



UNIVERSIDADE FEDERAL RURAL DE PERNAMBUCO
UNIDADE ACADÊMICA DO CABO DE SANTO AGOSTINHO
BACHARELADO EM ENGENHARIA ELÉTRICA

ALCIDIO TENANI NETO

**DRONE COM PROPULSORES VETORIAIS E ASA INCLINÁVEL COM SISTEMA
DE ESTABILIZAÇÃO BASEADO EM LÓGICA FUZZY.**

Cabo de Santo Agostinho - PE

2025

ALCIDIO TENANI NETO

**DRONE COM PROPULSORES VETORIAIS E ASA INCLINÁVEL COM SISTEMA
DE ESTABILIZAÇÃO BASEADO EM LÓGICA FUZZY.**

Monografia apresentada ao curso de Graduação em Engenharia Elétrica da Unidade Acadêmica do Cabo de Santo Agostinho, Universidade Rural de Pernambuco, como requisito para obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Elétrica.

Orientadora: Prof^a Dr^a Ania Lussón Cervantes
Coorientador: Prof Dr Reinel Beltrán Aguedo

Cabo de Santo Agostinho - PE
2025

T289d Tenani Neto, Alcidio.
Drone com propulsores vetoriais e asa inclinável com sistema de estabilização baseado em lógica *Fuzzy* / Alcidio Tenani Neto. – Cabo de Santo Agostinho, 2025.
164 f.; il.

Orientador(a): Ania Lussón Cervantes.
Co-orientador(a): Reinel Beltrán Aguedo.

Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Universidade Federal Rural de Pernambuco, Unidade Acadêmica Cabo de Santo Agostinho - UACSA, Bacharelado em Engenharia Elétrica, Cabo de Santo Agostinho, BR-PE, 2026.

Inclui referências e apêndice(s).

1. Drones. 2. Controle de Sistemas. 3. Lógica Fuzzy. 4. Robótica aérea 5. Propulsão vetorial. I. Cervantes, Ania Lussón, orient. II. Aguedo, Reinel Beltrán, coorient. III. Título

CDD 621.3

ALCIDIO TENANI NETO

**DRONE COM PROPULSORES VETORIAIS E ASA INCLINÁVEL COM SISTEMA
DE ESTABILIZAÇÃO BASEADO EM LÓGICA FUZZY.**

Monografia apresentada ao Curso de Graduação em Engenharia Elétrica da Universidade Federal Rural de Pernambuco, como requisito parcial para a obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Elétrica.

Aprovado em: 15/12/2025

BANCA EXAMINADORA

Profa. Dra. Ania Lussón Cervantes
Universidade Federal Rural de Pernambuco

Prof. Dr. Fernando Gonçalves de Almeida Neto
Universidade Federal Rural de Pernambuco

Prof. Dr. João Gutemberg Barbosa de Farias Filho
Universidade Federal Rural de Pernambuco

AGRADECIMENTOS

Este trabalho representa um marco muito importante pois sinaliza o fim de um ciclo que me proporcionou um grande crescimento profissional e intelectual, mas principalmente pessoal. Esse ciclo não seria possível sem o apoio da minha família, portanto agradeço à minha mãe Elza Maria de França Tenani, meu pai Wilson Sergio da Silva Tenani e minha irmã Franciele França Tenani. Além destes, agradeço à minha namorada Rita de Cássia Oliveira Soares, por estar ao meu lado durante toda a graduação, me incentivando e me apoiando.

RESUMO

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) têm ganhado grande destaque em diferentes setores, especialmente devido à complexidade de sua dinâmica e à ampla variedade de aplicações possíveis. Esse cenário tem impulsionado pesquisas voltadas para a melhoria das arquiteturas desses veículos, bem como para o desenvolvimento de sistemas de controle cada vez mais eficientes e robustos. O presente trabalho tem como objetivo o projeto e a construção de um protótipo de drone equipado com uma estrutura de sustentação móvel que permita o movimento livre de inclinação (*tilt*) e desenvolver um sistema de controle de voo baseado em lógica *Fuzzy*. Para isso, realiza-se a modelagem e a construção do protótipo, sendo seus componentes principais: propulsores (conjunto motor-hélice), estruturas gangorras, asa inclinável, suporte da asa, corpo central e suporte de pouso. O protótipo apresenta simplicidade mecânica e segregação eficiente dos eixos de controle (*roll* pela asa e *pitch/yaw* pela inclinação das gangorras). Além disso, custo reduzido, reproduzível em laboratório e sustentável. Todos os componentes são integrados para se obter a modelagem computacional do drone por meio do *toolbox Simscape Multibody* do *Matlab*. O controle de posição e do ângulo *yaw* se realizam mediante o controlador Proporcional-Integral-Derivativo (PID), enquanto implementa-se o controle *Fuzzy* e *Fuzzy*-PID para a inclinação das estruturas gangorras (*pitch*), bem como o controlador *Fuzzy* para a inclinação da asa (*roll*). Os resultados obtidos demonstraram que o controlador *Fuzzy*-PID foi capaz de apresentar respostas rápidas, baixo sobressinal, seguimento de trajetória precisa e alta resiliência frente a distúrbios e ruídos. Evidencia-se que o protótipo é adequado para pesquisas acadêmicas e ambientes de ensino, reforçando seu caráter didático e experimental para o estudo de dinâmica de voo e sistemas de controle.

Palavras-chave: propulsão vetorial; VANT; lógica *Fuzzy*; controle de atitude; robótica aérea; estrutura gangorra; asa inclinável.

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have gained significant prominence in various sectors, especially due to the complexity of their dynamics and the wide range of possible applications. This scenario has driven research focused on improving the architecture of these vehicles, as well as developing increasingly efficient and robust control systems. This work aims to design and build a drone prototype equipped with a mobile support structure that allows free tilt movement and to develop a flight control system based on Fuzzy logic. To this end, the prototype is modeled and constructed, with its main components being: propellers (motor-propeller assembly), rocker structures, tiltable wing, wing support, central body, and landing support. The prototype exhibits mechanical simplicity and efficient segregation of control axes (roll by the wing and pitch/yaw by the passive tilt of the rockers). Furthermore, it is low-cost, reproducible in the laboratory, and sustainable. All components are integrated to obtain the computational modeling of the drone using the Matlab Simscape Multibody toolbox. Position and yaw angle control are achieved using a Proportional-Integral-Derivative (PID) controller, while Fuzzy and Fuzzy-PID controls are implemented for pitching the rocker structures, as well as a Fuzzy controller for wing roll. The results obtained demonstrated that the Fuzzy-PID controller was capable of providing fast responses, low overshoot, precise trajectory tracking, and high resilience to disturbances and noise. It is evident that the prototype is suitable for academic research and teaching environments, reinforcing its didactic and experimental character for the study of flight dynamics and control systems.

Keywords: vector propulsion; UAV; *Fuzzy* logic; attitude control; aerial robotics; seesaw structure; inclinable wings.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – SenseFly eBee.....	19
Figura 2 – General Atomics MQ-9 Reaper.....	19
Figura 3 – Stella Tecnologia Condor.....	19
Figura 4 – DJI Inspire 3.....	21
Figura 5 – DJI Agras T100.....	21
Figura 6 – Nuvem Spectral 2.....	21
Figura 7 – Narma AF200.....	23
Figura 8 – T-Drones VA17.....	23
Figura 9 – Bell Eagle Eye.....	23
Figura 10 – Hexacóptero com três gangorras.....	25
Figura 11 – <i>Trirotor</i> com inclinação de rotores.....	25
Figura 12 – Drone Omnidirecional.....	25
Figura 13 – Quadrimotor com inclinação de rotores.....	25
Figura 14 – Mecanismo <i>gimbal</i> de vetorização de motor.....	25
Figura 15 – Funções de pertinência típicas dos conjuntos <i>Fuzzy</i>	28
Figura 16 – Sistema de controle <i>Fuzzy</i>	30
Figura 17 – Método de defuzzificação centro de área.....	33
Figura 18 – Diagrama de um sistema de controle Fuzzy-PID.....	36
Figura 19 – Vista isométrica do drone.....	39
Figura 20 – Principais dimensões do drone.....	40
Figura 21 – Vistas das estruturas gangorras e suas principais dimensões.....	41
Figura 22 – Diagrama de montagem da estrutura gangorra.....	42
Figura 23 – Vistas frontal e superior da asa e suas principais dimensões.....	42
Figura 24 – Vista do corte central da asa.....	43
Figura 25 – Diagrama de montagem da asa.....	43
Figura 26 – Vista do perfil aerodinâmico da asa.....	44
Figura 27 – Vistas (a) e identificação (b) do suporte da asa.....	45
Figura 28 – Diagrama de montagem do suporte da asa.....	46
Figura 29 – Vistas do corpo central.....	46
Figura 30 – Diagrama de montagem do corpo central e dos suportes de pouso.....	47
Figura 31 – Diagrama de montagem do drone.....	47
Figura 32 – Exemplos de inclinação de asa (a) e gangorra (b).....	48
Figura 33 – Drone real com as gangorras inclinadas.....	49

Figura 34 – Drone real com a asa inclinada.....	49
Figura 35 – Placa de circuito impresso do drone.	50
Figura 36 – Diagrama elétrico da placa de circuito impresso do drone.....	51
Figura 37 – Diagrama de conexão dos motores, ESC, servomotor e bateria na PCB.	51
Figura 38 – Diagrama de conexão dos sensores e receptor de rádio na PCB.....	52
Figura 39 – Motor AxisFlying AE3115.	53
Figura 40 – Hélice HqProp MacroQuad	53
Figura 41 – Bateria Teranty 6000mAh.	54
Figura 42 – ESC BLHeli_S 4in1.	55
Figura 43 – Índices de eficiência de voo.	56
Figura 44 – Parâmetros de desempenho de voo do drone.	57
Figura 45 – Sensor MPU6050.....	58
Figura 46 – Sensor GPS e magnetômetro.	58
Figura 47 – Sensor TOF400C-VL53L1X.	58
Figura 48 – Controle e receptor de sinais de rádio MC7REV2.....	59
Figura 49 – Diagrama de blocos da estimação da orientação com acelerômetro e giroscópio.....	60
Figura 50 – Comparação da leitura do ângulo de inclinação das gangorras com e sem o AHRS.	61
Figura 51 – Sistemas de referência.....	64
Figura 52 – Ângulos de vetorização de empuxo: (a) longitudinal; (b) lateral.	65
Figura 53 – Diagrama de vetorização de empuxo.....	66
Figura 54 – Diagrama de numeração dos motores.	67
Figura 55 – Forma de onda da força contraeletromotriz.	69
Figura 56 – Drone simplificado no ambiente <i>Simulink</i>	75
Figura 57 – Blocos <i>Simscape Multibody</i> usados na modelagem.	76
Figura 58 – Estruturação dos blocos <i>E-Frame</i> , posição inicial e corpo central do drone.	79
Figura 59 – Estruturação dos blocos que descrevem o corpo central, o servomotor e a asa.	80
Figura 60 – Estruturação dos blocos das gangorras.	81
Figura 61 – Diagrama de blocos do conjunto motor-hélice	82
Figura 62 – <i>Transform Sensor</i> na plataforma gangorra.	82

Figura 63 – Diagrama em blocos do modelo do drone no ambiente <i>Simulink</i>	83
Figura 64 – Diagrama de forças quando aplicado um ângulo diferencial.	85
Figura 65 – Controle <i>yaw</i> PID.	85
Figura 66 – Controlador PID da posição X.	86
Figura 67 – Controlador PID para a posição Y.	87
Figura 68 – Controlador PID para posição Z.	87
Figura 69 – Funções de pertinência das entradas <i>Fuzzy</i> de inclinação da asa.	88
Figura 70 – Diagrama de blocos do controle <i>Fuzzy</i> da asa.	90
Figura 71 – Entradas dos blocos Controle e Conjunto Motor+Hélice.	90
Figura 72 – Entrada de torque no servomotor da asa.	90
Figura 73 – Funções de pertinência das entradas do controlador <i>Fuzzy</i> das estruturas gangorras.	91
Figura 74 – Diagrama de blocos do controle <i>Fuzzy</i> no conjunto motor-hélice.	94
Figura 75 – Diagrama interno de blocos das Entradas <i>Fuzzy</i> Gangorra.	95
Figura 76 – Funções de pertinência das entradas do controlador <i>Fuzzy</i> -PID das estruturas gangorras.	96
Figura 77 – Diagrama de blocos do controle <i>Fuzzy</i> -PID no conjunto motor-hélice ...	97
Figura 78 – Diagrama de blocos do sistema de controle do drone	98
Figura 79 – Curva de resposta ao degrau unitário.	99
Figura 80 – Mapa de fator de segurança na superfície da asa.	103
Figura 81 – Mapa de tensão de Von Mises na superfície da asa.	104
Figura 82 – Mapa de deslocamento da asa.	104
Figura 83 – Mapa do fator de segurança da estrutura gangorra.	105
Figura 84 – Mapa de tensão de Von Mises da estrutura gangorra.	106
Figura 85 – Mapa de deslocamento da estrutura gangorra.	106
Figura 86 – Pressão estática sobre o perfil aerodinâmico da asa.	107
Figura 87 – Mapa de velocidade do fluxo de ar sobre o perfil aerodinâmico da asa.	108
Figura 88 – Controle de <i>roll</i> do drone em voo.	109
Figura 89 – Comparativo do controle <i>pitch</i> dos controladores <i>Fuzzy</i> e <i>Fuzzy</i> -PID.	110
Figura 90 – Simulação computacional de controle <i>yaw</i>	112
Figura 91 – Respostas de mudanças de referências de posições espaciais.	113
Figura 92 – Ângulo <i>roll</i> na primeira simulação de mudanças de referências espaciais.	114

Figura 93 – Ângulo <i>pitch</i> das gangorras na primeira simulação de mudanças de referências espaciais.....	115
Figura 94 – Ângulo <i>yaw</i> na primeira simulação de mudanças de referências espaciais.	116
Figura 95 – Empuxos na primeira simulação de mudanças de referências espaciais.	117
Figura 96 – Gráfico de trajetória do drone na primeira simulação de controle de posição espacial.	118
Figura 97 – Respostas de posição em simulação de trajetória helicoidal.	119
Figura 98 – Ângulo <i>roll</i> do drone no seguimento de trajetória helicoidal.	120
Figura 99 – Ângulo <i>pitch</i> do drone no seguimento de trajetória helicoidal.	121
Figura 100 – Ângulo <i>yaw</i> do drone no seguimento de trajetória helicoidal.	121
Figura 101 – Empuxo dos motores no seguimento de trajetória helicoidal.	122
Figura 102 – Trajetória tridimensional drone no seguimento de trajetória helicoidal.	123
Figura 103 – Posição do drone ao distúrbio lateral de impulso.....	124
Figura 104 – Ângulo <i>roll</i> ao distúrbio lateral de impulso.....	124
Figura 105 – Ângulo <i>pitch</i> das gangorras ao distúrbio lateral de impulso.	125
Figura 106 – Ângulo <i>yaw</i> ao distúrbio lateral de impulso.	125
Figura 107 – Empuxo dos motores ante ao distúrbio lateral de impulso.	126
Figura 108 – Posição do drone ao distúrbio lateral contínuo.	127
Figura 109 – Ângulo <i>roll</i> ao distúrbio lateral contínuo.	128
Figura 110 – Ângulo <i>pitch</i> das gangorras ao distúrbio lateral contínuo.....	128
Figura 111 – Ângulo <i>yaw</i> ao distúrbio lateral contínuo.....	128
Figura 112 – Empuxo dos motores ante ao distúrbio lateral contínuo.....	129
Figura 113 – Posição do drone ante à perturbação no motor 4.	130
Figura 114 – Ângulo <i>roll</i> ante à perturbação no motor 4.	131
Figura 115 – Ângulo <i>pitch</i> das gangorras ante à perturbação no motor 4.....	132
Figura 116 – Ângulo <i>yaw</i> ante à perturbação no motor 4.....	132
Figura 117 – Empuxos dos motores ante à perturbação no motor 4.....	133
Figura 118 – Posição espacial do drone ante a distúrbio nos três eixos.....	134
Figura 119 – Ângulo <i>roll</i> ante a distúrbio nos três eixos.....	135
Figura 120 – Ângulo <i>pitch</i> das gangorras ante a distúrbio nos três eixos.	136
Figura 121 – Ângulo <i>yaw</i> ante a distúrbio nos três eixos.	136

Figura 122 – Empuxo dos motores ante a distúrbio nos três eixos.	137
Figura 123 – Aplicação de ruídos nas leituras dos sensores.	138
Figura 124 – Posição espacial do drone ante a ruídos na leitura de atitude.	139
Figura 125 – Ângulo <i>roll</i> do drone ante a ruídos na leitura de atitude.	140
Figura 126 – Ângulos <i>pitch</i> das gangorras ante a ruídos na leitura de atitude.	140
Figura 127 – Ângulo <i>yaw</i> do drone ante a ruídos na leitura de atitude.	141
Figura 128 – Empuxos dos motores ante a ruídos na leitura de atitude.	142
Figura 129 – Controle de <i>roll</i> em condições de voo amarrado.	143
Figura 130 – Controle de <i>pitch</i> em condições de voo amarrado com controlador <i>Fuzzy</i>	144
Figura 131 – Controle de <i>pitch</i> em condições de voo amarrado com controlador <i>Fuzzy-PID</i>	144
Figura 132 – Comparação <i>Fuzzy</i> e <i>Fuzzy-PID</i> experimental (gangorra esquerda).	146
Figura 133 – Comparação <i>Fuzzy</i> e <i>Fuzzy-PID</i> experimental (gangorra direita).	146

