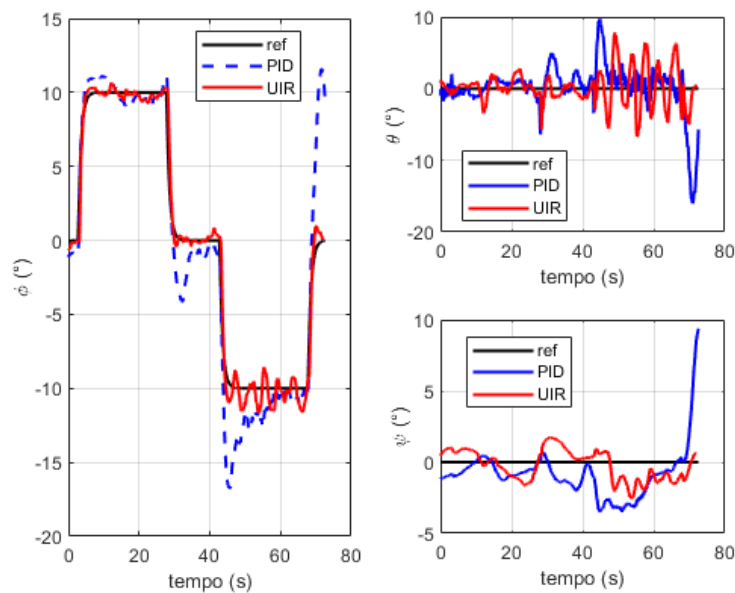


Figura 4.5 – Comparação entre PID e UIR para falha LiP, cenário 1, estados.

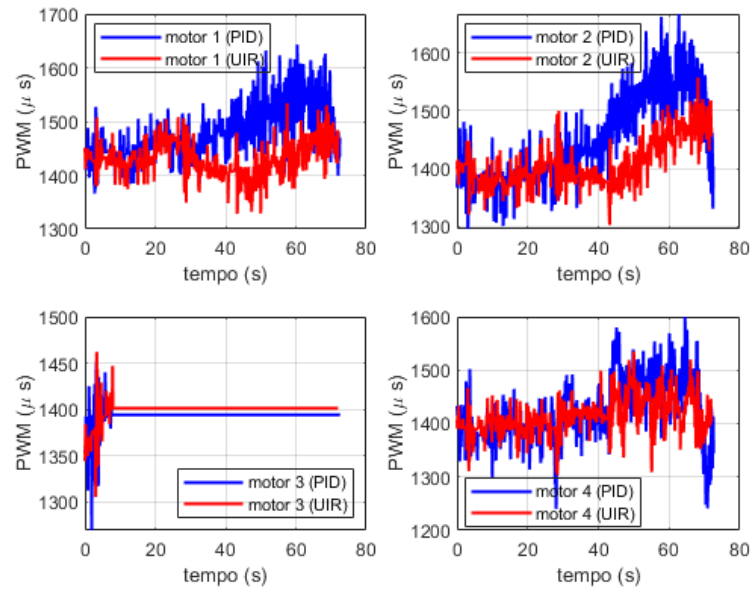


Figura 4.6 – Comparação entre PID e UIR para falha LiP, cenário 1, sinais de controle.

Tabela 4.3 – Comparação de desempenho da falha Locked-in-Place, cenário 1.

	PID	UIR	Diferença (%)
erro de precisão (ϕ)	1300.18	385.14	-70.38
CD (motor 1)	1120881.00	1074206.00	-4.16
CD (motor 2)	1098836.00	1057676.00	-3.75
CD (motor 3)	1054248.00	1050671.00	-0.34
CD (motor 4)	1077998.00	1061584.00	-1.52

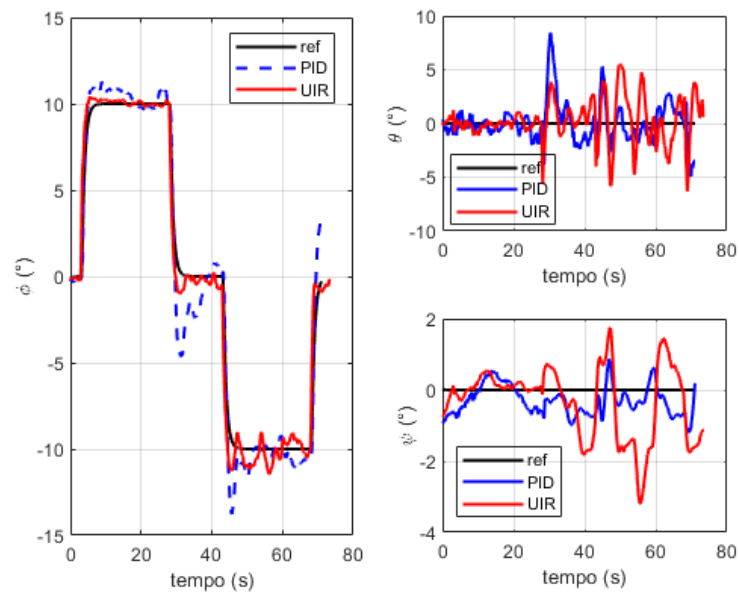


Figura 4.7 – Comparação entre PID e UIR para falha LiP, cenário 2, estados.

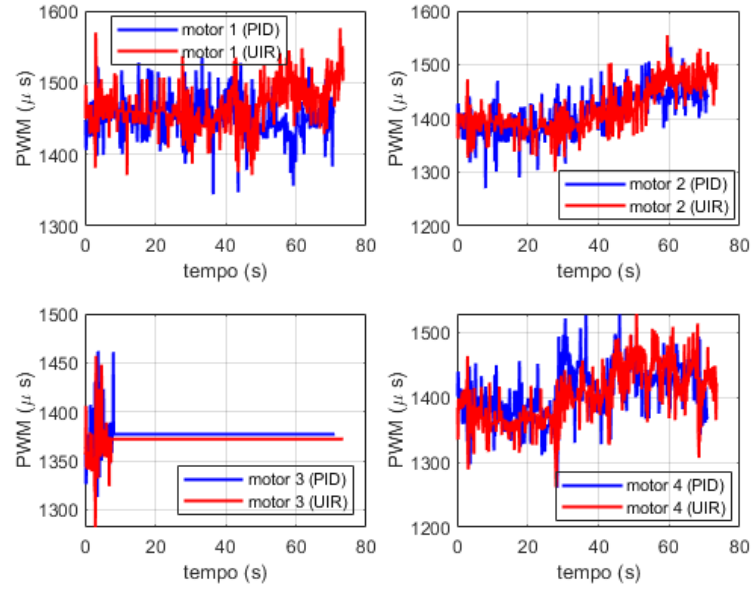


Figura 4.8 – Comparação entre PID e UIR para falha LiP, cenário 2, sinais de controle.