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Especificações dos motores.....	72
Tabela 2 – Dados de desempenho dos motores.....	72
Tabela 3 – Consequentes do controlador <i>Fuzzy</i> de inclinação da asa.	89
Tabela 4 – Consequentes do controlador <i>Fuzzy</i> das estruturas gangorras.	94
Tabela 5 – Consequentes do controlador <i>Fuzzy</i> -PID das estruturas gangorras.	97
Tabela 6 – Forças e coeficientes da asa.....	108
Tabela 7 – Índices e parâmetros de desempenho do controle de <i>roll</i>	109
Tabela 8 – Índices e parâmetros de desempenho do controle de <i>pitch</i>	111
Tabela 9 – Índices e parâmetros de desempenho do controle <i>yaw</i>	112
Tabela 10 – Índices e parâmetros de desempenho para mudanças de referência espacial.	114
Tabela 11 – Índices e parâmetros de desempenho para mudanças de referência espacial.	120
Tabela 12 – Índices e parâmetros de desempenho do controle <i>Fuzzy</i> de <i>roll</i> simulado e experimental.....	144
Tabela 13 – Índices e parâmetros de desempenho dos controles <i>Fuzzy</i> e <i>Fuzzy</i> -PID simulado e experimental.	145
Tabela 14 – Índices e parâmetros de desempenho controles <i>Fuzzy</i> e <i>Fuzzy</i> -PID experimentais.....	146

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Parâmetros dos motores e de empuxo.....	73
Quadro 2 – Matriz de regras do controlador <i>Fuzzy</i> de inclinação da asa.....	89
Quadro 3 – Matriz de regras para as entradas erro e variação do erro do controlador <i>Fuzzy</i> das estruturas gangorras.	92
Quadro 4 – Matriz de regras para as entradas erro e integral do erro do controlador <i>Fuzzy</i> de das estruturas gangorras.	93
Quadro 5 – Matriz de regras do controlador Fuzzy-PID.	96

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AHRS	Sistema de Referência de Atitude e Direção
BLDC	Motor de Corrente Contínua Sem Escovas
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional
CoA	Centro de Área
CoM	Centro de Máximo
DOF	Graus de Liberdade
ESC	Controlador Eletrônico de Velocidade
FEA	Análise de Elementos Finitos
FFF/FDM	Manufatura Aditiva por Fusão de Filamento
FS	Fator de Segurança
IA	Inteligência Artificial
IAE	Integral do Erro Absoluto
IAU	Integral da Ação de Controle
ISE	Integral do Erro Quadrático
ITAE	Integral do Erro Absoluto Multiplicado Pelo Tempo
ITSE	Integral do Erro Quadrático Multiplicado Pelo Tempo
IMU	Unidade de Medição Inercial
LiPo	Polímero de Lítio
PCB	Placa de Circuito Impresso
PID	Proporcional-Integral-Derivativo
RPM	Rotações por Minuto
SLT	Estereolitografia
TOF	<i>Time-of-Flight</i>
VANTs	Veículos Aéreos Não Tripulados
VTOL	Decolagem e Pouso Vertical

LISTA DE SÍMBOLOS

b	Coeficiente de Amortecimento
B_m	Coeficiente de Atrito Viscoso do Motor
C_D	Coeficiente de Arrasto da Asa
C_L	Coeficiente de Sustentação da Asa
C_P	Coeficiente de Planeio
C_q	Coeficiente de Arrasto da Hélice
C_T	Coeficiente de Empuxo da Hélice
D	Força de Arrasto da Asa
D_p	Diâmetro da Hélice
e	Erro
E_m	Força Contraeletromotriz
F_X	Força no Eixo X
F_Y	Força no Eixo Y
F_Z	Força no Eixo Z
g	Aceleração Gravitacional
I_g	Momento de Inércia da Gangorra
I_{XX}	Momento de Inércia no Eixo
i_m/I	Corrente no Motor
J_m	Momento de Inércia do Motor
K_e	Constante de Força Eletromotriz
K_d	Ganho Derivativo
K_i	Ganho Integrativo
K_p	Ganho Proporcional
K_q	Constante de Proporcionalidade do Contra Torque
K_s	Constante de Proporcionalidade do Empuxo
K_t	Constante de Torque do Motor
L	Indutância do Motor
L_{sus}	Força de Sustentação
M_i	Massa do Motor
M_p	Máximo Sobressinal
M_v	Matriz de Alocação

Q	Contra Torque
R	Resistência Elétrica
S	Área da Asa
T_e	Torque Elétrico
T_i/T	Empuxo
T_m	Torque do Motor
T_{load}	Torque de Carga
u	Saída Genérica
V_m	Tensão no Motor
V_∞	Velocidade Relativa do Ar
X	Posição no Eixo X
X_A	Função Característica
$X_{B,i}$	Eixo X no B-Frame
X_E	Eixo X Referencial E-Frame
X'_E	Projeção do Eixo X na Estrutura Gangorra
Y	Posição no Eixo Y
Y_E	Eixo Y Referencial E-Frame
Y_B	Eixo Y no <i>B-Frame</i>
Z	Posição no Eixo Z
Z_B	Eixo Z no B-Frame
Z_E	Eixo Z Referencial E-Frame
d	Envergadura da Asa
i_m	Corrente no Motor
l	Comprimento da Gangorra
t_r	Tempo de Subida
t_s	Tempo de Acomodação
α/α_i	Ângulo de Inclinação da Estrutura Gangorra
β	Ângulo de Inclinação Lateral da Asa
θ	<i>Pitch</i>
ϕ	<i>Roll</i>
ψ	<i>Yaw</i>
ρ	Densidade do Ar
τ_ϕ	Conjugado do Drone no Eixo X_E (Eixo <i>Roll</i>)

τ_θ	Conjugado do Drone no Eixo Y_E (Eixo <i>Pitch</i>)
τ_ψ	Conjugado do Drone no Eixo Z_E (Eixo <i>Yaw</i>)
$\omega_m/\omega_i/\Omega_m$	Velocidade Angular do Motor
ω_h	Velocidade Angular da Hélice
μ_A	Grau de Pertinência
ρ/ρ_∞	Densidade do Ar
Φ	Posição Angular Genérica

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	14
1.1	JUSTIFICATIVA	15
1.2	OBJETIVOS	16
1.2.1	Geral	16
1.2.2	Específicos	16
1.3	ESTRUTURA DA MONOGRAFIA.....	16
2	REFERENCIAL TEÓRICO	18
2.1	CONCEITOS DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS	18
2.1.1	Drones de Asa Fixa	19
2.1.2	Drones de Asas Rotativas	20
2.1.3	Drones Tiltrotors	22
2.1.4	Drones de Propulsão Vetorial	24
2.2	INTRODUÇÃO À LÓGICA FUZZY	26
2.2.1	Conjuntos <i>Fuzzy</i>	27
2.2.2	Controle <i>Fuzzy</i>	28
2.2.3	Controle <i>Fuzzy</i>–PID	34
2.3	ESTADO DA ARTE	36
3	PROJETO ESTRUTURAL E ELETRÔNICO DO DRONE.....	39
3.1	ARQUITETURA MECÂNICA.....	39
3.2	CIRCUITO ELETRÔNICO E AQUISIÇÃO DE DADOS.....	50
3.2.1	Propulsores, ESC e Baterias	52
3.2.2	Sensores de Atitude e Orientação	57
3.2.3	Sensores de Posicionamento e Altitude	58
3.2.4	Recepção e Comunicação de Comandos	58
3.2.5	Algoritmo Madgwick AHRS	59
4	MODELAGEM DO DRONE	62
4.1	O VANT COMO UM SISTEMA DINÂMICO NÃO LINEAR	62
4.1.1	Cinemática e Variáveis do Drone.....	63

4.1.1.1	Sistemas de Referência	63
4.1.1.2	Atitude de Voo.....	64
4.1.1.3	Variáveis Primárias	65
4.1.2	Dinâmica do Drone	66
4.2	MODELAGEM MATEMÁTICA DO SISTEMA DE PROPULSÃO	68
4.3	DIMENSÃO E PARÂMETROS DE EMPUXO	72
4.4	MODELAGEM MATEMÁTICA DAS ESTRUTURAS GANGORRAS.....	73
4.5	MODELAGEM COMPUTACIONAL POR MULTICORPOS.....	74
5.	CONTROLE	84
5.1	ARQUITETURA DOS SISTEMAS DE CONTROLE.....	84
5.1.1	Segregação de Eixos e Metodologia de Controle	84
5.1.2	Controle de Posição	86
5.2	CONTROLADORES FUZZY DE ESTABILIZAÇÃO	87
5.2.1	Controle Fuzzy de Inclinação da Asa	87
5.2.2	Controle <i>Fuzzy</i> de Inclinação das Estruturas Gangorras.....	91
5.2.3	Controle <i>Fuzzy</i>-PID de Inclinação das Estruturas Gangorras.....	95
5.3	CRITÉRIOS DE DESEMPENHO E MÉTRICAS DE AVALIAÇÃO	99
6	RESULTADOS	102
6.1	RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES ESTRUTURAIS.....	102
6.1.1	Simulações de Forças	102
6.1.2	Simulações Aerodinâmicas.....	106
6.2	RESULTADOS SIMULADOS DE CONTROLE	108
6.2.1	Controle de Atitude	109
6.2.1.1	Simulação do Controle de <i>Roll</i>	109
6.2.1.2	Simulação do Controle de <i>Pitch</i>	110
6.2.1.3	Simulação do Controle de Yaw	111
6.2.2	Controle de Posição Espacial	113
6.2.3	Respostas à Distúrbios	123
6.2.3.1	Distúrbio Lateral	123

6.2.3.2	Distúrbio no Motor 4	130
6.2.3.3	Distúrbio nos Três Eixos	134
6.2.3.4	Ruídos nos Sensores	137
6.3	RESULTADOS EXPERIMENTAIS EM VOO AMARRADO	142
7	CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS.....	148
	REFERÊNCIAS.....	151
	APÊNDICE A - DIAGRAMA DO SISTEMA DE CONTROLE DO DRONE NO SIMULINK/MATLAB.....	155

1 INTRODUÇÃO

Os drones aéreos, também conhecidos como veículos aéreos não tripulados (VANTs), têm se destacado significativamente nas últimas décadas devido à sua versatilidade e potencial inovador. Inicialmente utilizados em aplicações militares, os drones rapidamente conquistaram espaço em áreas civis como agricultura, inspeção industrial, monitoramento ambiental, logística, fotografia e segurança pública. Essa expansão no uso decorre da capacidade dos drones de realizar tarefas em locais de difícil acesso, com baixo custo operacional e alta precisão (Mohsan *et al.*, 2022).

No setor agrícola, drones são utilizados para mapeamento de áreas cultivadas, pulverização de defensivos agrícolas e monitoramento do crescimento das plantas, permitindo uma gestão mais eficiente dos recursos e aumento da produtividade (Alarcão e Nuñez, 2024). Na defesa, esses veículos atuam em missões de reconhecimento, vigilância de fronteiras e apoio tático, proporcionando maior segurança e agilidade nas operações militares (Gualazzi *et al.*, 2018). Na área de logística, a Indústria 4.0 impulsiona a adoção de drones para entregas ágeis e de baixo custo, viabilizando o transporte eficiente de mercadorias, desde alimentos até itens de alto valor. Para inspeção industrial, são empregados na análise de estruturas como torres de energia, linhas de transmissão e plataformas de petróleo, identificando possíveis falhas sem colocar trabalhadores em risco (Almeida *et al.*, 2021). No monitoramento ambiental, drones auxiliam no manejo florestal como acompanhamento de áreas de preservação, mapeamento, coleta de dados sobre inventário de florestas e estimativas de volume de madeira (Gonçalves, 2019). Por fim, na mobilidade urbana, destacam-se projetos de drones-táxi para transporte de passageiros e o apoio ao gerenciamento do tráfego por meio do monitoramento aéreo em tempo real (Cruz, 2021).

Diante dessas aplicações práticas em setores tão diversos, o estudo de drones em trabalhos acadêmicos é relevante por contribuir para o desenvolvimento tecnológico e científico, além de promover soluções inovadoras para desafios contemporâneos. Pesquisas nessa área abordam desde o aprimoramento de sistemas de controle, como o uso de algoritmos avançados (Fiore, *et al.* 2025), até a otimização de estruturas e fontes de energia (Menezes, 2025). Para a sociedade, drones representam ferramentas estratégicas que aumentam a eficiência de operações, reduzem riscos humanos e abrem novas perspectivas para a automação

e conectividade, apoiando iniciativas de desenvolvimento sustentável, segurança e qualidade de vida (Heo e Na, 2025; Chatzargyros *et al.*, 2024).

1.1 JUSTIFICATIVA

A crescente expansão do uso de VANTs em setores como agricultura, inspeção industrial, defesa, logística e monitoramento ambiental evidencia a importância de aprimorar continuamente seus sistemas de controle e desempenho operacional. Apesar dos avanços tecnológicos, muitos drones ainda enfrentam limitações significativas relacionadas à estabilidade, eficiência energética e precisão de manobra, especialmente em configurações que apresentam maior complexidade estrutural e dinâmica.

Entre os principais desafios está o controle de aeronaves com arquiteturas não convencionais, como as que incorporam eixos móveis, asas inclináveis ou propulsão vetorial. Esses sistemas, embora ofereçam vantagens em termos de versatilidade e manobrabilidade, impõem maior dificuldade no controle, devido a suas características multivariáveis, não-lineares e forte acoplamento entre os eixos. Métodos tradicionais, baseados em modelos lineares e controladores clássicos, muitas vezes não conseguem lidar de forma eficaz com essas características, comprometendo a estabilidade e a eficiência energética durante o voo. A ineficiência operacional do controle exige correções frequentes e de alta magnitude nos atuadores, o que eleva o consumo de energia elétrica de forma não otimizada, mesmo em estruturas concebidas para reduzir o esforço de controle.

Nesse contexto, surge a necessidade de investigar novas abordagens de controle que ofereçam maior adaptabilidade e robustez. A lógica *Fuzzy* apresenta-se como uma alternativa promissora, pois permite lidar com incertezas e não-linearidades sem depender estritamente de modelos matemáticos exatos, facilitando respostas mais suaves e intuitivas às variações do sistema. Desta forma, o desenvolvimento de um protótipo com estrutura de sustentação móvel e controle baseado em lógica *Fuzzy* constitui uma contribuição tanto para o avanço científico no controle de VANTs quanto para a demonstração de uma solução prática para o desafio de manter a estabilidade e o desempenho em arquiteturas de voo inovadoras, ampliando as fronteiras da autonomia e eficiência dos drones modernos.

1.2 OBJETIVOS

1.2.1 Geral

Projetar e construir um protótipo funcional de um drone com uma estrutura de sustentação móvel, que permita o movimento livre de inclinação (*tilt*) do tipo gangorra, a fim de explorar e validar um novo conceito estrutural de drone e desenvolver um sistema de controle de voo baseado em lógica *Fuzzy*.

1.2.2 Específicos

- Estudar as características dos drones e sua modelagem, assim como da lógica *Fuzzy*.
- Desenvolver o projeto mecânico de um protótipo de drone com um sistema de eixo móvel que permite a livre inclinação da estrutura de sustentação.
- Selecionar e integrar os componentes eletrônicos e de hardware (microcontrolador, sensores, motores, etc.) adequados para o funcionamento do protótipo, garantindo a sua correta integração.
- Desenvolver um algoritmo de controle de voo baseado em lógica *Fuzzy* para gerenciar a inclinação da estrutura, altitude e orientação do drone.
- Realizar testes simulados e práticos para avaliar o desempenho e capacidade de resposta do sistema de controle, validando a eficácia da abordagem *Fuzzy* na estabilização do drone.

1.3 ESTRUTURA DA MONOGRAFIA

A monografia está organizada em sete capítulos, cada um com papel específico para conduzir o leitor desde a contextualização do tema até as considerações finais da pesquisa. Neste capítulo inicial, são apresentados o tema central do estudo e sua relevância no contexto do desenvolvimento de drones dotados de estrutura de sustentação móvel. Aqui, delineiam-se os objetivos geral e específicos do trabalho, a motivação que impulsionou a pesquisa e os principais desafios enfrentados na área dos VANTs. No Capítulo 2 aborda os conceitos fundamentais relacionados aos VANTs, abrangendo sua classificação, possíveis aplicações e as inovações que têm

impulsionado o setor. Além disso, revisa aspectos essenciais dos sistemas de controle, com foco especial na lógica *Fuzzy* e o estado da arte sobre o tema.

O desenvolvimento do protótipo é detalhado no Capítulo 3, com ênfase na estrutura mecânica e na implementação do sistema de sustentação móvel do tipo gangorra. São apresentados os critérios para a seleção dos componentes eletrônicos e de hardware, juntamente com a descrição do processo de integração desses elementos, fundamentais para o funcionamento pleno do protótipo. Os fundamentos teóricos sobre a modelagem da dinâmica do drone é o foco do Capítulo 4. São exploradas as variáveis envolvidas, como inclinação, altitude e orientação, além das características específicas do sistema móvel adotado e a modelagem computacional utilizada.

O Capítulo 5 é dedicado à implementação dos algoritmos de controle baseado em lógica *Fuzzy* e PID. São detalhados tanto a estrutura quanto o funcionamento dos controladores, bem como as estratégias desenvolvidas para compensar instabilidades e garantir a estabilidade do voo, mesmo em configurações consideradas atípicas. No Capítulo 6, são apresentados os testes realizados, tanto simulados quanto práticos. Os resultados obtidos são analisados e discute-se a eficácia dos controladores utilizados em diferentes cenários, validando a proposta do trabalho. O capítulo 7 e final reúne as conclusões alcançadas ao longo da pesquisa. São destacadas as contribuições do estudo, as limitações enfrentadas e sugeridos caminhos para futuras investigações.

2 REFERENCIAL TEÓRICO

O presente capítulo estabelece a fundamentação teórica necessária para o desenvolvimento deste trabalho. Inicialmente, é realizada uma análise detalhada sobre VANTs, abordando a vasta gama de topologias existentes, com foco nas plataformas de asa fixa, asa rotativa, *tiltrotadores* e sistemas de propulsão vetorial, destacando seus respectivos desafios de modelagem e controle. Em seguida, são apresentados os conceitos fundamentais da lógica *Fuzzy* e, subsequentemente, a arquitetura do controlador *Fuzzy*-PID, explorando sua capacidade de integrar o controle PID tradicional com a flexibilidade e a robustez do raciocínio *Fuzzy*, que é central para esta pesquisa. Além disso é apresentado o estado da arte sobre o tema.

2.1 CONCEITOS DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS

Os VANTs representam uma das tecnologias mais disruptivas da engenharia moderna, caracterizando-se como aeronaves capazes de operar sem a presença humana a bordo e sendo pilotadas remotamente ou de forma autônoma. Originalmente desenvolvidos para fins militares, rapidamente transcenderam esse escopo, tornando-se ferramentas indispensáveis em uma vasta gama de setores civis e científicos, onde sua evolução resultou em plataformas complexas que integram avanços em robótica, sistemas de controle, comunicação sem fio e eletrônica de potência (Mohsan *et al.*, 2022). Dentre das características principais dos VANTs se distinguem: a autonomia pois podem ser controlados remotamente por um piloto ou operar de forma autônoma, seguindo rotas pré-programadas; a versatilidade por serem equipados com diversos tipos de sensores (por exemplo câmeras termográficas e LiDAR) para diferentes missões; o acesso a áreas de risco pois operam em ambientes perigosos ou de difícil acesso para humanos, como em inspeções de linhas de alta tensão, monitoramento de vulcões ou em zonas de conflito e seu custo e efetividade que geralmente possuem custos operacionais mais baixos do que aeronaves tripuladas. Existem diversos tipos de drones, cada qual com características estruturais e funcionais específicas que influenciam diretamente suas aplicações em diferentes setores.

2.1.1 Drones de Asa Fixa

Os drones de asa fixa são VANTs com estrutura similar à de aeronaves convencionais, usando asas rígidas para gerar sustentação aerodinâmica. Esta característica proporciona maior eficiência energética e autonomia em relação a outros tipos de drones, permitindo voos de longa duração e cobertura de extensas áreas com baixo consumo. Tais atributos resultam em vantagens operacionais expressivas, especialmente em cenários que exigem alcance e persistência (Garg, 2022).

VANTs de pequeno porte, como o SenseFly eBee (Figura 1), são frequentemente empregados em levantamentos rápidos e inspeções de menor escala (DroneXL, 2022). Em contraste, VANTs de grande porte, a exemplo do General Atomics MQ-9 Reaper (Figura 2) ou o Stella Tecnologia Condor (Figura 3), destinam-se a missões militares e de vigilância de elevada complexidade e longo alcance. A distinção entre os modelos abrange aspectos críticos, como método de lançamento, alcance operacional, capacidade de carga e sistemas de navegação (Assuntos Militares, 2025).

Figura 1 – SenseFly eBee.



Fonte: DroneXL, 2022.

Figura 2 – General Atomics MQ-9 Reaper.



Fonte: General Atomics, 2025 ¹.

Figura 3 – Stella Tecnologia Condor.



Fonte: Assuntos Militares, 2025.

¹ <https://www.ga-asi.com/remotely-piloted-aircraft/mq-9a>

No que concerne às aplicações e diferenciais técnicos, os drones de asa fixa destacam-se em mapeamento aéreo, levantamento topográfico, monitoramento ambiental, inspeção de infraestruturas lineares, reconhecimento militar e vigilância. Sua principal vantagem reside na capacidade de cobrir grandes áreas de forma eficiente, aliada à maior autonomia de voo, velocidade de cruzeiro superior e baixo consumo energético, características essas decorrentes da sustentação aerodinâmica das asas. No entanto, apresentam limitações em manobrabilidade e não realizam voos estacionários, o que restringe sua utilização em ambientes confinados ou em operações que demandam precisão no pouso e decolagem vertical (Sonkar *et al.*, 2023). Ainda assim, a robustez estrutural e a simplicidade mecânica favorecem sua confiabilidade e manutenção, tornando-os ideais para missões que exigem persistência, alcance e eficiência em coleta de dados de larga escala (Liu *et al.*, 2024).

2.1.2 Drones de Asas Rotativas

Os VANTs de asa rotativa, frequentemente reconhecidos como multirotores (incluindo quadricópteros, hexacópteros, entre outros), representam a classe de VANTs mais popular e amplamente difundida no cenário tecnológico atual. Seu princípio de funcionamento é baseado exclusivamente na rotação de múltiplos rotores, que geram a força de sustentação vertical necessária para o voo. Ao manipular individualmente a velocidade de rotação de cada motor, o sistema de controle é capaz não apenas de manter o voo vertical, mas também de gerenciar todos os movimentos nos eixos de rotação (*pitch*, *roll* e *yaw*), o que confere a esses veículos um controle de atitude extremamente preciso. A característica distintiva crucial desses sistemas é a capacidade de VTOL (*Vertical and Take-Off Landing* – Decolagem e Pouso Vertical) e manter o voo estacionário (*hovering*). Essa manobrabilidade superior torna os multirotores ideais para operações em ambientes urbanos, internos ou confinados, e em missões que exigem uma inspeção detalhada em um ponto fixo (Garg, 2022).

A versatilidade dos VANTs de asa rotativa permitiu sua rápida inserção em diversos setores, em que a precisão de posicionamento é prioritária. Na área de filmagem e inspeção profissional, o DJI Inspire 3 (Figura 4), por exemplo, é um equipamento de ponta, utilizado em produções cinematográficas, devido à sua capacidade de pairar com estabilidade e realizar movimentos de câmera lentos e precisos. Na pulverização agrícola, modelos de grande porte como o DJI Agras T100

(Figura 5) utilizam a capacidade VTOL e o controle preciso para realizar a aplicação localizada e otimizada de insumos, alcançando áreas de difícil acesso. Em mapeamento e sensoriamento avançado, o Nuvem Spectral 2 (Figura 6) ilustra a categoria empregada para a coleta de dados multiespectrais e hiperespectrais em baixa altitude. Diferentemente dos drones de inspeção visual simples, o Spectral 2 é utilizado para a obtenção de informações detalhadas sobre a saúde de culturas, composição do solo e análise ambiental, sendo essencial em aplicações de agricultura de precisão e estudos ecológicos, onde a precisão vertical e horizontal é crucial para a qualidade dos dados (Nuvem, 2025).

Figura 4 – DJI Inspire 3.



Fonte: DJI, 2025 ².

Figura 5 – DJI Agras T100.



Fonte: DJI, 2025 ³.

Figura 6 – Nuvem Spectral 2.



Fonte: Nuvem UAV, 2025.

A escolha de um VANT de asa rotativa deve considerar um balanço entre seus benefícios e suas limitações. A principal vantagem é a sua capacidade de realizar o voo estacionário e o VTOL, além do controle de atitude altamente preciso. No entanto, sua principal desvantagem é a baixa autonomia, pois a potência é consumida

² <https://www.dji.com/br/inspire-3>.

³ <https://ag.dji.com/pt-br/t100>.

constantemente para gerar sustentação, limitando significativamente o tempo de voo e o alcance. Além disso, possuem menor eficiência aerodinâmica em voo de cruzeiro e são mais sensíveis a rajadas de vento em comparação com os modelos de asa fixa (Boon *et al.*, 2017).

2.1.3 Drones Tiltrotors

Os VANTs *tiltrotors* representam uma sofisticada subcategoria de sistemas híbridos que almejam unificar a flexibilidade operacional dos multirotores com a eficiência aerodinâmica dos VANTs de asa fixa. Seu princípio de funcionamento reside na capacidade de inclinar o conjunto rotor-motor, que é montado nas extremidades de uma asa fixa. Durante as fases de decolagem e pouso, os rotores operam na posição vertical, fornecendo a sustentação direta e o controle de atitude necessários para *hovering* e VTOL. A transição para o voo horizontal é o ponto central de sua engenharia: os rotores são gradualmente inclinados até a posição horizontal. Nesse regime, a asa passa a ser o principal elemento de sustentação, permitindo que o sistema alcance velocidades de cruzeiro superiores e uma eficiência energética drasticamente melhorada em comparação com multirotores puros. Essa complexa fase de transição exige algoritmos de controle de voo altamente adaptáveis e precisos, essenciais para manter a estabilidade enquanto o drone muda seu regime de controle de empuxo para aerodinâmico (Sheng *et al.*, 2022).

Na área de logística e carga útil, o Narma AF200 (Figura 7) é desenvolvido para transportar cargas pesadas por grandes distâncias com alta eficiência. Sua capacidade de VTOL e de transição para o voo horizontal tornam o modelo ideal para entregas de suprimentos ou equipamentos em regiões de difícil acesso. Já para vigilância e reconhecimento tático, o T-Drones VA17 (Figura 8) exemplifica o uso de *tiltrotors* em missões militares e de segurança que demandam deslocamento rápido e velocidades elevadas, além de longos períodos de permanência na área de operação e a possibilidade de pairar para coleta detalhada de dados. Finalizando, o Bell Eagle Eye (Figura 9) representa um importante avanço no desenvolvimento de VANTs militares, ao integrar características de helicóptero e avião. Apesar de ser um modelo de grande relevância histórica, ele estabeleceu padrões para sistemas de porte elevado, focados em missões de alto desempenho que exigem alta velocidade, longo

alcance e capacidade VTOL em plataformas navais ou locais sem pista (Naval Technology, 2010).

Figura 7 – Narma AF200.



Fonte: Narma, 2025⁴.

Figura 8 – T-Drones VA17.



Fonte: T-Drones, 2025⁵.

Figura 9 – Bell Eagle Eye.



Fonte: Naval Technology, 2010.

Apesar dos diversos benefícios proporcionados por tal mecanismo, os *tiltrotors* apresentam algumas desvantagens significativas. A complexidade mecânica do sistema de inclinação (nacelas ou rotores) e o alto custo de fabricação e manutenção são fatores limitantes. Além disso, a dinâmica de voo na fase de transição é inerentemente complexa e não linear. Isso exige um sistema de controle de atitude e estabilidade muito mais robusto e sofisticado do que os controladores padrão, pois a aeronave opera sob princípios aerodinâmicos e de propulsão radicalmente diferentes em instantes de tempo sucessivos (Sheng *et al.*, 2022).

⁴ <https://www.narma.co.kr/af200>

⁵ <https://www.t-drones.com/product/VA17.html>

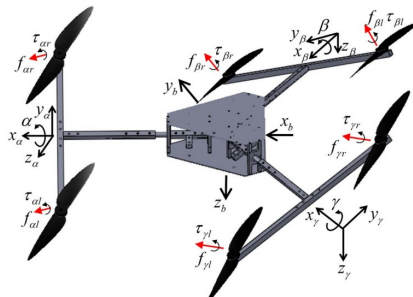
2.1.4 Drones de Propulsão Vetorial

A complexidade inerente aos sistemas híbridos de VANTs, como os rotores inclináveis, é frequentemente complementada ou aprimorada pelo uso da propulsão vetorial. Esta é uma técnica avançada que se distingue por permitir que a direção do empuxo gerado pelo motor seja ativamente alterada. Enquanto *tiltrotor* é uma configuração estrutural que inclina todo o conjunto rotor-motor para realizar a transição entre os regimes de voo vertical e horizontal, a propulsão vetorial é uma técnica de controle dinâmico que redireciona o vetor de empuxo para gerar forças de controle e momentos de manobra adicionais em qualquer regime. Essa capacidade de redirecionar a força de empuxo é particularmente crítica em regimes de voo onde a velocidade é baixa, como em VTOL ou em *hovering*, momentos em que as superfícies aerodinâmicas perdem sua eficácia (Luo *et al.*, 2025). A propulsão vetorial confere ao VANT um controle de atitude e manobrabilidade excepcional, permitindo manobras rápidas e a correção instantânea de perturbações, sem a necessidade de grandes superfícies de controle ou grandes oscilações estruturais. A utilização de propulsores vetoriais é, portanto, uma solução de engenharia para lidar com a não linearidade e a instabilidade inerente das aeronaves híbridas e de alto desempenho.

Diversos projetos acadêmicos e experimentais exploram o uso de atributos mecânicos de vetorização de empuxo, ilustrando o potencial dessa tecnologia. Em Yecheskel e Arogeti (2025) foi desenvolvido um hexacóptero (Figura 10) propulsionado por três mecanismos tipo gangorra, capazes de redirecionar o empuxo de cada dupla de motor de forma independente, resultando em um sistema plenamente atuado e altamente manobrável, com modelagem dinâmica e controle baseados em alocação de forças e momentos. Já em Mohamed e Lanzon (2012) propuseram um VANT de três rotores com propulsão vetorial independente (Figura 11), onde cada motor pode ser inclinado mecanicamente para produzir vetores de empuxo distintos. Esse projeto demonstrou a viabilidade de alcançar seis graus de liberdade de controle com um número reduzido de atuadores. Nigro *et al.*, (2021) apresentaram um quadrimotor omnidirecional (Figura 12) em que o conjunto de rotores é montado sobre um mecanismo *gimbal*, permitindo gerar empuxo em múltiplas direções e realizar tarefas de manipulação aérea com estabilidade comprovada por análise de Lyapunov.

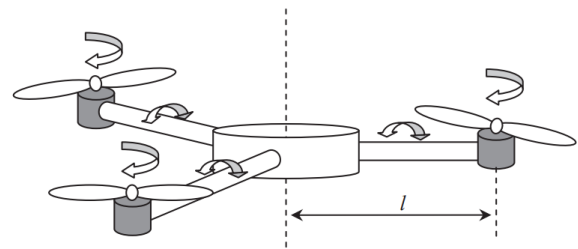
Kumar *et al.*, (2020) apresentaram um quadricóptero (Figura 13) com rotores inclináveis e controle autônomo baseado em quatérnios, explorando um sistema sobreatuado com realocação dinâmica de empuxos e estabilidade global garantida por controle Lyapunov. Houx *et al.*, (2022) construíram um mecanismo para drone com motor contrarrotativo montado em *gimbal* (Figura 14), capaz de direcionar mecanicamente o empuxo sem variar a rotação dos motores, demonstrando grande precisão de manobra e estabilidade em testes práticos. Esses estudos demonstram a tendência crescente de explorar propulsão vetorial mecânica em VANTs para aprimorar a estabilidade, ampliar o envelope de voo e permitir transições suaves entre modos de operação, características essenciais para o desenvolvimento de aeronaves autônomas avançadas.

Figura 10 – Hexacóptero com três gangorras.



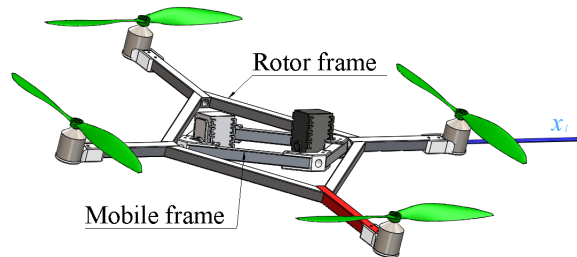
Fonte: Yecheskel e Arogeti, 2025.

Figura 11 – *Trirotor* com inclinação de rotores.



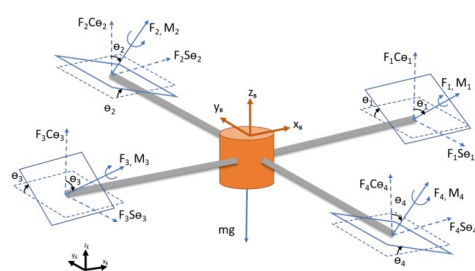
Fonte: Mohamed e Lanzon, 2012.