Tabela 4.4 – Comparação de desempenho da falha Locked-in-Place, cenário 2.

	PID	UIR	Diferença (%)
erro de precisão (ϕ)	696.39	339.89	-51.19
CD (motor 1)	1075307.00	1123723.00	+4.31
CD (motor 2)	1044235.00	1084510.00	+3.71
CD (motor 3)	1019794.00	1050528.00	+2.93
CD (motor 4)	1044353.00	1075153.00	+2.86

4.1.3 Falha Loss-of-Effectiveness

A falha LoE nos atuadores do quadricóptero pode ocorrer devido à perda de potência causada pela degradação do motor, hélices danificadas ou desgastadas, ou esgotamento da bateria, resultando em menor empuxo dos motores. Dois casos foram realizados experimentalmente para comparar o desempenho dos dois controladores. No caso 1, foi aplicada uma LoE de 15% no motor 1; no caso 2, uma LoE de 17,5% foi aplicada no mesmo motor. Em ambos os casos, a falha foi aplicada nos instantes $t = 10s$ e $t = 50s$, com duração de 15 segundos cada (isso foi feito para testar os controladores quando o ângulo de rolagem de referência está no máximo em ambas as direções).

As Figuras 4.9 e 4.11, assim como as Figuras 4.10 e 4.12, mostram, respectivamente, a saída da plataforma do quadricóptero e o sinal de controle necessário para ambos os casos. Os resultados indicam uma melhor efetividade e capacidade do método de controle UIR proposto na presença da falha LoE durante o rastreamento da manobra doublet do ângulo de rolagem. As Tabelas 4.5 e 4.6 demonstram uma redução de erro de precisão

de pelo menos 61%, às custas de maior demanda de controle e uma leve degradação dos controladores de arfagem e guinada quando comparados ao PID. Em ambos os casos, o UIR apresentou uma recuperação rápida com resposta de menor sobressinal.

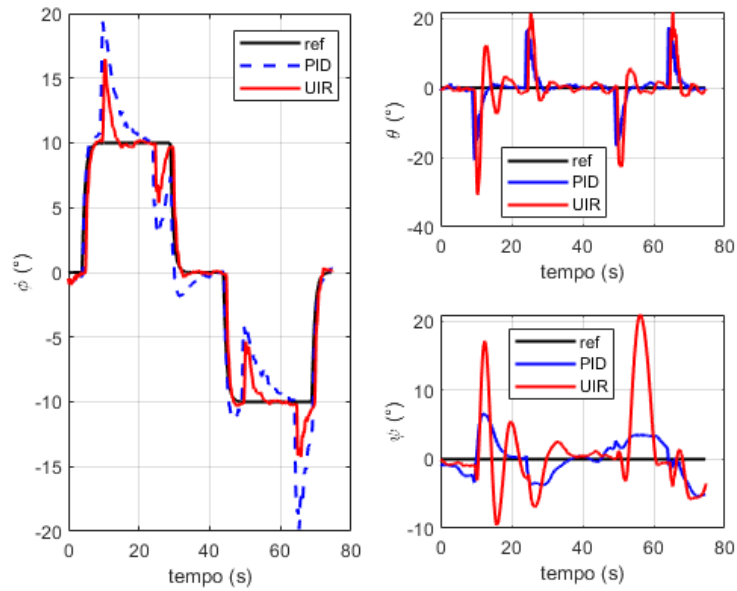


Figura 4.9 – Comparação de desempenho dos controladores PID e UIR para LOE=15%, estados.

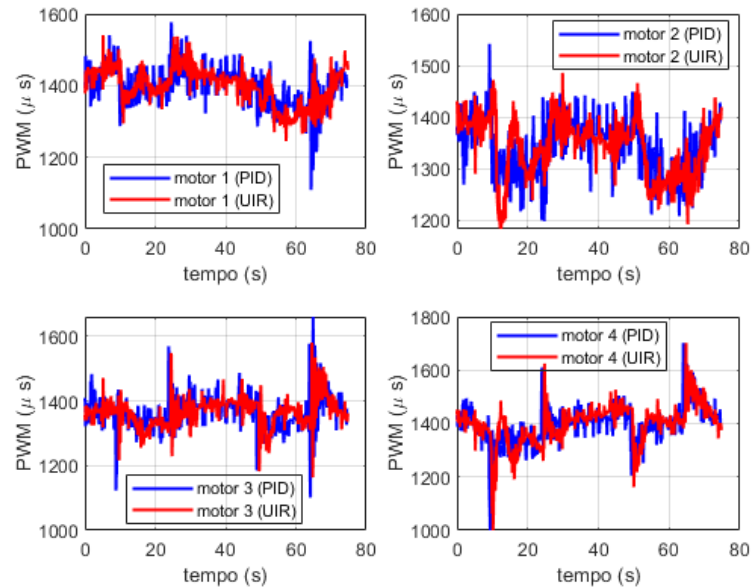


Figura 4.10 – Comparação de desempenho dos controladores PID e UIR para LOE=15%, sinais de controle.

Tabela 4.5 – Comparação do caso de falha de LOE de 15%.

	PID	UIR	Diferença (%)
erro de precisão (ϕ)	1929.23	639.41	-66.86
CD (motor 1)	1078682.00	1089285.00	+0.97
CD (motor 2)	1040268.00	1054820.00	+1.38
CD (motor 3)	1069188.00	1067706.00	-0.14
CD (motor 4)	1097064.00	1085488.00	-1.06

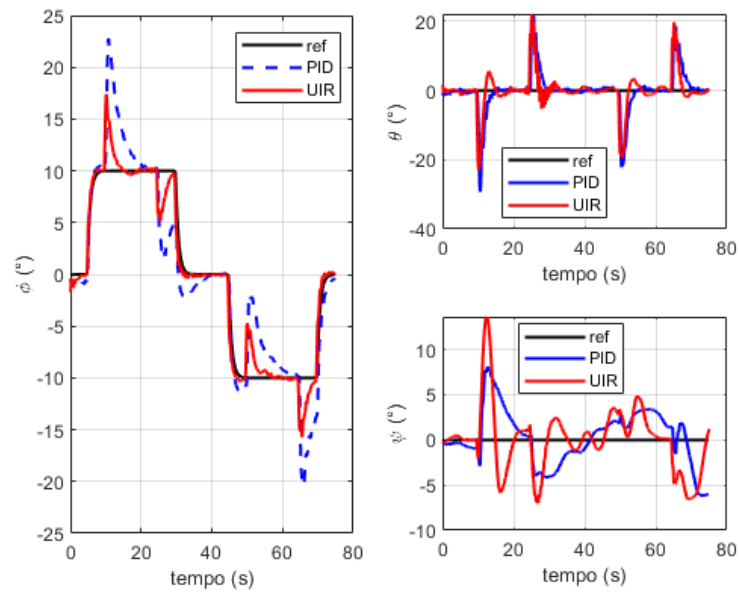


Figura 4.11 – Comparação de desempenho dos controladores PID e UIR para LOE=17,5%, estados.