Figura 12 – Drone Omnidirecional.



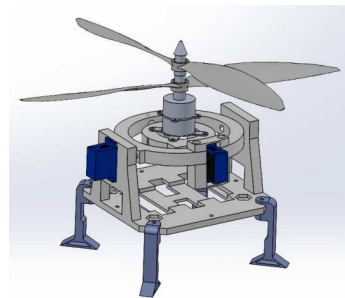
Fonte: Nigro *et al.*, 2021.

Figura 13 – Quadrimotor com inclinação de rotores.



Fonte: Kumar *et al.*, 2020.

Figura 14 – Mecanismo *gimbal* de vetorização de motor.



Fonte: Houx *et al.*, 2022.

O presente trabalho se insere diretamente no estudo dessa última categoria, explorando uma configuração avançada que exige a integração de sistemas mecânicos dinâmicos com algoritmos de controle sofisticados. Diferentemente dos projetos *tiltrotor* clássicos, o sistema em estudo emprega a propulsão vetorial para maximizar a manobrabilidade e o controle de atitude em regime de voo vertical e estacionário, sem ter como objetivo a transição para o voo de cruzeiro com a asa fixa.

2.2 INTRODUÇÃO À LÓGICA FUZZY

Modelos matemáticos e leis físicas são representações fundamentais que buscam descrever o comportamento determinístico de sistemas sob hipóteses específicas. Contudo, a aplicação desses modelos à realidade prática invariavelmente encontra discrepâncias causadas por ruídos de medição, parâmetros variantes no tempo, dinâmicas não modeladas e distúrbios externos. Em sistemas de elevada complexidade, é impraticável capturar todas as variáveis que influenciam a planta.

Nesse contexto, a lógica *Fuzzy* se destaca não por substituir o rigor matemático, mas por oferecer uma estrutura formal para o raciocínio aproximado. Conforme definido por Zadeh (2008), ela é uma 'lógica precisa da imprecisão', permitindo que a incerteza inerente aos dados e à semântica humana seja incorporada ao projeto de controle. Essa abordagem oferece vantagens significativas na implementação de estratégias de controle para sistemas onde o modelo fenomenológico é de difícil obtenção ou excessivamente complexo, utilizando a experiência heurística para preencher a lacuna entre o modelo idealizado e o mundo real.

Sistemas de controles inteligentes utilizam técnicas avançadas de inteligência artificial (IA), como redes neurais, lógica *Fuzzy*, algoritmos genéricos e sistemas especialistas, para tomar decisões complexas e se adaptar a condições variáveis. Na prática, a lógica *Fuzzy* é aplicada para traduzir conhecimentos humanos qualitativos em algoritmos computacionais. Inicialmente desenvolvida pelo matemático Lotfi Zadeh na década de 1960, a lógica *Fuzzy* se tornou uma ferramenta para a IA em sistemas que requerem raciocínio aproximado e flexível. Tendo adquirido extensas aplicações em áreas como controle inteligente de sistemas, processamento de linguagem natural, diagnósticos médicos e sistemas de suporte à decisão.

A lógica *Fuzzy* é composta por componentes que transformam informações vagas e subjetivas em decisões quantitativas controladas. Entre esses componentes estão a fuzzificação, a base de regras, a inferência *Fuzzy* e a defuzzificação. Cada um deles desempenha um papel crucial para processar informações ambíguas e subjetivas, simulando o raciocínio humano. Neste subtópico, abordaremos cada um desses componentes e suas aplicações na lógica *Fuzzy*.

2.2.1 Conjuntos *Fuzzy*

A teoria clássica dos conjuntos, definida como conjunto nítido em Xexéu (2022), tem como característica principal a bivalência definindo elementos como pertencentes ou não a um determinado conjunto. Na teoria dos conjuntos *Fuzzy*, elementos podem possuir diferentes graus de pertinência em determinados conjuntos, podendo pertencer parcialmente a um conjunto. Matematicamente apresentado na equação (1), na teoria clássica, a função característica, X_A , de um conjunto A declara que elementos U pertencem ou não pertencem ao conjunto A .

$$\begin{aligned} X_A: U &\rightarrow \{0,1\} \\ \mu_A(x) &= \begin{cases} 1, & \text{se } x \in A \\ 0, & \text{se } x \notin A \end{cases} \end{aligned} \quad (1)$$

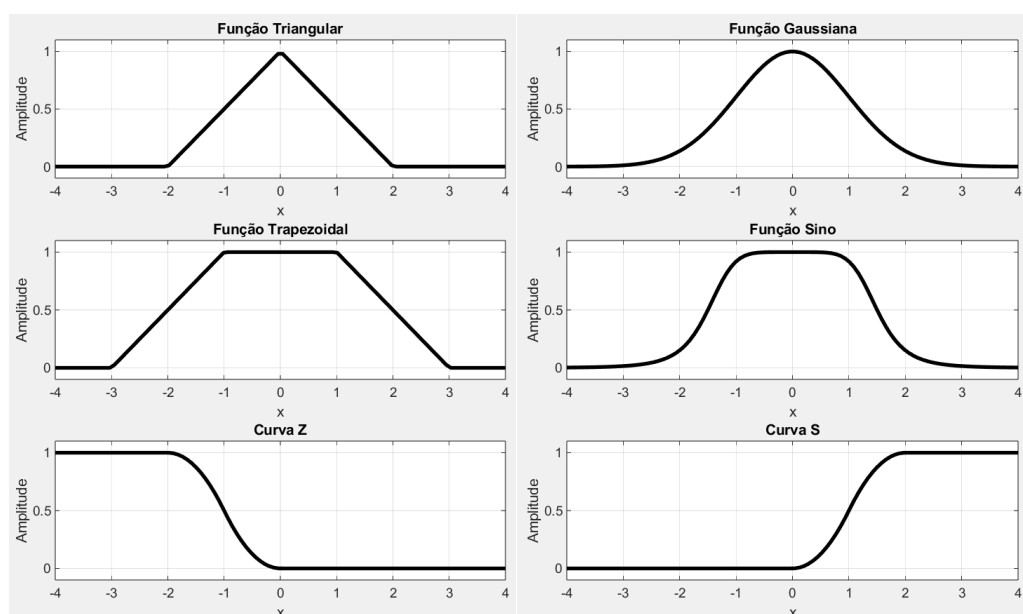
Nos conjuntos *Fuzzy* os elementos podem fazer parte parcialmente de um conjunto A , portanto, a função característica, usada nos conjuntos nítidos cuja imagem é o conjunto $\{0,1\}$, passa a se chamar função de pertinência e sua imagem se torna o intervalo $[0,1]$ como mostra a equação (2). Essa função de pertinência associa cada valor x ao conjunto A representando o grau de pertinência de x em A . Assim, quando $\mu_A = 0$, o elemento absolutamente não pertence ao conjunto A e quando $\mu_A = 1$ o elemento absolutamente pertence ao conjunto A , mas se μ_A assume algum valor fracionário no intervalo $[0,1]$, μ_A indicará o grau de inclusão do elemento no conjunto A .

$$\mu_A: A \rightarrow [0,1] \quad (2)$$

Na lógica *Fuzzy* não existe uma definição fixa da caracterização da função de pertinência a ser utilizada, dessa forma, qualquer função arbitrária pode ser empregada em uma implementação *Fuzzy*. Porém, a literatura, como Xexéu (2022), aborda alguns formatos que são tipicamente usados em modelos *Fuzzy*, sendo

principalmente as funções triangular, gaussiana, trapezoidal, seno, curva Z e curva S (ver Figura 15). Essas funções apresentam características que expressam concordância à lógica de implementação de modelos *Fuzzy*, como por exemplo, tais funções são convexas e consequentemente não apresentam lacunas, e isso condiz com senso comum de que um conceito se mantém crescendo ou decrescendo de maneira consistente conforme seu domínio varia. O número e o formato das funções de pertinência devem ser escolhidos de acordo com o conhecimento sobre o processo que se quer estudar.

Figura 15 – Funções de pertinência típicas dos conjuntos *Fuzzy*.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

2.2.2 Controle *Fuzzy*

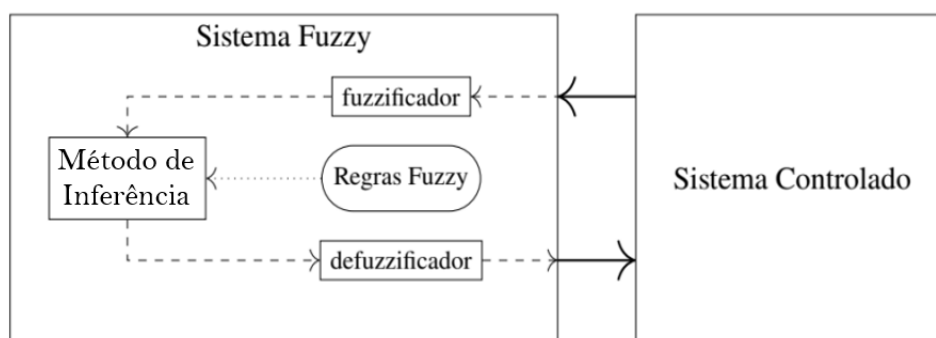
A complexidade do controle é elevada quando o sistema vai além do multirrotor padrão e incorpora atuadores dinâmicos, como a propulsão vetorial. Os VANTs com propulsão vetorial introduzem o conceito de sobreatuação, que ocorre quando o número de atuadores disponíveis é maior do que os graus de liberdade a serem controlados, enquanto o controle de um multirrotor tradicional se baseia apenas na modulação da velocidade dos rotores fixos. Esse conceito de sobreatuação permite que o empuxo seja redirecionado ativamente, aumentam a manobrabilidade e a robustez contra falhas de motor, mas também torna o problema de controle mais complexo.

O controlador precisa decidir como alocar as forças e momentos necessários entre todos os atuadores disponíveis (propulsores fixos e propulsores vetoriais). A

dinâmica complexa, a não-linearidade e a necessidade de lidar com perturbações externas (como vento) justificam a busca por algoritmos de controle não-convencionais, que possam adaptar-se e reagir de forma inteligente a essas incertezas, pavimentando o caminho para a proposta da lógica *Fuzzy* que será explorada a seguir.

Para modelar a dinâmica de um VANT, utilizam-se geralmente as Leis de Newton e Euler, que permitem descrever o movimento do veículo em termos de forças e de momentos aplicados. No entanto, as equações resultantes são fortemente acopladas, o que significa que uma ação de controle em um eixo, como a rolagem (*roll*), pode impactar outros eixos, como a arfagem (*pitch*) e o movimento vertical. Esse acoplamento exige estratégias de controle capazes de atuar de forma coordenada e eficiente sobre todos os graus de liberdade do sistema. Isso é realizado por meio da utilização dos atuadores para gerar forças e momentos que contrabalanceiem as influências mútuas entre os eixos de movimento. Dessa forma, o controlador busca garantir que o VANT siga trajetórias pré-determinadas com alto grau de precisão e mantenha sua estabilidade frente às incertezas e perturbações externas. Tal contexto justifica o interesse crescente por técnicas avançadas de controle, como as baseadas em lógica *Fuzzy*, capazes de lidar com a complexidade e a não-linearidade dos sistemas dinâmicos presentes em VANTs.

O controle *Fuzzy* constitui uma abordagem amplamente empregada em sistemas de controle, fundamentada nos princípios da lógica *Fuzzy*. Este método possibilita a modelagem de sistemas complexos por meio de regras linguísticas, oferecendo soluções eficazes para problemas nos quais as técnicas convencionais de controle podem apresentar limitações ou dificuldades de aplicação. Na Figura 16, é apresentado um fluxograma que ilustra o funcionamento de um sistema de controle *Fuzzy*. Inicialmente, o sistema *Fuzzy* recebe dados provenientes do sistema a ser controlado. Em seguida, essas informações são submetidas a um processo de fuzzificação, no qual valores precisos são convertidos em conjuntos *Fuzzy*. Posteriormente, o motor de inferência *Fuzzy* processa esses dados com base em um conjunto de regras *Fuzzy* predefinidas. Por fim, o sistema realiza um processo de defuzzificação, que converte a saída *Fuzzy* em um sinal de controle preciso, aplicável ao sistema em questão. A seguir, cada uma dessas etapas será detalhada de forma mais aprofundada.

Figura 16 – Sistema de controle *Fuzzy*

Fonte: Xexéu, 2022.

- Fuzzificador

Segundo Xexéu (2022), a fuzzificação é o processo de transformar valores de entrada em graus de pertinência para conjuntos *Fuzzy*. Essa etapa é crucial, pois estabelece como os dados de entrada serão interpretados dentro do sistema *Fuzzy*. Cada variável de entrada é associada a um conjunto *Fuzzy*, definindo em termos linguísticos, geralmente de intensidade, como "baixo", "médio" e "alto". Estes termos são representados por funções de pertinência típicas, como as apresentadas na Figura 15.

- Regras Fuzzy

As regras *Fuzzy*, segundo Xexéu (2022), são o núcleo do sistema de controle *Fuzzy*. Elas são expressas em termos linguísticos que descrevem a relação entre variáveis de entrada e a variável de saída. Cada regra segue a estrutura "Se X é A e Y é B, então Z é C", onde X e Y são variáveis de entrada, A e B são conjuntos *Fuzzy* associados às entradas, e Z é o consequente da regra, que pode ser um conjunto *Fuzzy* ou uma função matemática, dependendo do método de inferência utilizado.

- Métodos de inferência

Os principais métodos de inferência *Fuzzy* segundo Ross (1995), Barros *et al.* (2021) e Xexéu (2022), são os modelos Mamdani, Sugeno, Tsukamoto e Larsen, ambos amplamente utilizados em sistemas de controle. Esses métodos permitem a construção de sistemas baseados em regras linguísticas, proporcionando soluções eficientes para problemas em que métodos convencionais são difíceis de serem aplicados.

O método de Mamdani, introduzido em 1975 por Ebrahim Mamdani, é uma abordagem clássica em sistemas de lógica *Fuzzy* que utiliza conjuntos *Fuzzy* para representar tanto os antecedentes quanto os consequentes das regras. Segundo Xexéu (2022), esse método é amplamente valorizado por sua simplicidade e por sua proximidade com o raciocínio humano, sendo frequentemente aplicado em sistemas de controle, como climatização, diagnósticos médicos e sistemas de decisão. Sua estrutura intuitiva facilita o desenvolvimento de sistemas nos quais a interpretabilidade das regras é fundamental, permitindo que especialistas expressem conhecimento de forma linguística e acessível. Como no exemplo a seguir:

***SE** Erro é Alto **ENTÃO** Ação de Controle é Alta.
SE Erro é Baixo **ENTÃO** Ação de Controle é Baixa.*

Nos sistemas de inferência de Mamdani, tanto os antecedentes (neste caso, "Erro", no exemplo) quanto os consequentes ("Ação de Controle") são representados por conjunções de proposições *Fuzzy*, isto é, afirmações baseadas em variáveis linguísticas que expressam graus de intensidade, como "Alta", "Média" e "Baixa". Cada uma dessas variáveis está associada a uma função de pertinência, que define como um valor numérico é mapeado em um grau de pertinência a um conjunto *Fuzzy*.

Após a fuzzificação das entradas, o método de Mamdani realiza a implicação *Fuzzy*, na qual o grau de pertinência do antecedente é utilizado para truncar a função de pertinência do consequente. Essa operação é comumente realizada por meio do operador mínimo, que ajusta a função de pertinência do consequente de acordo com o grau de ativação da regra.

O método Sugeno é uma abordagem amplamente utilizada na lógica *Fuzzy*, especialmente em sistemas de controle e modelagem de processos não lineares. Proposto inicialmente por Takagi, Sugeno e Kang, este método se destaca por sua eficiência computacional e simplicidade na representação de sistemas complexos. Conforme é abordado em Xexéu (2022), no método de Sugeno, os consequentes das regras são representados por funções matemáticas, em vez de conjuntos *Fuzzy*, como no método de Mamdani. Embora o grau de pertinência dos antecedentes ainda seja utilizado para ponderar a contribuição de cada regra.

Se X é A e Y é B , **então** $Z = f(x, y)$

Essa característica torna o método especialmente adequado para aplicações que exigem respostas rápidas e precisas, como sistemas em tempo real e controle adaptativo, além de facilitar a integração com técnicas de aprendizado de máquina e otimização, sendo amplamente empregado em campos como automação industrial, robótica, e sistemas embarcados.

Segundo Ross (1995), no método de inferência de Tsukamoto, diferentemente dos métodos de Mamdani e Sugeno, os consequentes das regras são representados por conjuntos *Fuzzy* monotônicos, isto é, funções de pertinência que variam de forma crescente ou decrescente. Cada regra do tipo "SE-ENTÃO" gera uma saída *Fuzzy*, que é então defuzzificada individualmente, resultando em um valor preciso. A saída final do sistema é obtida por meio de uma média ponderada das saídas defuzzificadas de todas as regras, onde os pesos são determinados pelos graus de pertinência dos antecedentes. Essa característica torna o método de Tsukamoto, assim como o método Sugeno, eficiente em termos computacionais, uma vez que a defuzzificação é realizada diretamente, sem a necessidade de agregação de conjuntos *Fuzzy*. No entanto, sua aplicação é mais restrita a sistemas em que as funções de pertinência dos consequentes possuem comportamento monotônico, o que limita sua flexibilidade em comparação com outros métodos de inferência *Fuzzy*.