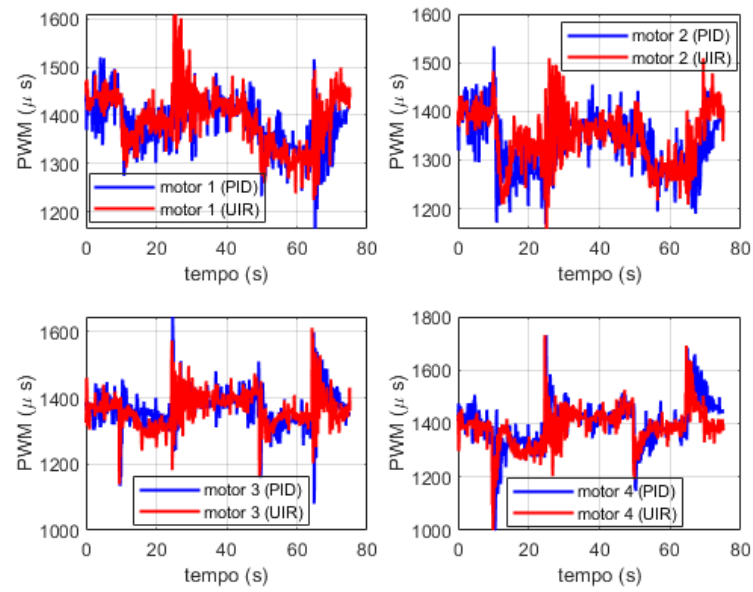


Figura 4.12 – Comparação de desempenho dos controladores PID e UIR para LOE=17,5%, sinais de controle.

Tabela 4.6 – Comparação do caso de falha de LOE de 17,5%.

	PID	UIR	Diferença (%)
erro de precisão (ϕ)	1574.82	556.73	-64.65
CD (motor 1)	1086538.00	1091115.00	+0.42
CD (motor 2)	1041869.00	1046816.00	+0.47
CD (motor 3)	1061735.00	1065738.00	+0.38
CD (motor 4)	1087533.00	1091123.00	+0.33

5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

5.1 Conclusões

Ao longo do trabalho, foi abordada a lei de controle robusta não linear, o *Universal Integrative Regulator* (UIR), como um método passivo de tolerância a falhas para lidar com falhas em atuadores de quadricópteros. A abordagem é aplicável a plantas não lineares com grau relativo conhecido. O controlador UIR foi resultado do desenvolvimento de uma lei de controle baseada no controle por modos deslizantes, acrescida de um integrador condicional e, após algumas simplificações, tornou-se um controlador com estrutura simples (semelhante a um PID com *anti-windup*) e de fácil implementação, característica extremamente importante para incentivar seu uso em placas de controle comerciais.

Foi desenvolvida uma lei de controle robusta UIR, a qual foi utilizada como estratégia para contornar falhas no sistema, explorando sua capacidade de atuar de forma eficaz frente a incertezas e perturbações no modelo. Devido a essa robustez intrínseca, o controlador UIR foi empregado como estratégia para mitigar os efeitos de falhas atuando de forma passiva, ou seja, sem a necessidade de reconfiguração dinâmica do sistema de controle. Assim, a implementação do controlador UIR permitiu avaliar seu desempenho em cenários com falhas nos atuadores, demonstrando sua eficácia como parte de uma abordagem de controle tolerante a falhas passiva.

As maiores dificuldades enfrentadas durante o desenvolvimento deste trabalho estiveram relacionadas à formulação das leis de controle, exigindo um estudo criterioso e aprofundado dos detalhes teóricos do controlador UIR. Foi necessário compreender e desenvolver matematicamente as equações envolvidas para, então, implementá-las adequadamente no ambiente Simulink. Apesar dos desafios, o trabalho apresenta como principais vantagens a consolidação de diversas referências sobre o tema, provenientes de diferentes períodos, reunidas em um único estudo. Além disso, destaca-se a exploração de múltiplas leis de controle e critérios de falha, que geralmente se encontram dispersos em diferentes artigos da literatura. Neste trabalho, essas abordagens foram integradas de forma coesa, oferecendo uma contribuição abrangente e relevante para o campo de controle de quadricópteros.

A principal contribuição deste trabalho é a implementação experimental do controlador UIR, que, até onde se sabe, ainda não havia sido implementado experimentalmente em quadricópteros. Além disso, sua capacidade de lidar com falhas em quadricópteros foi testada com sucesso, apresentando resultados promissores. Simulações numéricas e testes experimentais foram realizados a fim de comparar o controlador UIR com o controlador

PID clássico. A plataforma experimental foi validada, confirmando a superioridade do controlador UIR já observada nas simulações numéricas. Dessa forma, além de resultar em uma estrutura experimental apta à implementação de diferentes tipos de controladores, o trabalho também permitiu validar o modelo numérico, uma vez que os resultados simulados se mostraram consistentes com os dados experimentais, especialmente ao evidenciar o desempenho superior do UIR em relação ao PID.

Os resultados revelaram um desempenho superior do sistema sob controle UIR durante o rastreamento de ângulos de atitude e na presença de distúrbios internos no sinal de controle (falhas em atuadores). No caso de uma falha do tipo LiP, o controlador UIR demonstrou uma redução de pelo menos 50% no erro de rastreamento do ângulo de rolamento, exigindo menor amplitude de atuação do atuador. Durante a aplicação de uma falha do tipo LoE, o controlador UIR também demonstrou melhor capacidade de lidar com diferentes intensidades de falha, embora à custa de uma maior atividade de controle, revelando pelo menos 60% de redução no erro de rastreamento. Pode-se concluir, então, que o controlador UIR é um controlador robusto que, além de sua facilidade de implementação, pode ser utilizado em esquemas de PFTC, mantendo o desempenho e a estabilidade.