O método de inferência de Larsen é uma variação do método de inferência de Mamdani. Segundo Barros *et al.* (2021), nesse método, os antecedentes e os consequentes das regras são representados por conjuntos *Fuzzy*, semelhante ao método de Mamdani. No entanto, a principal diferença reside na operação de implicação: enquanto o método de Mamdani utiliza o operador mínimo ($\min$) para realizar a implicação, o método de Larsen emprega o operador de produto algébrico. Isso significa que o grau de pertinência do consequente é obtido pela multiplicação do grau de pertinência do antecedente pelo valor da função de pertinência do consequente. Após a aplicação das regras, as saídas *Fuzzy* são agregadas e, em seguida, defuzzificadas para gerar um valor preciso de controle. O método de Larsen é particularmente útil em aplicações onde a suavidade da resposta do sistema é essencial, uma vez que o operador de produto tende a produzir transições mais suaves entre os conjuntos *Fuzzy*. No entanto, sua implementação pode demandar maior esforço computacional em comparação com métodos mais simples.

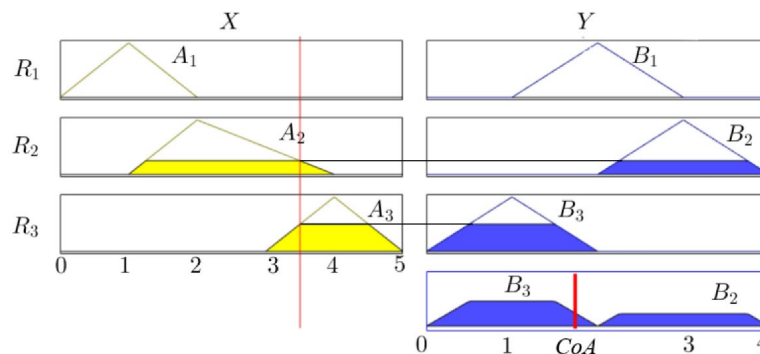
- Defuzzificador

A defuzzificação é o processo de converter os resultados *Fuzzy* das regras em uma saída nítida. Esta etapa é essencial para a aplicação prática do controle *Fuzzy*, pois traduz as inferências *Fuzzy* em valores utilizáveis. A seguir são apresentados os principais métodos de defuzzificação dos métodos de inferência abordados anteriormente.

No método Mamdani, segundo Simões (2007), os principais processos de defuzzificação podem ser apontados como o centro de área (CoA) e o centro do máximo (CoM). O método centro de área (CoA) calcula o centroide da área composta pela união de todas as contribuições de regras. Matematicamente a saída do controlador *Fuzzy* pode ser obtido a partir da equação (3) em que u_i é o valor do centro da área de cada consequente resultante e $\mu_{OUT}(u_i)$ é seu grau de pertinência. Um exemplo pode ser observado na Figura 17 em que é possível perceber que a saída está deslocada para a esquerda da geometria resultante já que B_3 representa uma área maior que B_2 .

$$u = \frac{\sum_{i=1}^n u_i \mu_{OUT}(u_i)}{\sum_{i=1}^n \mu_{OUT}(u_i)} \quad (3)$$

Figura 17 – Método de defuzzificação centro de área.



Fonte: adaptado de Barros *et al.* (2021).

O método do Centro do Máximo (CoM) fundamenta-se na identificação dos valores centrais das regiões onde as funções de pertinência de saída atingem seus graus máximos. Para cada conjunto *Fuzzy* ativado, determina-se o ponto médio do intervalo de máximo da respectiva função de pertinência no universo de discurso, conforme descrito na equação (4), segundo Klir e Yuan, (1995). Em que, u representa o valor de saída defuzzificado, μ_i corresponde aos graus de pertinência dos conjuntos

Fuzzy de saída e M é o conjunto de todos os valores de pertinência resultantes do processo de inferência.

$$u = \frac{\min(\mu_i | \mu_i \in M) + \max(\mu_i | \mu_i \in M)}{2} \quad (4)$$

Nesta equação, o termo $\min(\mu_i | \mu_i \in M)$ procura, dentro de todos os conjuntos *Fuzzy* de saída que foram ativados, o menor grau de pertinência encontrado. Ou seja, é o valor de ativação mais fraco entre todas as conclusões do sistema. Já o termo $\max(\mu_i | \mu_i \in M)$ procura, dentro de todos os conjuntos *Fuzzy* de saída ativados, o maior grau de pertinência encontrado. Ou seja, é o valor de ativação mais forte entre todas as conclusões do sistema.

Nos métodos Sugeno e Tsukamoto, os valores consequentes de todas as regras são combinados em um valor final utilizando uma média ponderada em que os pesos são determinados pelos graus de pertinência das regras ativadas conforme descrito na equação (5), em que μ_i é o grau de pertinência do valor de entrada na i -ésima regra e z_i é o valor da função do consequente da i -ésima regra.

$$u = \frac{\sum_{i=1}^N \mu_i z_i}{\sum_{i=1}^N \mu_i} \quad (5)$$

O método de defuzzificação no sistema de inferência de Larsen segue uma abordagem semelhante à do método de Mamdani, uma vez que ambos utilizam conjuntos *Fuzzy* para representar os consequentes das regras. No entanto, no método de Larsen, a implicação é realizada por meio do operador de produto conforme descrito em Barros *et al.*, (2021). A defuzzificação é então realizada utilizando métodos como o centro de área, que calculam um valor preciso com base na distribuição da função de pertinência agregada.

2.2.3 Controle *Fuzzy*-PID

O controlador PID (Proporcional-Integral-Derivativo) representa a estratégia de controle em malha fechada de maior hegemonia no âmbito da automação industrial e de processos (Nise, 2023). Sua vasta aplicabilidade deriva de uma estrutura conceitualmente simples, facilidade de implementação e notável robustez em sistemas lineares ou em modelos linearizados de sistemas complexos. A ação de

controle em um sistema PID é composta por três elementos fundamentais, cada um responsável por uma característica específica do comportamento do controlador.

Segundo Ogata (2010), esses elementos são ponderados de modo a proporcionar uma resposta adequada ao sistema, considerando tanto o estado atual quanto o histórico e a tendência do erro em relação ao valor de referência. A ação proporcional atua diretamente sobre o erro atual do sistema, sendo multiplicada por um ganho denominado K_p . Essa componente é responsável por corrigir imediatamente qualquer desvio entre a variável controlada e o valor desejado, contribuindo para a redução do erro instantâneo. A ação integral considera o erro acumulado ao longo do tempo, sendo associada ao ganho K_i . O objetivo dessa parcela é eliminar o erro residual que pode persistir mesmo após a ação proporcional, integrando o erro ao longo do tempo e promovendo correções cumulativas até que o desvio seja totalmente compensado. A ação derivativa avalia a taxa de variação do erro, utilizando o ganho K_d para antecipar tendências e responder rapidamente a mudanças súbitas no sistema. Essa componente é fundamental para suavizar as oscilações e melhorar a estabilidade, prevenindo variações bruscas na saída do controlador.

A combinação dessas três ações resulta na expressão matemática do controlador PID, que pode ser representada tanto no domínio do tempo quanto no domínio da frequência, após a aplicação da transformação de Laplace. A equação (6) descreve o comportamento do controlador no tempo, enquanto a equação (7) representa sua função de transferência no domínio da frequência, facilitando o projeto e a análise do sistema de controle.

$$u(t) = \underbrace{K_p e(t)}_{\text{Proporcional}} + \underbrace{K_i \int_0^t e(t) dt}_{\text{Integral}} + \underbrace{K_d \frac{d}{dt}(e(t))}_{\text{Derivativo}} \quad (6)$$

$$\frac{U(s)}{E(s)} = K_p + K_i \frac{1}{s} + K_d s \quad (7)$$

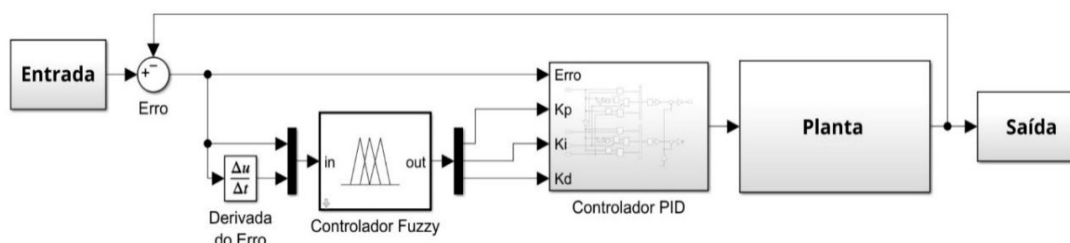
Sendo, $u(t)$ o sinal de saída do controlador, que atua sobre o sistema e $e(t)$ é o erro, definido como a diferença entre o valor de referência e a variável controlada. Os ganhos são $K_i = K_p/T_i$ e $K_d = K_p T_d$, onde T_i é o tempo integrativo e T_d o tempo derivativo. Contudo, a principal limitação da arquitetura PID convencional reside em

seus parâmetros estáticos (K_p , K_i e K_d), que são sintonizados para otimizar o desempenho em um ponto de operação nominal. Em processos reais, caracterizados por não-linearidades e dinâmicas variantes no tempo, o desempenho do controlador de ganhos fixos pode sofrer degradação significativa. Tal degradação manifesta-se em respostas transitórias subótimas, como sobressinais excessivos ou oscilações, comprometendo a eficiência do processo.

O controlador *Fuzzy*-PID surge como uma solução robusta para mitigar o problema da ineficácia dos ganhos fixos em sistemas não-lineares, fornecendo ganhos adaptativos ao PID convencional. Em vez de utilizar ganhos fixos, o *Fuzzy*-PID emprega um sistema de inferência de lógica *Fuzzy* que ajusta os parâmetros K_p , K_i e K_d continuamente e em tempo real, usando a topologia mostrada na Figura 18.

A capacidade de processar informações com base em regras linguísticas e conjuntos *Fuzzy* permite que o controlador híbrido otimize o desempenho dinâmico de maneira inteligente, suprimindo oscilações, minimizando erros em regime permanente e acelerando a estabilização do sistema em uma ampla gama de condições operacionais (Simões, 2007). Essa adaptabilidade confere maior eficiência, precisão e velocidade de controle ao sistema de controle do VANT.

Figura 18 – Diagrama de um sistema de controle Fuzzy-PID.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

2.3 ESTADO DA ARTE

No âmbito acadêmico, os VANTs têm se consolidado como objeto de investigação em diversas áreas, sobretudo no que se refere ao desenvolvimento de técnicas de controle avançadas.

Mattiello (2014) investigou comparativamente o desempenho de controladores PID e *Fuzzy* aplicados ao controle de atitude de um quadricóptero. Os controladores foram organizados em série, de modo que a velocidade angular fosse controlada inicialmente, seguida pelo ângulo de ataque. Os resultados indicaram que a lógica *Fuzzy* apresentou respostas mais próximas das simulações e maior robustez frente a

perturbações inesperadas. Além disso, a implementação do controle *Fuzzy* mostrou-se mais intuitiva e menos dependente de modelos matemáticos rigorosos, diferentemente do PID, que exige maior fidelidade na representação dinâmica do sistema.

Lima (2015) apresentou uma contribuição abrangente tanto na modelagem quanto no controle de VANTs. A autora destacou os avanços tecnológicos que impulsionaram o desenvolvimento desses veículos, mas também os desafios relacionados às não linearidades, variações temporais, subatuações e perturbações aerodinâmicas. Foi desenvolvido um modelo dinâmico detalhado, desacoplado em subsistemas rotacional e translacional, permitindo uma análise mais clara dos movimentos. Para o controle, adotou-se uma estratégia em cascata: um Controle Preditivo Baseado em Modelo para altitude e orientação, e um controlador PID para o posicionamento no plano XY. Essa combinação possibilitou rastreamento de trajetória suave e robusto, mesmo diante de incertezas e perturbações.

Farias Filho (2016) abordou o uso do Controle Preditivo com compensação de não linearidades aplicado a quadricópteros. A proposta consistiu em utilizar diretamente o modelo não linear do sistema no processo de predição, incorporando suas características na formulação do controle por meio de uma estrutura afim. A comparação entre o controlador proposto e a versão linear tradicional foi realizada tanto em simulações quanto em experimentos com um protótipo em bancada. Os resultados evidenciaram desempenho superior, especialmente em condições em que o sistema se afastava do ponto de operação de linearização, demonstrando maior robustez e precisão.

Morais (2017) propôs um controlador híbrido *Fuzzy*-PID voltado para a estabilização de um drone quadricóptero de estrutura fixa. Nesse trabalho, a lógica *Fuzzy* foi empregada para realizar o autoajuste dinâmico dos ganhos K_p , K_i e K_d do controlador PID. Tal abordagem mostrou-se eficaz diante da dificuldade de modelar matematicamente a dinâmica não linear do sistema, permitindo suprimir variáveis imprevistas por meio da adaptação automática dos parâmetros de controle. Os experimentos realizados demonstraram resultados satisfatórios, segundo o autor, evidenciando a estabilização do veículo em voo e a otimização das respostas do sistema.

Singh *et al.* (2023) analisaram de forma abrangente o uso de algoritmos *Fuzzy* em veículos autônomos terrestres e aéreos. O estudo destacou a relevância da lógica

Fuzzy para lidar com incertezas, imprecisões e cenários dinâmicos, aplicando-a em tarefas como navegação, controle de atitude, desvio de obstáculos e planejamento de rotas. Os autores concluíram que sistemas *Fuzzy* frequentemente superam métodos tradicionais em robustez e tolerância a incertezas, embora ainda enfrentem desafios relacionados à eficiência computacional e à integração com outras técnicas de inteligência artificial.

Jennan e Mellouli (2024) introduziram uma abordagem robusta para o controle de quadricópteros, combinando lógica *Fuzzy* com a técnica *Fast Terminal Sliding Mode Control* (FTSMC). O controlador híbrido proposto alia a capacidade da lógica *Fuzzy* de lidar com incertezas e não linearidades à robustez do modo deslizante terminal rápido, que assegura convergência em tempo finito e elevada precisão. A lógica *Fuzzy* foi utilizada para ajustar dinamicamente os ganhos do controlador, adaptando-se às variações do sistema e às perturbações externas. Os resultados demonstraram desempenho superior em relação a métodos tradicionais, com destaque para tempo de resposta, precisão e robustez, mesmo em cenários adversos como mudanças bruscas de altitude ou ventos intensos.

A exploração da dinâmica de gangorra em veículos aéreos foi apresentada por Yechezkel e Arogeti (2025), que propuseram o “hexarotor gangorra” (*seesaw hexacopter*). Nesse projeto, seis propulsores foram organizados em três pares pivotantes, permitindo o controle não apenas pela variação da velocidade dos rotores, mas também pela vetorização do empuxo, obtida por meio da inclinação ativa das gangorras. Para governar a atitude do sistema, foi implementado um controlador não linear baseado na técnica de linearização por realimentação, que transforma a dinâmica não linear em um sistema linear e desacoplado. As simulações realizadas evidenciaram maior agilidade e manobrabilidade em comparação com multirotors convencionais, destacando o potencial da configuração proposta.

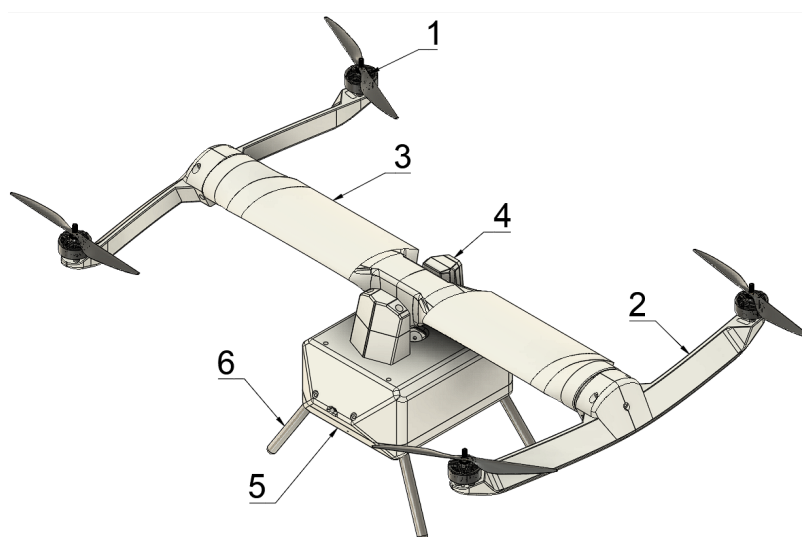
3 PROJETO ESTRUTURAL E ELETRÔNICO DO DRONE

Este capítulo apresenta o projeto de *hardware* e a arquitetura de sistema do VANT desenvolvido. O objetivo é detalhar os subsistemas mecânico e eletrônico que compõem o protótipo. A primeira seção aborda a arquitetura mecânica do drone, em que são descritos seus principais componentes estruturais e os propulsores utilizados. Em seguida, o capítulo detalha o projeto eletrônico, apresentando o circuito principal, os sensores embarcados e os respectivos diagramas de ligação. Por fim, são discutidos os componentes de comunicação e o algoritmo implementado para a filtragem dos dados dos sensores, essenciais para a operação do sistema de controle.

3.1 ARQUITETURA MECÂNICA

O drone do presente trabalho é apresentado na Figura 19, que ilustra a disposição construtiva da arquitetura de propulsão vetorial. A aeronave é classificada como um drone de propulsão vetorial devido a capacidade de direcionamento ativo do vetor de empuxo, caracterizado pela segregação dos eixos de controle e pela adoção de um mecanismo de inclinação livre das estruturas gangorras. O drone é composto pelos seguintes elementos principais: (1) quatro propulsores (conjunto motor-hélice), (2) duas estruturas gangorras, (3) asa principal inclinável, (4) suporte da asa, (5) corpo central e (6) suporte de pouso.

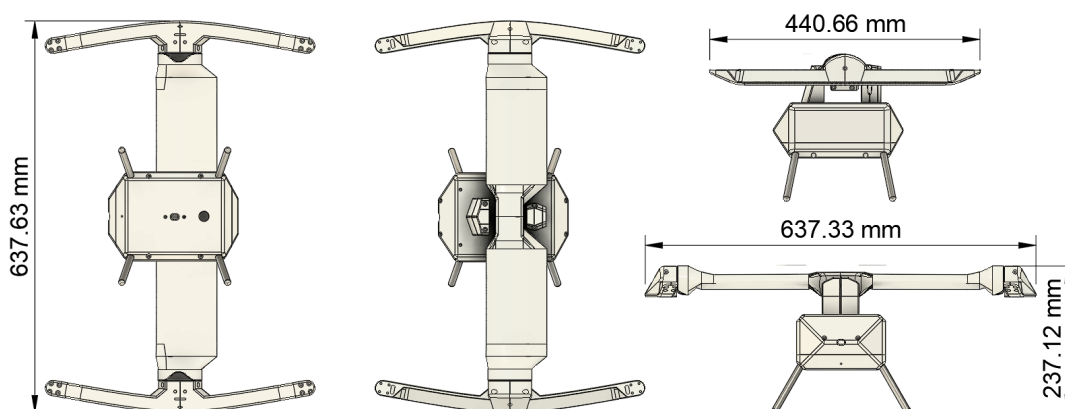
Figura 19 – Vista isométrica do drone.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A Figura 20 apresenta as vistas principais do drone, evidenciando suas dimensões estruturais que são fundamentais para a compreensão do projeto e para o correto dimensionamento de seus componentes. O drone possui uma envergadura de 637,63 mm, o que representa a distância máxima entre as extremidades das asas. Seu comprimento total é de 440,66 mm, medido da extremidade dianteira à traseira. Já a altura total da aeronave, do ponto mais baixo do suporte de pouso até o topo da estrutura, é de 237,12 mm. Essas medidas definem o envelope físico do sistema e influenciam diretamente na distribuição de massa, estabilidade e desempenho aerodinâmico do drone.

Figura 20 – Principais dimensões do drone.



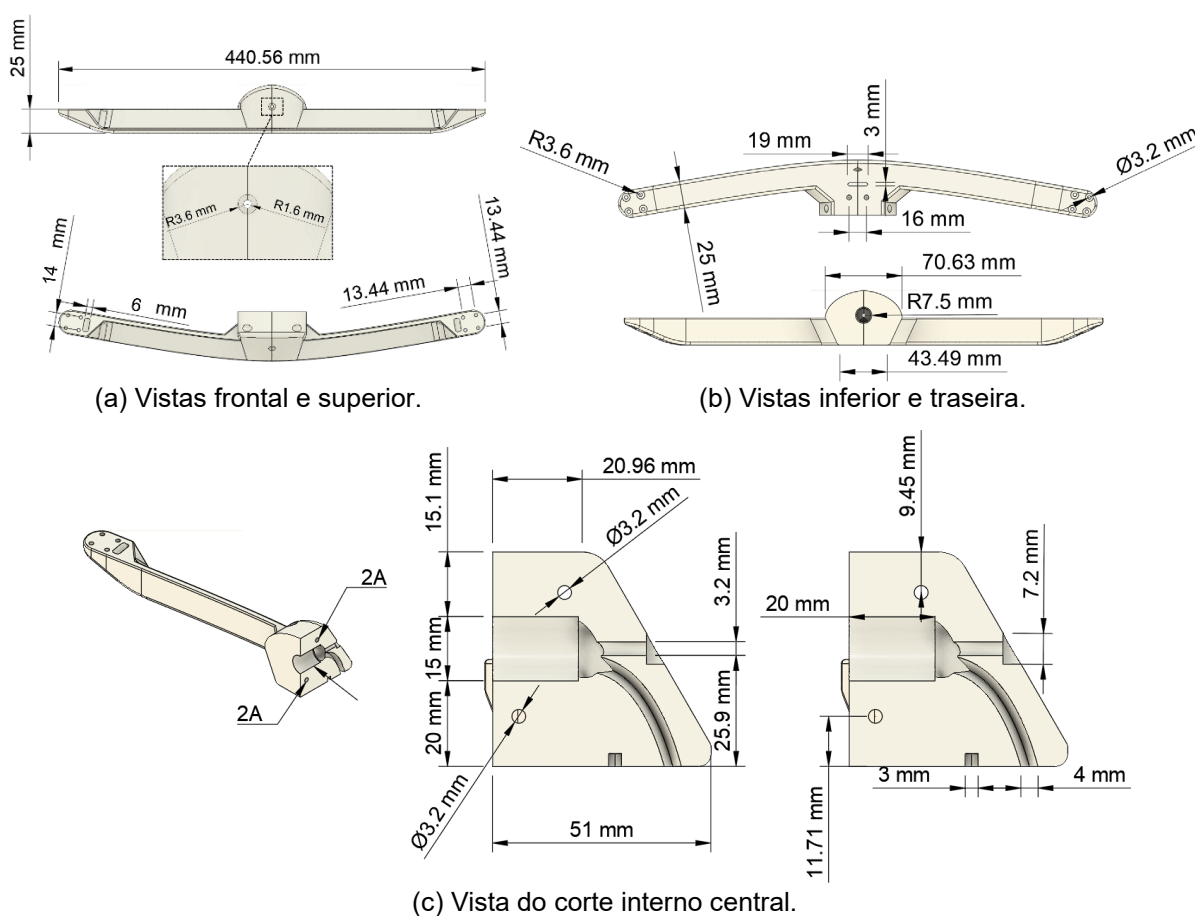
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

O conjunto estrutural somado aos propulsores, baterias, componentes elétricos e demais elementos, confere ao drone um peso total de 3,6kg. Os detalhes de dimensões e descrições de cada componente são descritos detalhadamente na Patente N° BR 20 2025 026060 9 de Tenani Neto *et al.* (2025) resultante desse trabalho. A seguir são apresentados, de forma resumida, os principais componentes estruturais do drone.

Estruturas Gangorras: As gangorras são estruturas rigidamente impressas que sustentam um par de propulsores e são conectadas à asa (3) de forma livremente articulada, semelhante a uma gangorra. O seu projeto permite a livre rotação em torno de um eixo paralelo à asa, convertendo o diferencial de empuxo dos motores adjacentes em um vetor de força que controla os eixos de *pitch*. Este mecanismo elimina a necessidade de atuadores dedicados e caixas de engrenagens complexas, proporcionando maior rapidez de vetorização do empuxo e menor peso estrutural.

A Figura 21 exibe vistas das estruturas gangorras com as principais dimensões. Este componente possui 440,56 mm de comprimento em um formato curvo em que seus braços medem 25 mm de largura e 25 mm de altura enquanto sua porção central tem altura 50,1 mm. Observa-se, também, que em cada extremidade dos braços há quatro orifícios para aparafusamento dos propulsores e na vista inferior, há dois orifícios centrais com 16 mm de espaçamento onde os sensores inerciais são parafusados.

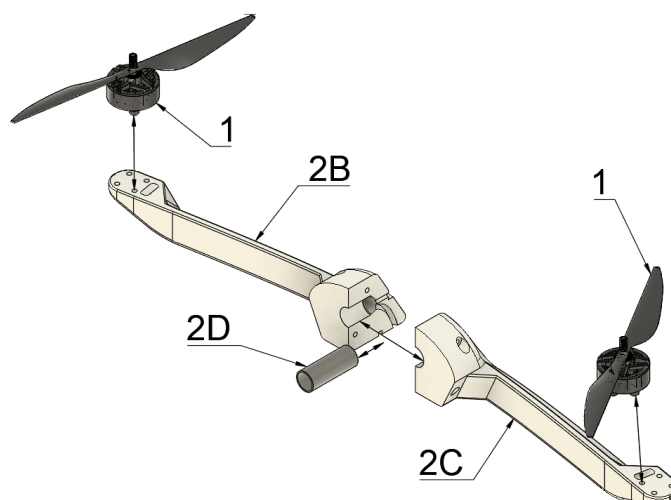
Figura 21 – Vistas das estruturas gangorras e suas principais dimensões.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

As estruturas gangorras são compostas por dois elementos, sendo eles os elementos direito (2B) e esquerdo (2C), conforme mostrado na Figura 22, e aparafusados através dos orifícios 2A mostrados na Figura 21(c) com um tubo de alumínio (2D – Figura 22) encaixado entre os mesmos, responsável por permitir a passagem dos condutores elétricos, que passam pelos dutos internos do componente, ao mesmo tempo que se faz o prendimento às asas.

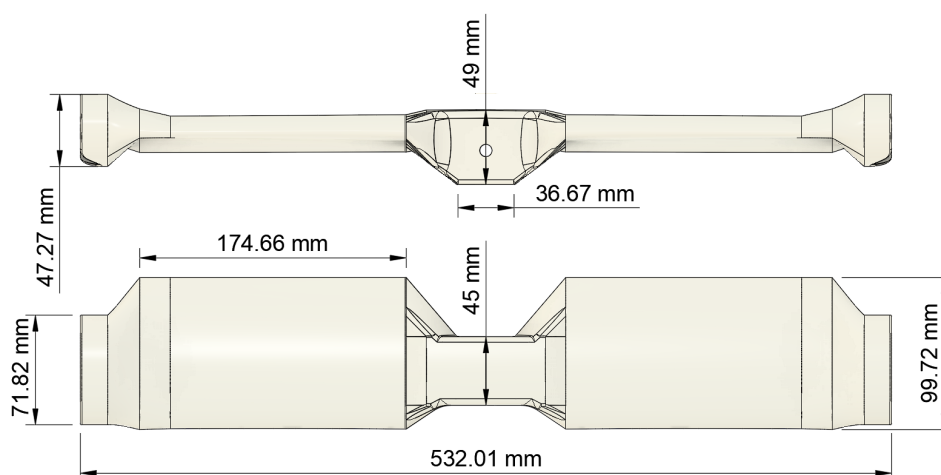
Figura 22 – Diagrama de montagem da estrutura gangorra.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Asa Principal Inclinável: A asa atua como um elemento estrutural de suporte e como atuador de atitude. Além de gerar sustentação em voo de translação, ela possui uma articulação central que permite a rotação ativa ao longo do eixo longitudinal. O controle do eixo de *roll* é inteiramente delegado a esta rotação, executada por um único servomotor de alto torque (localizado no Suporte da Asa). Na Figura 23 mostra-se as vistas da asa (3) e suas principais dimensões, sendo 532,01 mm de envergadura, 99,72 mm de comprimento e 49 mm de altura.

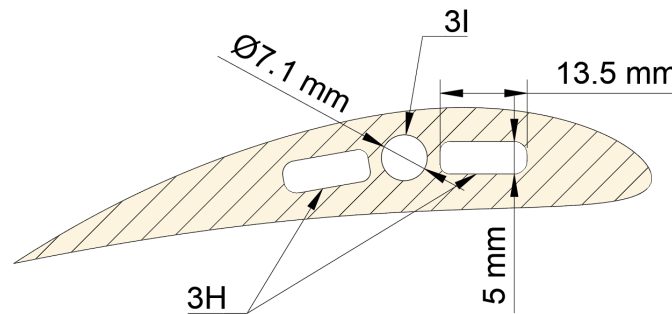
Figura 23 – Vistas frontal e superior da asa e suas principais dimensões.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Na Figura 26 é apresentado o perfil aerodinâmico através de um corte interno no aerofólio em que são mostrados os dutos (3H) de passagem dos condutores e o duto (3I) para passagem da haste de alumínio para reforço estrutural. Este perfil aerodinâmico segue o padrão internacional NACA 84XX.

Figura 26 – Vista do perfil aerodinâmico da asa.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Para VANTs com propulsão vetorial e arquitetura *tiltrotor*, o uso de asas se justifica primariamente para ganho de eficiência aerodinâmica em voos horizontais de alta velocidade, aproveitando o perfil aerodinâmico para gerar sustentação. No entanto, o presente trabalho foca unicamente no regime de voo vertical e estacionário *hovering* e translação lenta, não explorando o voo de cruzeiro horizontal. Neste contexto, o perfil NACA 84XX é empregado como um elemento estrutural rígido, possibilitando o acoplamento e posicionamento das estruturas gangorras nas suas extremidades.

A escolha de um perfil conhecido, como o NACA 84XX, visa preparar o modelo para futuras expansões. Ao incorporar um perfil aerodinâmico conhecido por suas propriedades de sustentação, o modelo possui o potencial inerente de ser aprimorado para realizar voos horizontais eficientes através de modificações aerodinâmicas mínimas ou da integração de um sistema de controle de transição. O coeficiente de sustentação (C_L) de uma asa pode ser calculado a partir da relação entre a força de sustentação (L_{sus}), a densidade do ar (ρ_∞), a velocidade relativa (V_∞) e a área da asa (S), conforme a equação (8) (Anderson JR, 2015).

$$C_L = \frac{2L_{sus}}{\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (8)$$

Além do coeficiente de sustentação, é interessante também determinar os coeficientes de arrasto e planeio. O coeficiente de arrasto (C_D) permite quantificar as

perdas aerodinâmicas da estrutura, sendo calculado de maneira análoga ao C_L , substituindo-se a força de sustentação (L_{sus}) pela força de arrasto (D), como observa-se na equação (9).

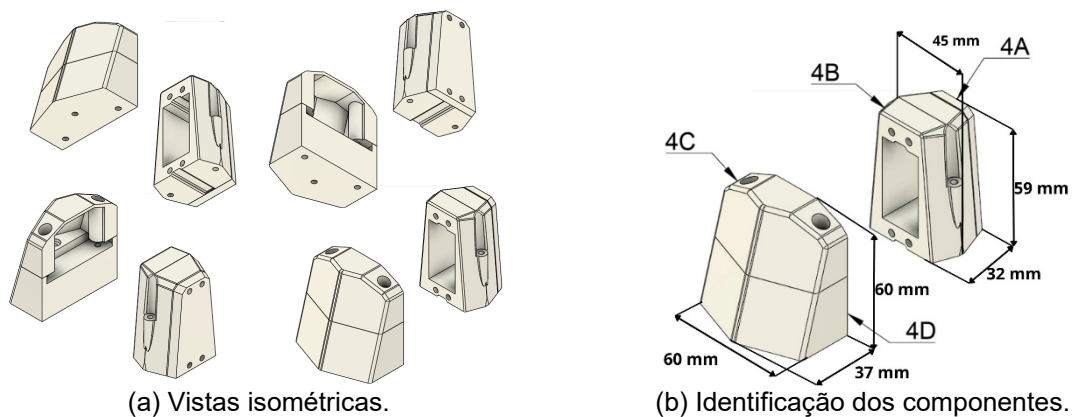
$$C_D = \frac{2D}{\rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} \quad (9)$$

O coeficiente de planeio, por sua vez, é a métrica fundamental da eficiência aerodinâmica, definida como a razão entre a sustentação e o arrasto. Ele pode ser expresso tanto pela razão das forças quanto pela razão dos coeficientes, conforme mostra a equação (10).

$$C_P = \frac{C_L}{C_D} \quad (10)$$

Suporte da Asa: Esta peça funciona como o ponto de articulação principal entre a asa (3) e o corpo central (5), acomodando o servomotor, permitindo que ele execute a inclinação precisa da asa (3) para o controle de *roll*. Na Figura 27 são apresentadas as vistas deste componente, sendo composto pela tampa (4A) do compartimento do servomotor, o compartimento do servomotor (4B) e as partes superior (4C) e inferior (4D) da base do rolamento, além das principais dimensões deste componente, sendo o conjunto (4A) e (4B) tendo 59 mm de comprimento, 45 mm de largura e 32 mm de profundidade e o conjunto (4C) e (4B) tem 60 mm de comprimento, 60 mm de largura e 37 mm de profundidade.