5.2 Sugestões para trabalhos futuros

Como desdobramento do trabalho realizado, algumas direções para estudos e aprimoramentos futuros podem ser considerados:

- **Comparação entre técnicas de controle:** Avaliar o desempenho de diferentes técnicas exploradas no decorrer do trabalho através de simulação numérica e experimental.
- **Aplicação de outras falhas:** Testar a capacidade do controlador UIR de lidar com outros tipos de falhas durante o rastreamento de trajetórias em 3D, ou seja, considerando também a dinâmica translacional de um quadricóptero.
- **Otimização dos parâmetros do controlador:** Utilizar algoritmos de otimização, como o Algoritmo de Lichtenberg (PEREIRA *et al.*, 2021), para realizar o ajuste automático dos ganhos do controlador.
- **Expansão do sistema controlado:** Incluir mais variáveis de entrada ou saída, considerando um sistema MIMO (múltiplas entradas e saídas).
- **Aplicações em diferentes modelos:** Estudar a aplicação da metodologia de controle desenvolvida em sistemas industriais, veículos autônomos, robótica, entre outros.

REFERÊNCIAS

- ABDELMAKSOU, S. I.; MAILAH, M.; ABDALLAH, A. M., Control strategies and novel techniques for autonomous rotorcraft unmanned aerial vehicles: A review. *IEEE Access*, 2020.
- ACHTELIK, M.; DOTH, K.-M.; GURDAN, D.; STUMPF, J. Design of a multi rotor mav with regard to efficiency, dynamics and redundancy. 2012.
- ALI, F.; XING, S., Vibration control in wind tunnel by biologic neurons methods. *International Journal of Multiphysics*, 2024.
- ALWI, H.; EDWARDS, C., Sliding mode fault-tolerant control of an octorotor using linear parameter varying-based schemes. *IET Control Theory & Applications*, 2015.
- AMARI, R.; ALAMIR, M.; TONA, P., Unified mpc strategy for idle-speed control, vehicle start-up and gearing applied to an automated manual transmission. *IFAC Proceedings Volumes*, 2008.
- ARASANIPALAI, R.; AGRAWAL, A.; GHOSE, D., Mid-flight propeller failure detection and control of propeller-deficient quadcopter using reinforcement learning. *arXiv preprint arXiv:2002.11564*, 2020.
- AVRAM, R. C., Fault diagnosis and fault-tolerant control of quadrotor uavs, 2016.
- AVRAM, R. C.; ZHANG, X.; KHALILI, M. Quadrotor actuator fault diagnosis with real-time experimental results. 2016. v. 8,
- AVRAM, R. C.; ZHANG, X.; MUSE, J., Nonlinear adaptive fault-tolerant quadrotor altitude and attitude tracking with multiple actuator faults. *IEEE transactions on control systems technology*, 2017.
- AVRAM, R. C.; ZHANG, X.; MUSE, J., Quadrotor actuator fault diagnosis and accommodation using nonlinear adaptive estimators. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2017.
- AWAN, Z. S.; ALI, K.; IQBAL, J.; MEHMOOD, A., Adaptive backstepping based sensor and actuator fault tolerant control of a manipulator. *Journal of Electrical Engineering & Technology*, 2019.
- BADIHI, H.; ZHANG, Y.; HONG, H. A review on application of monitoring, diagnosis, and fault-tolerant control to wind turbines. 2013.
- BAKIRCIOĞLU, V.; ÇABUK, N.; YILDIRIM, Ş., Experimental comparison of the effect of the number of redundant rotors on the fault tolerance performance for the proposed multilayer uav. *Robotics and Autonomous Systems*, 2022.
- BALDINI, A.; FELICETTI, R.; FREDDI, A.; LONGHI, S.; MONTERIÙ, A.; RIGATOS, G. Actuator fault tolerant position control of a quadrotor unmanned aerial vehicle. 2019.
- BALDINI, A.; FELICETTI, R.; FREDDI, A.; LONGHI, S.; MONTERIU, A., Actuator fault tolerant control of variable pitch quadrotor vehicles. *IFAC-PapersOnLine*, 2020.

- BARTOLINI, G.; PISANO, A.; PUNTA, E.; USAI, E., A survey of applications of second-order sliding mode control to mechanical systems. *International Journal of control*, 2003.
- BAŞAK, H.; PREMPAIN, E., Switched fault tolerant control for a quadrotor uav. *IFAC-PapersOnLine*, 2017.
- MOHD BASRI, M. A.; HUSAIN, A. R.; DANAPALASINGAM, K. A., Enhanced backstepping controller design with application to autonomous quadrotor unmanned aerial vehicle. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2015.
- BEARD, R. W.; MCLAIN, T. W. *Small unmanned aircraft: Theory and practice*. : Princeton university press,
- BENNETT, J. W., *Fault tolerant electromechanical actuators for aircraft*. Tese (Doutorado) — Newcastle University,
- BENOSMAN, M., Passive fault tolerant control. *Robust Control Theory Appl*, 2011.
- BENREZKI, R.; TADJINE, M.; YACEF, F.; KERMIA, O. Passive fault tolerant control of quadrotor uav using a nonlinear pid. 2015.
- BEYER, Y.; GÜCKER, F.; BREMERS, E.; STEEN, M.; HECKER, P. Incremental passive fault-tolerant control for quadrotors with up to three successive rotor failures.
- BEYER, Y.; STEEN, M.; HECKER, P., Incremental passive fault-tolerant control for quadrotors subjected to complete rotor failures. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2023.
- BHANDARI, A. *Design of an Incremental Nonlinear Dynamic Inversion Based Control Law for a Quad-plane UAV*. : The University of Alabama,
- BHARDWAJ, P.; AKKINAPALLI, V. S.; ZHANG, J.; SABOO, S.; HOLZAPFEL, F. Adaptive augmentation of incremental nonlinear dynamic inversion controller for an extended f-16 model. 2019.
- BHARDWAJ, P.; RAAB, S. A.; HOLZAPFEL, F. Higher order reference model for continuous dynamic inversion control. 2021.
- BLANKE, M.; STAROSWIECKI, M.; WU, N. E. Concepts and methods in fault-tolerant control. 2001. v. 4,
- BORASE, R. P.; MAGHADE, D.; SONDKAR, S.; PAWAR, S., A review of pid control, tuning methods and applications. *International Journal of Dynamics and Control*, 2021.
- BOŠKOVIĆ, J. D.; MEHRA, R. K. Failure detection, identification and reconfiguration in flight control. : Springer, 2003.
- BOUADI, H.; CUNHA, S. S.; DROUIN, A.; MORA-CAMINO, F. Adaptive sliding mode control for quadrotor attitude stabilization and altitude tracking. 2011.
- BOUGUERRA, A.; SAIGAA, D.; KARA, K.; ZEGHLACHE, S., Fault-tolerant lyapunov-gain-scheduled pid control of a quadrotor uav. *International Journal of Intelligent Engineering and Systems*, 2015.

- BURGGRÄF, P.; PÉREZ MARTÍNEZ, A. R.; ROTH, H.; WAGNER, J., Quadrotors in factory applications: design and implementation of the quadrotor's p-pid cascade control system: modeling and implementation. *SN Applied Sciences*, 2019.
- CALISKAN, F.; HAJIYEV, C., Active fault-tolerant control of uav dynamics against sensor-actuator failures. *Journal of Aerospace Engineering*, 2016.
- ÇELEBI, Y.; AYDIN, H., Multirotor unmanned aerial vehicle systems: An in-depth analysis of hardware, software, and communication systems. *Journal of Aviation*, 2025.
- CEN, Z.; NOURA, H.; YOUNES, Y. A., Systematic fault tolerant control based on adaptive thau observer estimation for quadrotor uavs. *International Journal of Applied Mathematics and Computer Science*, 2015.
- CHATURVEDI, S.; SAHOO, S. R. Actuator fault detection in centrally powered variable-pitch propeller quadrotor vehicles. 2023.
- CROWE, J.; TAN, K.; LEE, T.; FERDOUS, R.; KATEBI, M.; HUANG, H.-P.; JENG, J.-C.; TANG, K.; CHEN, G.; MAN, K. et al., Automatic pid controller tuning—the nonparametric approach. *PID Control: New Identification and Design Methods*, 2005.
- CUI, J.; LIEW, L. S.; SABALIAUSKAITE, G.; ZHOU, F., A review on safety failures, security attacks, and available countermeasures for autonomous vehicles. *Ad Hoc Networks*, 2019.
- DAMIANO, A.; GATTO, G. L.; MARONGIU, I.; PISANO, A., Second-order sliding-mode control of dc drives. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2004.
- DAS, A.; LEWIS, F.; SUBBARAO, K., Backstepping approach for controlling a quadrotor using lagrange form dynamics. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2009.
- DHADEKAR, D. D.; TALOLE, S., Robust fault-tolerant flight control of quadrotor against faults in multiple motors. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2021.
- DIAZ-MENDEZ, Y.; DE JESUS, L. D.; DE SOUSA, M. S.; CUNHA, S. S.; RAMOS, A. B., Conditional integrator sliding mode control of an unmanned quadrotor helicopter. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 2022.
- DJEGHALI, N.; GHANES, M.; BARBOT, J.-P.; DJENNOUNE, S., Sensorless fault tolerant control based on backstepping strategy for induction motors. *IFAC Proceedings Volumes*, 2011.
- DUCARD, G. Actuator fault detection in uavs. : Springer, 2015.
- DUCARD, G. J. *Fault-tolerant flight control and guidance systems: Practical methods for small unmanned aerial vehicles*. : Springer Science & Business Media,
- DUCARD, G. J. J., *Fault-tolerant flight control and guidance systems for a small unmanned aerial vehicle*. Tese (Doutorado) — ETH Zurich,
- EKER, I., Second-order sliding mode control with experimental application. *ISA transactions*, 2010.

- ELMORSHEDY, M. F.; XU, W.; EL-SOUSY, F. F.; ISLAM, M. R.; AHMED, A. A., Recent achievements in model predictive control techniques for industrial motor: A comprehensive state-of-the-art. *IEEE Access*, 2021.
- EMRAN, B. J.; NAJJARAN, H., A review of quadrotor: An underactuated mechanical system. *Annual Reviews in Control*, 2018.
- EZHIL, V. S.; SRIRAM, B. R.; VIJAY, R. C.; YESHWANT, S.; SABAREESH, R.; DAKKSHESH, G.; RAFFIK, R., Investigation on pid controller usage on unmanned aerial vehicle for stability control. *Materials Today: Proceedings*, 2022.
- FELICETTI, R.; BALDINI, A.; FREDDI, A.; LONGHI, S.; MONTERIÙ, A. Fault tolerant control of a variable pitch quadrotor. 2018.
- FOLEY, M. W.; JULIEN, R. H.; COPELAND, B. R., A comparison of pid controller tuning methods. *The Canadian Journal of Chemical Engineering*, 2005.
- FREDLUND, B., Design, implementation and evaluation of a fault detection and emergency control strategy for a quadcopter system, 2024.
- FREEMAN, P.; BALAS, G. J. Actuation failure modes and effects analysis for a small uav. 2014.
- FU, C.; TIAN, Y.; PENG, C.; GONG, X.; ZHANG, L.; GUO, X., Sensor faults tolerance control for a novel multi-rotor aircraft based on sliding mode control. *Proceedings of the institution of mechanical engineers, Part G: Journal of aerospace engineering*, 2019.
- GAMBHIRE, S.; KISHORE, D. R.; LONDHE, P.; PAWAR, S., Review of sliding mode based control techniques for control system applications. *International Journal of dynamics and control*, 2021.
- GOODWIN, G. C.; GRAEBE, S. F.; SALGADO, M. E. et al. *Control system design*. : Prentice Hall Upper Saddle River,
- GREIFF, M., Modelling and control of the crazyflie quadrotor for aggressive and autonomous flight by optical flow driven state estimation, 2017.
- GU, X.; ZHOU, E., Fault tolerance controller design for the safety flight of the quadcopter: Theory and implementation. *IEEE Access*, 2024.
- GUO, J.; QI, J.; WU, C., Robust fault diagnosis and fault-tolerant control for nonlinear quadrotor unmanned aerial vehicle system with unknown actuator faults. *International Journal of Advanced Robotic Systems*, 2021.
- HAMADI, H., *Fault-tolerant control of a multirotor unmanned aerial vehicle under hardware and software failures*. Tese (Doutorado) — Université de Technologie de Compiègne; Université Libanaise,
- HAMAYUN, M. T.; EDWARDS, C.; ALWI, H. et al. *Fault tolerant control schemes using integral sliding modes*. : Springer,
- HAN, T.; HU, Q.; SHIN, H.-S.; TSOURDOS, A.; XIN, M., Incremental twisting fault tolerant control for hypersonic vehicles with partial model knowledge. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2021.