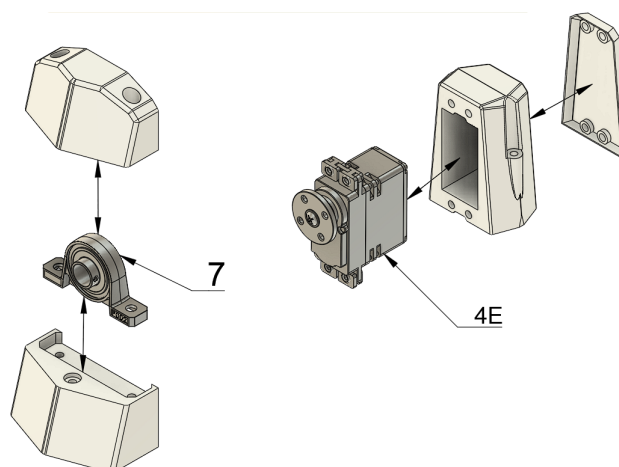
Figura 27 – Vistas (a) e identificação (b) do suporte da asa.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Na Figura 28 é apresentado o diagrama de montagem desse componente com o rolamento (7) e o servomotor (4E).

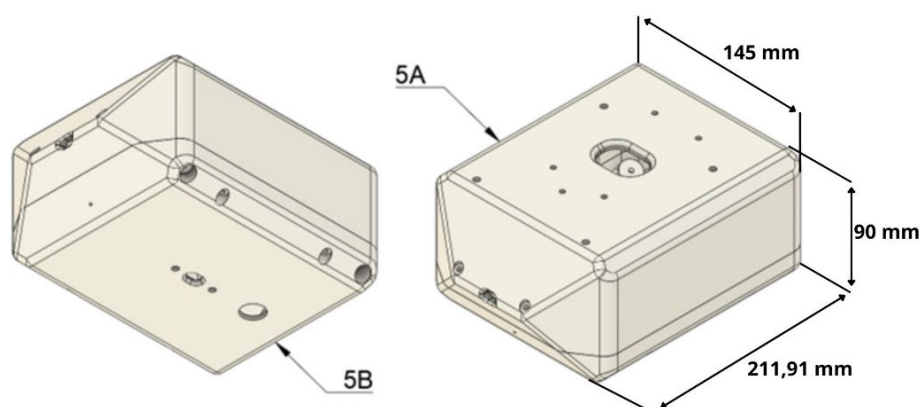
Figura 28 – Diagrama de montagem do suporte da asa.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Corpo Central: O corpo central do drone, conforme ilustrado na Figura 29, desempenha um papel fundamental como unidade estrutural e funcional do sistema. É nele que se encontram os principais componentes eletrônicos responsáveis pelo controle e operação do aparelho, incluindo o microcontrolador ESP32 S3, a placa de circuitos, o ESC (controlador eletrônico de velocidade), as baterias de lítio e o receptor de sinais de rádio. Assim, o corpo central atua como um verdadeiro hub, garantindo proteção física e isolamento adequado para os sistemas eletrônicos sensíveis. Em sua composição, o corpo central é formado por dois elementos principais: o corpo superior (5A) e o corpo inferior (5B). Suas dimensões são de 211,91 mm de comprimento, 145 mm de largura e 90 mm de altura.

Figura 29 – Vistas do corpo central.

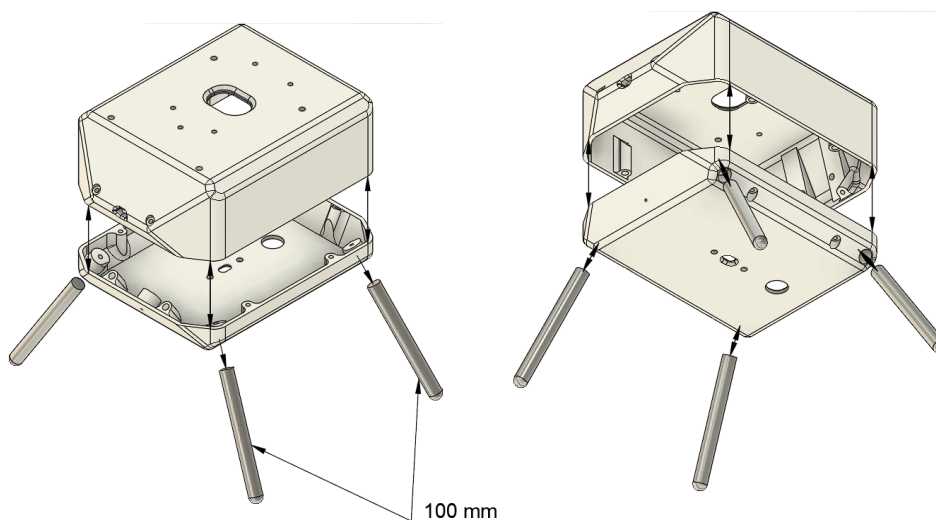


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Suporte de Pouso: O suporte de pouso (trem de pouso fixo) consiste em hastes estruturais leves de alumínio fixadas à parte inferior do corpo central (5). Sua

função é proporcionar o apoio estrutural necessário durante as fases de decolagem e pouso, mantendo a fuselagem e os propulsores elevados do solo e absorvendo pequenos impactos. Na Figura 30 se ilustra o diagrama de montagem do corpo central com o suporte de pouso.

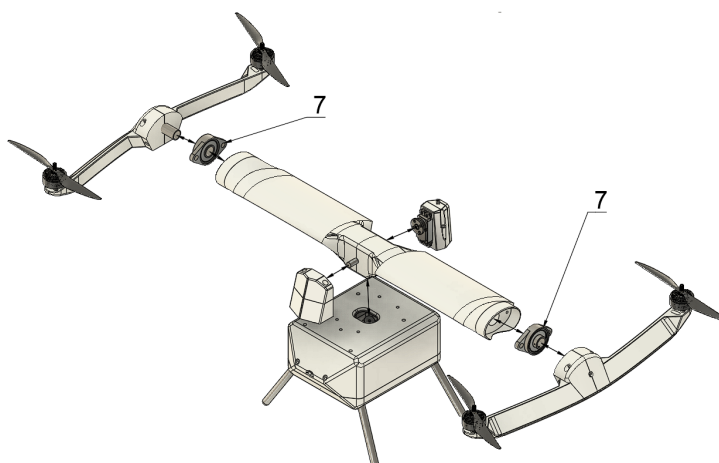
Figura 30 – Diagrama de montagem do corpo central e dos suportes de pouso.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Na Figura 31 é apresentado o diagrama de montagem do drone com todos seus componentes principais: propulsores (1), gangorras (2), asa (3), suporte da asa (4), corpo central (5), suporte de pouso (6) e os rolamentos (7).

Figura 31 – Diagrama de montagem do drone.

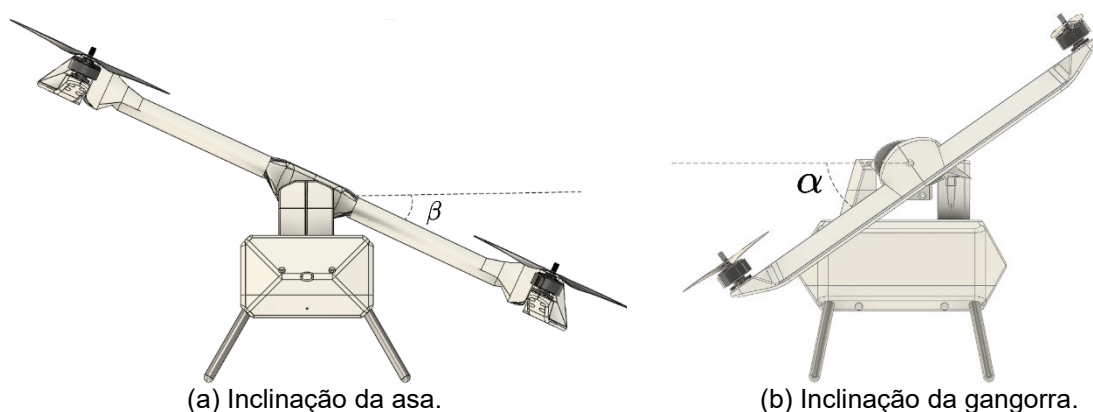


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Ao inclinar a asa (ângulo β) para a esquerda ou para a direita através do servomotor, conforme exemplificado na Figura 32, a direção da força de empuxo dos motores é alterada, gerando um vetor que resulta no movimento lateral do drone em

voo. Esta disposição oferece um controle lateral mais eficiente e direto, sem a necessidade de variar a velocidade de múltiplos rotores, o que é um dos principais diferenciais funcionais do modelo. As estruturas gangorras estão localizadas nas extremidades da asa, sendo capazes de rotacionar (ângulo α) independentemente em torno de um eixo paralelo à envergadura da asa.

Figura 32 – Exemplos de inclinação de asa (a) e gangorra (b).



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Diferentemente dos tiltrotores que utilizam atuadores dedicados, o controle dos eixos de *pitch* e *yaw* é realizado pelas gangorras sem atuadores dedicados. O mecanismo opera pela manipulação do diferencial de empuxo entre os pares de motores idênticos instalados em cada gangorra. Ao variar a velocidade de rotação de forma assimétrica, gera-se um desequilíbrio de força que induz a rotação livre da gangorra, vetorizando o empuxo para a direção desejada. Este princípio elimina a necessidade de motores de inclinação e caixas de engrenagens.

A estrutura do protótipo do drone é fabricada em grande parte por meio de tecnologia de impressão 3D. Para a produção dos componentes estruturais, como as estruturas gangorras, a asa, o suporte da asa e o corpo central, utiliza-se o material termoplástico PLA (ácido polilático), um polímero biodegradável conhecido por sua facilidade de impressão e rigidez. As peças foram modeladas com o *software* Autodesk Fusion, onde foram gerados os arquivos digitais no formato STL (*Stereolithography*). Posteriormente, os arquivos foram processados num *software* Slicer (fatiador) para definir os parâmetros de impressão, como preenchimento (*infill*) e altura da camada. Finalmente, as peças da estrutura foram fabricadas através do método de Manufatura Aditiva por Fusão de Filamento (FFF/FDM) na impressora 3D do tipo Cartesiana, modelo GTMax3D Core A1V2. Essa abordagem de fabricação

facilita a customização e a produção em pequena escala, otimizando o custo e o tempo de desenvolvimento. As Figuras 33 e 34 mostram o protótipo do drone já construído, onde se visualizam o drone com as asas e as gangorras inclinadas, respectivamente.

Figura 33 – Drone real com as gangorras inclinadas.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 34 – Drone real com a asa inclinada.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

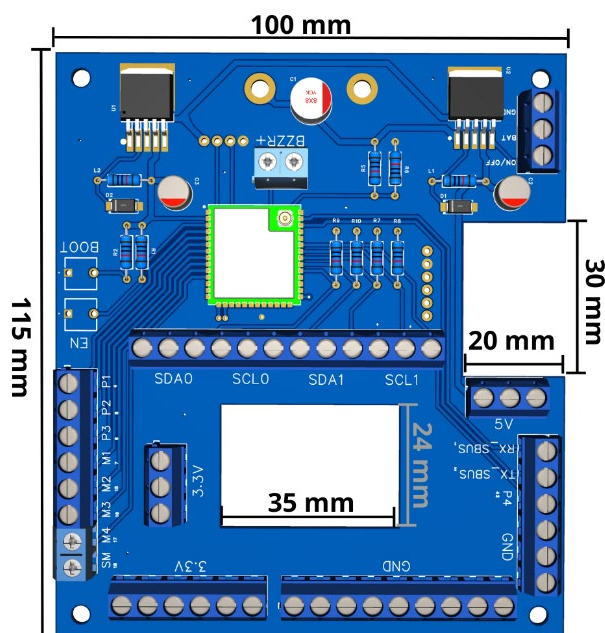
Dessa forma, o protótipo do drone apresenta uma configuração construtiva capaz de proporcionar maior agilidade e melhor resposta aos comandos em comparação com modelos de estrutura fixa. Além disso, destaca-se pela simplicidade mecânica, obtida pela eliminação de atuadores de inclinação, o que resulta em maior confiabilidade operacional e em uma segregação eficiente dos eixos de controle (sendo o movimento de *roll* realizado pelas asas e os de *pitch* e *yaw* pela inclinação

das gangorras). Outro aspecto relevante é o baixo custo de fabricação, aliado à possibilidade de reprodução em ambiente laboratorial e à sustentabilidade proporcionada pelo uso de PLA como material principal.

3.2 CIRCUITO ELETRÔNICO E AQUISIÇÃO DE DADOS

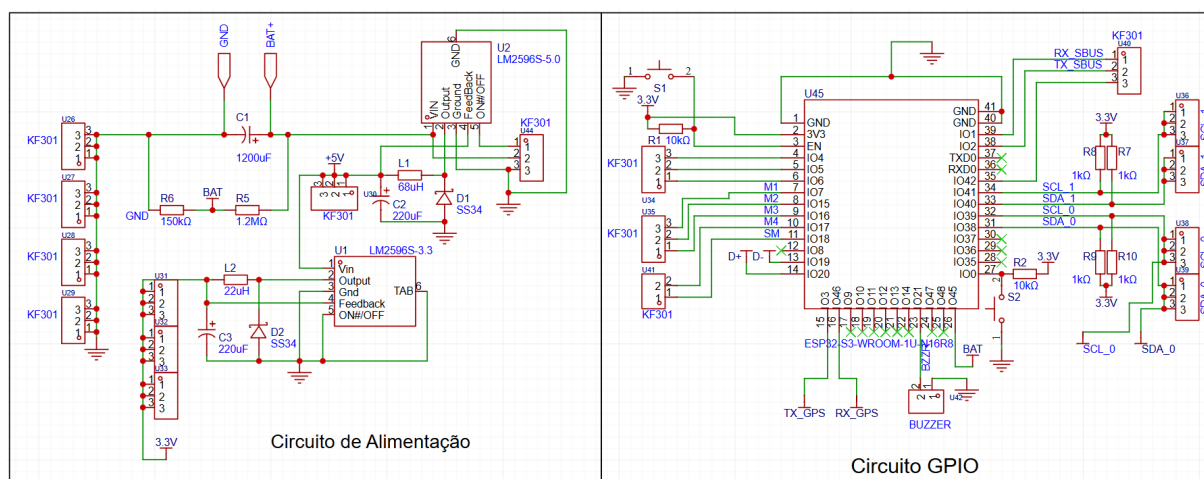
O circuito eletrônico desenvolvido tem como objetivo o controle de voo e a estabilização da aeronave. A Placa de Circuito Impresso (PCB) é mostrada na Figura 35 medindo 100 mm de largura e 115 mm de comprimento e é composta pelo microcontrolador ESP32 S3, capacitores eletrolíticos de 220 μ F e 1200 μ F, indutores de 68 μ H e 22 μ H, resistores PullUp de 1 k Ω e 10 k Ω e dois diodos para a filtragem de sinais, além de dois reguladores de tensão (LM2596S) e dezoito conectores (KF301), conforme mostrado nos diagramas elétrico na Figura 36. O elemento central de processamento é formado por um microcontrolador ESP32 S3, sendo este responsável por toda a lógica de controle e comunicação com sensores, receptor de sinais de rádio, ESC, motores e servomotor.

Figura 35 – Placa de circuito impresso do drone.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

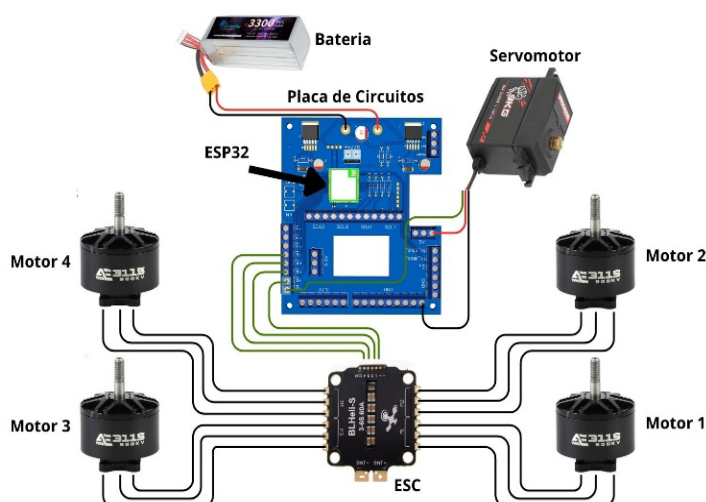
Figura 36 – Diagrama elétrico da placa de circuito impresso do drone.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

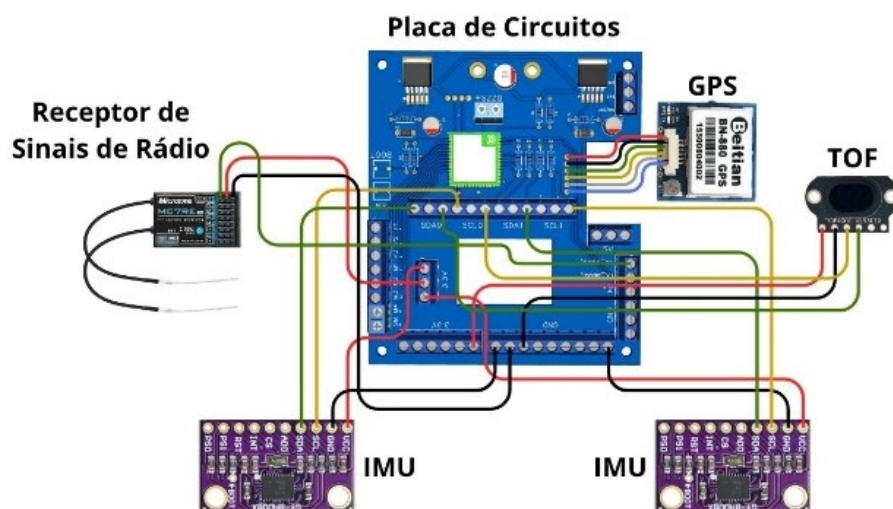
De forma a maximizar a performance do sistema, a comunicação é dividida em dois barramentos de comunicação I2C, onde são conectados os sensores inerciais (IMU) instalados nas gangorras, os sensores de distância TOF, e o sensor magnetômetro do GPS. A comunicação com o ESC (Controle Eletrônico de Velocidade – *Electronic Speed Controller*) usa um protocolo digital Dshot600 que fornece maior precisão e menor tempo de resposta quando se comparado à protocolos analógicos PWM. Na comunicação com o receptor de sinais de rádio e com o sensor de localização do GPS utilizam protocolos digitais, sendo o SBUS para o receptor de rádio e UART para o GPS. Nas Figuras 37 e 38 são apresentados os diagramas de conexão da PCB com os demais componentes elétricos do drone.