- HOSSAIN, M. A.; ISLAM, M. R.; HOSSAIN, M. A.; HOSSAIN, M., Control strategy review for hydrogen-renewable energy power system. *Journal of Energy Storage*, 2023.
- HU, C.; WEI, X.; REN, Y., Passive fault-tolerant control based on weighted lpv tube-mpc for air-breathing hypersonic vehicles. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2019.
- IDRISSI, M.; SALAMI, M.; ANNAZ, F., A review of quadrotor unmanned aerial vehicles: applications, architectural design and control algorithms. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2022.
- IJAZ, S.; FUYANG, C.; HAMAYUN, M. T., Adaptive non-linear integral sliding mode fault-tolerant control allocation scheme for octorotor uav system. *IET Control Theory & Applications*, 2020.
- IMRAN, I. H.; ALYAZIDI, N. M.; ELTAYEB, A.; AHMED, G., Robust adaptive fault-tolerant control of quadrotor unmanned aerial vehicles. *Mathematics*, 2024.
- JAIN, T.; YAMÉ, J. J.; SAUTER, D., Active fault-tolerant control systems. *Cham, Switzerland: Springer*, 2018.
- JIANG, H.; XU, F.; WANG, X.; WANG, S., Active fault-tolerant control based on mpc and reinforcement learning for quadcopter with actuator faults. *IFAC-PapersOnLine*, 2023.
- JOHNSON, M. A.; MORADI, M. H. *PID control*. : Springer,
- KARABACAK, M.; ESKIKURT, H. I., Design, modelling and simulation of a new nonlinear and full adaptive backstepping speed tracking controller for uncertain pmsm. *Applied Mathematical Modelling*, 2012.
- KE, C.; CAI, K.-Y.; QUAN, Q., Uniform fault-tolerant control of a quadcopter with rotor failure. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2022.
- KHALIL, H. K., Universal integral controllers for minimum-phase nonlinear systems. *IEEE Transactions on automatic control*, 2000.
- KHAN, M. K. *Design and application of second order sliding mode control algorithms*. : University of Leicester (United Kingdom),
- KHATTAB, A.; ALWI, H.; EDWARDS, C. Implementation of sliding mode fault tolerant control on the iris+ quadrotor. 2018.
- KHATTAB, A.; ALWI, H.; EDWARDS, C. Fault tolerant control of a spherical uav. 2019.
- KHATTAB, A.; MIZRAK, I.; ALWI, H., Fault tolerant control of an octorotor uav using sliding mode for applications in challenging environments. *Annual Reviews in Control*, 2024.
- KLEIVDAL, E., *Sampled-data strategies for the control of a 3 DOF hover system*. Dissertação (Mestrado) — uis,
- KUMAR, V.; PATRA, A., Application of ziegler-nichols method for tuning of pid controller. *International Journal of Electrical and Electronics Engineering*, 2016.

- LAB, F. C., *Facebook anuncia laboratório para levar internet via drones e satélites*. Disponível em: «<https://en.wikipedia.org/wiki/Internet.org>». Acessado em 28 de junho de 2025.
- LABBADI, M.; CHERKAOU, M., Robust integral terminal sliding mode control for quadrotor uav with external disturbances. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2019.
- LABBADI, M.; DJEMAI, M.; BOUBAKER, S., A novel non-singular terminal sliding mode control combined with integral sliding surface for perturbed quadrotor. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 2022.
- LI, T.; ZHANG, Y.; GORDON, B. W., Passive and active nonlinear fault-tolerant control of a quadrotor unmanned aerial vehicle based on the sliding mode control technique. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 2013.
- LI, Z.; ZHANG, Y.; WU, H.; SUZUKI, S.; NAMIKI, A.; WANG, W., Design and application of a uav autonomous inspection system for high-voltage power transmission lines. *Remote Sensing*, 2023.
- LIEN, Y.-H.; PENG, C.-C.; CHEN, Y.-H., Adaptive observer-based fault detection and fault-tolerant control of quadrotors under rotor failure conditions. *Applied Sciences*, 2020.
- LISCOUËT, J.; POLLET, F.; JÉZÉGOU, J.; BUDINGER, M.; DELBECQ, S.; MOSCHETTA, J.-M., A methodology to integrate reliability into the conceptual design of safety-critical multirotor unmanned aerial vehicles. *Aerospace Science and Technology*, 2022.
- LIU, X.; YUAN, Z.; GAO, Z.; ZHANG, W., Reinforcement learning-based fault-tolerant control for quadrotor uavs under actuator fault. *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, 2024.
- LIU, Y.; DONG, X.; REN, Z.; COOPER, J., Fault-tolerant control for commercial aircraft with actuator faults and constraints. *Journal of the Franklin Institute*, 2019.
- LIU, Z.; HOUARI, A.; MACHMOUM, M.; BENKHORIS, M.-F.; TANG, T., An active ftc strategy using generalized proportional integral observers applied to five-phase pmsg based tidal current energy conversion systems. *Energies*, 2020.
- LO, C. H., Integrated approaches to handle uav actuator fault, 2015.
- 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*, 2016.
- LU, P.; VAN KAMPEN, E.-J. Active fault-tolerant control for quadrotors subjected to a complete rotor failure. 2015.
- MAHONY, R.; KUMAR, V.; CORKE, P., Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor. *IEEE robotics & automation magazine*, 2012.

- MERHEB, A.-R.; NOURA, H.; BATEMAN, F. Passive fault tolerant control of quadrotor uav using regular and cascaded sliding mode control. 2013.
- MERHEB, A.-R.; NOURA, H.; BATEMAN, F., Design of passive fault-tolerant controllers of a quadrotor based on sliding mode theory. *International Journal of Applied Mathematics and Computer Science*, 2015.
- MERHEB, A.-R.; NOURA, H. et al. Passive and active fault tolerant control of octorotor uav using second order sliding mode control. 2015.
- MOHAMMADI, A.; RAMEZANI, A., A robust model predictive control-based method for fault detection and fault tolerant control of quadrotor uav. *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, 2023.
- MUENCHHOF, M.; BECK, M.; ISERMANN, R., Fault-tolerant actuators and drives—structures, fault detection principles and applications. *Annual reviews in control*, 2009.
- NAN, F.; SUN, S.; FOEHN, P.; SCARAMUZZA, D., Nonlinear mpc for quadrotor fault-tolerant control. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2022.
- NASSEF, A. M.; ABDELKAREEM, M. A.; MAGHRABIE, H. M.; BAROUTAJI, A., Metaheuristic-based algorithms for optimizing fractional-order controllers—a recent, systematic, and comprehensive review. *Fractal and Fractional*, 2023.
- NGUYEN, N. P.; HONG, S. K., Fault diagnosis and fault-tolerant control scheme for quadcopter uavs with a total loss of actuator. *Energies*, 2019.
- NGUYEN, N. P.; PITAKWACHARA, P., Integral terminal sliding mode fault tolerant control of quadcopter uav systems. *Scientific Reports*, 2024.
- NGUYEN, N.-P.; PITAKWATCHARA, P., Attitude fault-tolerant control of aerial robots with sensor faults and disturbances. *Drones*, 2023.
- NGUYEN, V. C.; DAMM, G., MIMO conditional integrator control for unmanned air-launch. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2015.
- ODENDAAL, H. M., *An analysis and comparison of two methods for UAV actuator fault detection and isolation*. Tese (Doutorado) — Stellenbosch: Stellenbosch University,
- ODENDAAL, H. M.; JONES, T., Actuator fault detection and isolation: An optimised parity space approach. *Control Engineering Practice*, 2014.
- OKADA, K. F. Á.; MORAIS, A. S.; RIBEIRO, L.; AMARAL DA LUZ, C. M.; TOFOLI, F. L.; LIMA, G. V.; LOPES, L. C. O., Fault-tolerant control for quadcopters under actuator and sensor faults. *Sensors*, 2024.
- ORTNER, P.; DEL RE, L., Predictive control of a diesel engine air path. *IEEE transactions on control systems technology*, 2007.
- PAPADOPOULOS, K. G. *PID controller tuning using the magnitude optimum criterion*. : Springer,
- PEKSA, J.; MAMCHUR, D., A review on the state of the art in copter drones and flight control systems. *Sensors*, 2024.

- PEREIRA, J. L. J.; FRANCISCO, M. B.; DINIZ, C. A.; OLIVER, G. A.; CUNHA JR, S. S.; GOMES, G. F., Lichtenberg algorithm: A novel hybrid physics-based meta-heuristic for global optimization. *Expert Systems with Applications*, 2021.
- PERRUQUETTI, W.; BARBOT, J. P. *Sliding mode control in engineering*. : Marcel Dekker New York,
- PINHEIRO, G. D. P.; CASTILHO, V. P.; RAMOS, A. C. B.; DÍAZ-MENDEZ, Y.; CUNHA, S. S. Development and test of a 3-dof quadrotor platform for simulation and control. Natal, RN, Brasil: ABCM,
- PRUSTY, S. B.; SESHAGIRI, S.; PATI, U. C.; MAHAPATRA, K. K. Sliding mode control of coupled tanks using conditional integrators. 2016.
- PUCHALSKI, R.; GIERNACKI, W., Uav fault detection methods, state-of-the-art. *Drones*, 2022.
- QIAN, M.-S.; JIANG, B.; LIU, H. H.-T., Dynamic surface active fault tolerant control design for the attitude control systems of uav with actuator fault. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2016.
- RAIESDANA, S., Control of quadrotor trajectory tracking with sliding mode control optimized by neural networks. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, 2020.
- RAJENDRAN, S., *Fault tolerant control of a small helicopter with tail rotor failures*. Tese (Doutorado) — University of Leicester,
- REN, H.-P.; HU, J.; LI, J. Conditional integral sliding mode variable structure control for two-tank system. 2017.
- RICHTER, J. H. *Reconfigurable control of nonlinear dynamical systems: a fault-hiding approach*. : Springer,
- RUDIN, K.; DUCARD, G. J.; SIEGWART, R. Y., Active fault-tolerant control with imperfect fault detection information: Applications to uavs. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2019.
- RUGGIERO, F.; SERRA, D.; LIPPIELLO, V.; SICILIANO, B. et al., Control techniques to deal with the damage of a quadrotor propeller. *Fault Diagnosis and Fault-Tolerant Control of Robotic and Autonomous Systems*, 2020.
- SAFONOV, M. G., Origins of robust control: Early history and future speculations. *Annual Reviews in Control*, 2012.
- SAFWAT, E.; WEIGUO, Z.; KASSEM, M.; MOHSEN, A. Robust nonlinear flight controller for small unmanned aircraft vehicle based on incremental backstepping. 2020.
- SAHUL, M.; CHANDER, V. N.; KURIAN, T., A novel method on disturbance rejection pid controller for quadcopter based on optimization algorithm. *IFAC Proceedings Volumes*, 2014.
- SAIED, M.; LUSSIER, B.; FANTONI, I.; FRANCIS, C.; SHRAIM, H.; SANAHUJA, G. Fault diagnosis and fault-tolerant control strategy for rotor failure in an octorotor. 2015.

- SAIED, M.; LUSSIER, B.; FANTONI, I.; SHRAIM, H.; FRANCIS, C. Passive fault-tolerant control of an octorotor using super-twisting algorithm: Theory and experiments. 2016.
- SAIED, M.; LUSSIER, B.; FANTONI, I.; SHRAIM, H.; FRANCIS, C., Active versus passive fault-tolerant control of a redundant multirotor uav. *The Aeronautical Journal*, 2020.
- SALMI, A.; GUIATNI, M.; BOUZID, Y.; DERROUAOUI, S. H.; BOUDJEMA, F., Fault tolerant control based on thau observer of a reconfigurable quadrotor with total loss of actuator. *Unmanned Systems*, 2024.
- SANTHAKUMAR, M.; ASOKAN, T., A self-tuning proportional-integral-derivative controller for an autonomous underwater vehicle, based on taguchi method. *Journal of Computer Science*, 2010.
- SCHWENZER, M.; AY, M.; BERGS, T.; ABEL, D., Review on model predictive control: An engineering perspective. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 2021.
- SEIDALIYEVA, U.; ILIPBAYEVA, L.; TAISSARIYEVA, K.; SMAILOV, N.; MATSON, E. T., Advances and challenges in drone detection and classification techniques: A state-of-the-art review. *Sensors*, 2023.
- SESHAGIRI, S.; KHALIL, H. K., Robust output feedback regulation of minimum-phase nonlinear systems using conditional integrators. *Automatica*, 2005.
- SHARIFI, F.; MIRZAEI, M.; GORDON, B. W.; ZHANG, Y. Fault tolerant control of a quadrotor uav using sliding mode control. 2010.
- SHEN, Q.; YUE, C.; GOH, C. H.; WANG, D., Active fault-tolerant control system design for spacecraft attitude maneuvers with actuator saturation and faults. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2018.
- SONG, Y.; HUANG, X.; WEN, C., Robust adaptive fault-tolerant pid control of mimo nonlinear systems with unknown control direction. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2017.
- SONI, Y. K.; BHATT, R., Bf-pso optimized pid controller design using ise, iae, iate and mse error criteria. *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology (IJARCET)*, 2013.
- SROUR, A.; NOURA, H.; THEILLIOL, D. Passive fault-tolerant control of a fixed-wing uav based on model-free control. 2021.
- STAFF, A., *Amazon gets FAA approval to fly drones beyond visual line of sight*. Disponível em: «<https://www.aboutamazon.com/news/transportation/amazon-drone-prime-air-expanded-delivery-faa-approval>». Acessado em 28 de junho de 2025.
- STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L.; JOHNSON, E. N. *Aircraft Control and Simulation*. 3. ed. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons,

- SU, Y.; YU, P.; GERBER, M. J.; RUAN, L.; TSAO, T.-C., Fault-tolerant control of an overactuated uav platform built on quadcopters and passive hinges. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2023.
- SUN, S.; CIOFFI, G.; DE VISSER, C.; SCARAMUZZA, D., Autonomous quadrotor flight despite rotor failure with onboard vision sensors: Frames vs. events. *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2021.
- SUN, S.; WANG, X.; CHU, Q.; DE VISSER, C., Incremental nonlinear fault-tolerant control of a quadrotor with complete loss of two opposing rotors. *IEEE Transactions on Robotics*, 2020.
- TAAME, A.; LACHKAR, I.; ABOULOIFA, A., Modeling of an unmanned aerial vehicle and trajectory tracking control using backstepping approach. *IFAC-PapersOnLine*, 2022.
- TAHAVORI, M.; HASAN, A., Fault recoverability for nonlinear systems with application to fault tolerant control of uavs. *Aerospace Science and Technology*, 2020.
- TAN, J.; FAN, Y.; YAN, P.; WANG, C.; FENG, H., Sliding mode fault tolerant control for unmanned aerial vehicle with sensor and actuator faults. *Sensors*, 2019.
- TAO, G. *Adaptive control of systems with actuator failures*. : Springer Science & Business Media,
- TEIXEIRA, K.; MIGUEL, G.; SILVA, H. S.; MADEIRO, F., A survey on applications of unmanned aerial vehicles using machine learning. *IEEE Access*, 2023.
- TSANG, K.; CHAN, W. L.; WEI, X., Robust dc/dc buck converter using conditional integrator compensator. *Electronics Letters*, 2008.
- ULLAH, S.; IQBAL, K.; MALIK, F. M., Fault-tolerant sliding mode control of a quadrotor uav with delayed feedback. *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, 2020.
- VAIDYANATHAN, S.; AZAR, A. T. An introduction to backstepping control. : Elsevier, 2021.
- VASCONCELOS, Y., *Avança o desenvolvimento do eVTOL da Embraer*.
- VAZQUEZ, R.; AURIOL, J.; BRIBIESCA-ARGOMEDO, F.; KRSTIC, M., Backstepping for partial differential equations. *arXiv preprint arXiv:2410.15146*, 2024.
- WANG, B.; SHEN, Y.; LI, N.; ZHANG, Y.; GAO, Z., An adaptive sliding mode fault-tolerant control of a quadrotor unmanned aerial vehicle with actuator faults and model uncertainties. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2023.
- WANG, D.; HE, H.; LIU, D., Adaptive critic nonlinear robust control: A survey. *IEEE transactions on cybernetics*, 2017.
- WANG, D.; HUANG, J.; GUO, G.; YU, S. An fdi approach for aircraft actuator lock-in-place fault. 2007.
- WANG, L. *PID control system design and automatic tuning using MATLAB/Simulink*. : John Wiley & Sons,

- WANG, X.; KAMPEN, E.-J. V.; CHU, Q.; LU, P., Incremental sliding-mode fault-tolerant flight control. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2019.
- WANG, X.; SUN, S.; VAN KAMPEN, E.-J.; CHU, Q., Quadrotor fault tolerant incremental sliding mode control driven by sliding mode disturbance observers. *Aerospace Science and Technology*, 2019.
- WU, L.; LIU, J.; VAZQUEZ, S.; MAZUMDER, S. K., Sliding mode control in power converters and drives: A review. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2021.
- WU, L.-B.; PARK, J. H.; ZHAO, N.-N., Robust adaptive fault-tolerant tracking control for nonaffine stochastic nonlinear systems with full-state constraints. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2019.
- WU, Q.; ZHU, Q., Prescribed performance fault-tolerant attitude tracking control for uav with actuator faults. *Drones*, 2024.
- WU, S.; JIAO, K.; PARK, J. W. Heat transport and thermal management. : Elsevier, 2023.
- XING, X.; MA, Z.; CHEN, X.; HUANG, L. Fault-tolerant flight control of quad-rotor uav based on sliding mode theory. 2018.
- XIONG, J.-J.; GUO, N.-H.; MAO, J.; WANG, H.-D., Self-tuning sliding mode control for an uncertain coaxial octorotor uav. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2022.
- XU, B.; GUO, Y.; YUAN, Y.; FAN, Y.; WANG, D., Fault-tolerant control using command-filtered adaptive back-stepping technique: application to hypersonic longitudinal flight dynamics. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2016.
- YANG, P.; WANG, Z.; ZHANG, Z.; HU, X. Sliding mode fault tolerant control for a quadrotor with varying load and actuator fault. 2021. v. 10, n. 12,
- YANG, S.; ZOU, Z.; LI, Y.; SHI, H.; FU, Q., Adaptive fault-tolerant tracking control of quadrotor uavs against uncertainties of inertial matrices and state constraints. *Drones*, 2023.
- YUAN, C.; ZHANG, Y.; LIU, Z., A survey on technologies for automatic forest fire monitoring, detection, and fighting using unmanned aerial vehicles and remote sensing techniques. *Canadian journal of forest research*, 2015.
- MOHD ZAIHIDEE, F.; MEKHILEF, S.; MUBIN, M., Robust speed control of pmsm using sliding mode control (smc)—a review. *Energies*, 2019.
- VAN DER ZALM, G., Tuning of pid-type controllers: Literature overview, 2004.
- ZALUDIN, Z. A., Fault tolerance conceptual strategy for a quadcopter drone with rotor failure. *Asian Review of Mechanical Engineering*, 2023.
- ZEGHLACHE, S.; RAHALI, H.; DJERIOUI, A.; BENYETTOU, L.; BENKHORIS, M. F., Robust adaptive backstepping neural networks fault tolerant control for mobile manipulator uav with multiple uncertainties. *Mathematics and Computers in Simulation*, 2024.

- ZHANG, X.; ZHANG, Y.; SU, C.-Y.; FENG, Y. Fault-tolerant control for quadrotor uav via backstepping approach. 2010.
- ZHANG, Y.; FIDAN, B.; IOANNOU, P. A., Backstepping control of linear time-varying systems with known and unknown parameters. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2003.
- ZHANG, Y.; JIANG, J., Active fault-tolerant control system against partial actuator failures. *IEE proceedings-Control Theory and applications*, 2002.
- ZHANG, Y.; JIANG, J., Fault tolerant control system design with explicit consideration of performance degradation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2003.
- ZHANG, Y.; JIANG, J., Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems. *Annual reviews in control*, 2008.
- ZHANG, Y.; JIANG, J.; THEILLIOL, D., Incorporating performance degradation in fault tolerant control system design with multiple actuator failures. *International Journal of Control, Automation, and Systems*, 2008.
- ZHAO, J.; LIN, Y., Adaptive actuator failure compensation control: A new scheme based on fault detection and isolation. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2023.
- ZIQUAN, Y.; YOU MIN, Z.; BIN, J., Pid-type fault-tolerant prescribed performance control of fixed-wing uav. *Journal of Systems Engineering and Electronics*, 2021.