Figura 37 – Diagrama de conexão dos motores, ESC, servomotor e bateria na PCB.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 38 – Diagrama de conexão dos sensores e receptor de rádio na PCB.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

3.2.1 Propulsores, ESC e Baterias

A escolha e dimensionamento do sistema de propulsão são etapas críticas na engenharia de VANTs, pois definem fundamentalmente o desempenho aerodinâmico, a autonomia de voo e a capacidade de carga da aeronave. Um sistema de propulsão eficiente deve ser capaz de gerar o empuxo necessário para superar a força peso do veículo em voo pairado e fornecer a reserva de potência para manobras dinâmicas e voo nivelado na velocidade desejada, minimizando simultaneamente o consumo energético.

O presente modelo adota um sistema de propulsão composto por quatro motores BLDC (Motor de Corrente Contínua Sem Escovas – *Brushless* DC) cada um acoplado diretamente a uma hélice de três pás. Os motores BLDC são amplamente reconhecidos na indústria aeroespacial de VANTs pela sua alta relação potência-peso, eficiência energética superior e longa vida útil em comparação com os motores com escovas. O modelo escolhido para compor o projeto foi o AxisFlying AE3115, mostrado na Figura 39, com taxa de rotação de 900KV. A designação 900KV indica que o motor é capaz de atingir 900 rotações por minuto (RPM) por cada unidade de tensão (V) aplicada na condição de ausência de carga. Esta taxa, tipicamente considerada baixa, é estrategicamente escolhida para operar com hélices de maior diâmetro e passo, priorizando a eficiência e o torque em detrimento da velocidade máxima de giro.

Figura 39 – Motor AxisFlying AE3115.

Fonte: AxisFlying, 2025 ⁶.

No que se refere às hélices, o protótipo utiliza o modelo HQ MacroQuad Prop 9x5x3 que são apresentadas na Figura 40. Essas hélices, com diâmetro de 9 polegadas e passo de 5, foram projetadas em configuração tripá, o que proporciona maior eficiência na geração de empuxo e melhor estabilidade em voo, especialmente em manobras que exigem resposta rápida. A presença de pares com rotação contrária (CW e CCW) assegura o balanceamento do torque reativo, fundamental para a estabilidade do drone e o material empregado (nylon reforçado com fibra de vidro) combina leveza com elevada resistência mecânica, garantindo durabilidade e reduzindo deformações sob altas cargas aerodinâmicas.

Figura 40 – Hélice HqProp MacroQuad

Fonte: HqProp, 2025 ⁷.

O subsistema de energia é vital para a operação e desempenho de qualquer VANT, pois determina diretamente a autonomia de voo e a capacidade de fornecer a potência de pico necessária durante manobras dinâmicas. A escolha das baterias deve ser guiada por um equilíbrio entre a densidade de energia (para prolongar a

⁶ <https://www.axisflying.com/products/axisflying-ae3115-3-6s-brushless-motor-for-10-inch-fpv-drone?VariantId=1035>

⁷ <https://www.hqprop.com/hq-macroquad-prop-9x5x31ccw1cw-black-glass-fiber-reinforced-nylon-p0298.html>

duração do voo) e a taxa de descarga (para garantir o fornecimento de corrente sob alta demanda).

Para atender às exigências energéticas e de potência do conjunto de propulsão, a aeronave foi equipada com duas baterias modelo Teranty (Figura 41) de seis módulos LiPo, totalizando 22,2V nominalmente. A capacidade de 6000 mAh de cada unidade é um fator determinante na maximização do tempo de operação do VANT. Adicionalmente, a característica de 60C (taxa de descarga contínua) assegura que as baterias são capazes de fornecer uma alta corrente de pico, crucial para sustentar o empuxo máximo exigido pelos motores BLDC durante acelerações bruscas ou em situações de emergência, sem incorrer em quedas excessivas de tensão que poderiam comprometer a estabilidade do sistema de controle.

Com o objetivo de duplicar a capacidade energética disponível, duas unidades de 6000 mAh são utilizadas em uma configuração de conexão em paralelo. Esta arquitetura não apenas eleva a capacidade total para 12000 mAh, estendendo significativamente o alcance e a autonomia do VANT, mas também divide a demanda total de corrente entre as duas unidades. Ao dividir a carga, a corrente extraída de cada bateria é reduzida pela metade, diminuindo o estresse térmico, minimizando a queda de tensão sob carga e, conseqüentemente, prolongando a vida útil e a eficiência operacional do sistema de armazenamento de energia.

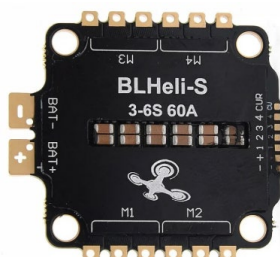
Figura 41 – Bateria Teranty 6000mAh.



Fonte: FlyRobo, 2025.

O controle preciso da velocidade e do torque de cada motor BLDC é fundamental para a estabilidade, manobrabilidade e eficiência de um VANT. Essa função é desempenhada pelo ESC. O projeto emprega um ESC de 60A 4-em-1, mostrado na Figura 42, baseado no *firmware* BLHeli_S. A arquitetura 4-em-1 centraliza quatro ESCs individuais em uma única placa de circuito impresso, o que simplifica a fiação, reduz o peso e otimiza o *layout* do sistema de propulsão.

Figura 42 – ESC BLHeli_S 4in1.



Fonte: FlyRobo, 2025⁸.

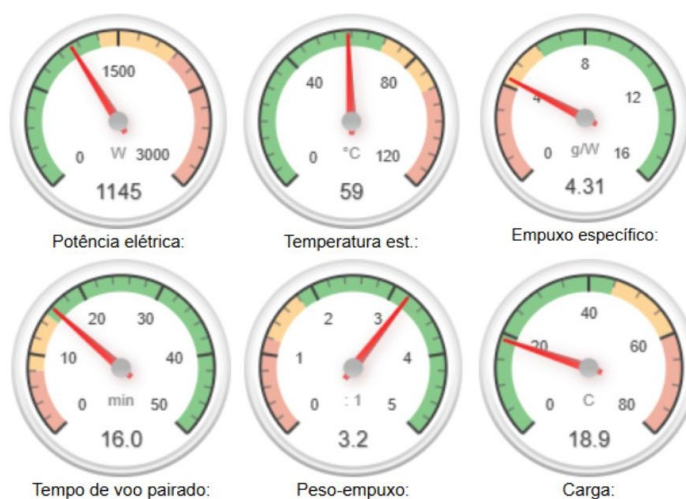
A classificação de 60A indica a corrente máxima contínua que o dispositivo pode fornecer a cada motor, um requisito de *hardware* crucial para suportar a demanda energética dos motores AxisFlying AE3115 sob condições de voo agressivas. O ESC BLDC opera através da comutação eletrônica do fluxo de corrente contínua da bateria para as três fases do motor. Ao invés de usar escovas mecânicas (como nos motores *brushed*), o ESC utiliza transistores MOSFETs dispostos em uma ponte completa para gerar uma onda trifásica de corrente alternada que energiza sequencialmente os enrolamentos do motor, criando o campo magnético rotativo que impulsiona o rotor, cuja velocidade de rotação é definida pela frequência e a largura de pulso dessa onda.

O desempenho dinâmico e a baixa latência do ESC são significativamente aprimorados pelo uso de protocolos de comunicação digital, característicos do *firmware* BLHeli_S. Diferentemente do protocolo PWM analógico padrão, que opera a taxas de atualização limitadas (tipicamente 50 Hz), os protocolos digitais permitem uma comunicação mais rápida e precisa entre a controladora de voo (ESP32 S3) e o ESC. O BLHeli_S suporta protocolos como DShot, que é amplamente utilizado. Este é um protocolo de comunicação puramente digital e mais robustos a ruídos elétricos, que envia o valor da aceleração do motor como um pacote de dados codificado digitalmente. Sua principal vantagem é a ausência de calibração do *throttle* (acelerador) e a imunidade a ruídos elétricos, o que resulta em maior precisão e latência mínima. O DShot600, usado no presente modelo, opera a 600 kBit/s, permitindo que a controladora de voo atualize o comando de velocidade dos motores em intervalos de tempo extremamente curtos, oferecendo baixa latência, sendo este um fator crítico para o desempenho e a estabilidade do *loop* de controle.

⁸ https://www.flyrobo.in/60a-blheli_s-4in1-3-6s-brushless-esc

As escolhas dos componentes de propulsão e energia foram feitas baseada em estimativas usando a plataforma eCalc⁹, onde é possível inserir parâmetros do drone como peso, capacidade das baterias, profundidade de descarga, tipos de hélices, motores e ESC, resultando em parâmetros de eficiência de voo. A Figura 43 apresenta essas estimativas justificando a escolha do conjunto de propulsão seguindo os padrões de boas práticas apresentadas, sendo estes, por exemplo: a relação peso-empuxo maior que 1,8 (3,2 no presente projeto, isto é, o conjunto dos quatro propulsores são capazes de gerar um empuxo total 3,2 vezes maior que o peso do drone), o tempo de voo pairado de 16 min, potência elétrica máxima e a temperatura do motor.

Figura 43 – Índices de eficiência de voo.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 44 são apresentados os demais parâmetros de voo, em que adicionalmente é possível estimar a capacidade de carga do drone (6,491 kg) e potência elétrica consumida tanto em voo pairado (848,9 W), como em performance máxima (5021,3 W), sendo este de extrema necessidade para dimensionar o circuito de acionamento, o ESC e os condutores elétricos.

⁹ <https://www.ecalc.ch/xcoptercalc.php>

Figura 44 – Parâmetros de desempenho de voo do drone.

Bateria		Motor @ Eficiência ótima		Motor @ Máximo	
Carga:	18.85 C	Corrente:	57.83 A	Corrente:	56.55 A
Tensão:	20.50 V	Tensão:	20.20 V	Tensão:	20.25 V
Tensão nominal:	22.20 V	Revoluções*:	17237 rpm	Revoluções*:	17310 rpm
Energia:	266.4 Wh	Potência elétrica:	1168.5 W	Potência elétrica:	1145.0 W
Capacidade total:	12000 mAh	Potência mecânica:	1002.1 W	Potência mecânica:	981.8 W
Capacidade utilizada:	10200 mAh	Eficiência:	85.8 %	Peso-potência:	1272.2 W/kg
Tempo de voo mínimo:	2.7 min				577.1 W/lb
Tempo de voo variado:	11.8 min			Eficiência:	85.7 %
Tempo de voo pairado:	16.0 min			Temperatura est.:	59 °C
Peso:	1896 g				138 °F
	66.9 oz			Rm:	31.7 mΩ
		Leituras do medidor Watt		ESC:	121170 epm
		Corrente:	226.2 A		
		Tensão:	20.5 V		
		Potência:	4637.1 W		
Motor @ Pairado		Totais		Multirotor:	
Corrente:	9.56 A	Peso componentes:	3186 g	Peso total:	3600 g
Tensão:	21.87 V		112.4 oz		127 oz
Revoluções*:	8728 rpm	Peso-empuxo:	3.2 : 1	Carga adicional:	6491 g
Aceleração (log):	29 %	Corrente @ Pairado:	38.24 A		229 oz
Aceleração (linear):	46 %	P(entrada) @ Pairado:	848.9 W	Inclinação máxima:	69 °
Potência elétrica:	209.0 W	P(saída) @ Pairado:	712.2 W	Velocidade máxima:	138 km/h
Potência mecânica:	178.1 W	Eficiência @ Pairado:	83.9 %		85.7 mph
Peso-potência:	235.8 W/kg	Corrente @ máx:	226.18 A	intervalo estimado:	- m
	107 W/lb	P(entrada) @ máx:	5021.3 W		- mi
Eficiência:	85.2 %	P(saída) @ máx:	3927.3 W	Taxa estimada de ascensão:	20.6 m/s
Temperatura est.:	31 °C	Eficiência @ máx:	78.2 %		4055 pé/min
	88 °F			Área de disco total:	16.42 dm²
Empuxo específico:	4.31 g/W				254.51 in²
	0.15 oz/W			Tolerância a perda de motor:	

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

3.2.2 Sensores de Atitude e Orientação

O controle preciso das estruturas gangorras depende fundamentalmente da leitura angular e inercial. Para tal, o sistema utiliza o sensor inercial MPU6050 (Figura 45), que integra acelerômetro e giroscópio em um único chip. Este componente é instalado em cada estrutura gangorra, permitindo a leitura dos ângulos de *pitch* e *roll* em tempo real. As informações de atitude obtidas são cruciais para a lógica do controlador *Fuzzy*, que realiza ajustes dinâmicos nos comandos dos propulsores com base na inclinação detectada, sendo o alicerce do sistema de vetorização de empuxo. Para a estimativa robusta do ângulo de *yaw* (guinada) e orientação direcional, o sistema incorpora um magnetômetro HMC5883 (Figura 46), que fornece referência baseada no campo magnético terrestre, assegurando uma orientação espacial confiável.

Figura 45 – Sensor MPU6050.

Fonte: InvenSense, 2013 ¹⁰.

Figura 46 – Sensor GPS e magnetômetro.



Fonte: Beitian, 2019.

3.2.3 Sensores de Posicionamento e Altitude

Para leitura de posicionamento, o sistema conta com um módulo GPS BN-880 (Figura 46), responsável por fornecer coordenadas globais, velocidade de deslocamento e dados de trajetória. A precisão na estabilização de altitude, especialmente em baixas alturas, é garantida a partir do sensor TOF, modelo TOF400C-VL53L1X (Figura 47), posicionado na parte inferior do drone para o controle de altitude em faixas próximas ao solo, com alcance eficaz de até 4 metros. Este sensor permite uma estabilização vertical precisa durante manobras de pouso e voo em baixa altitude.

Figura 47 – Sensor TOF400C-VL53L1X.

Fonte: STMicroelectronics, 2024 ¹¹.

3.2.4 Recepção e Comunicação de Comandos

A comunicação e o controle remoto são vitais para a operação do dispositivo. A comunicação entre o sistema embarcado e a estação de controle é realizada por meio do receptor de sinais de rádio Microzone MC7REV2 (Figura 48), que utiliza o protocolo digital SBUS. Este dispositivo permite a recepção de comandos remotos do operador, viabilizando o controle manual e a reconfiguração de parâmetros operacionais.

¹⁰ <https://invensense.tdk.com/wp-content/uploads/2015/02/MPU-6000-Datasheet1.pdf>

¹¹ <https://www.st.com/resource/en/datasheet/vl53l1x.pdf>

Figura 48 – Controle e receptor de sinais de rádio MC7REV2.



Fonte: Microzone, 2022 ¹².

3.2.5 Algoritmo Madgwick AHRS

A estimação precisa da orientação no espaço tridimensional utilizando sensores inerciais de baixo custo é um desafio fundamental devido às limitações inerentes a cada sensor. O giroscópio, que mede a velocidade angular, fornece uma estimativa de orientação menos suscetível a ruídos e com alta frequência de resposta, mas a integração de seu sinal para obter o ângulo leva a um acúmulo de erros ao longo do tempo, um fenômeno conhecido como deriva (*drift*), que o torna impreciso a longo prazo. Por outro lado, o acelerômetro mede a aceleração linear e, em condições estáticas, pode determinar a direção da gravidade, fornecendo uma referência de atitude (ângulos *roll* e *pitch*) que não sofre de deriva. No entanto, ele é extremamente suscetível a ruídos e a acelerações externas, tornando-o não muito confiável durante a dinâmica. Para resolver essa dicotomia, em que um sensor é preciso a curto prazo e outro a longo prazo, são necessários algoritmos de fusão de sensores.

O algoritmo Madgwick é um Sistema de Referência de Atitude e Direção (*Attitude and Heading Reference System* - AHRS) desenvolvido por Madgwick *et al.* (2011), se destaca por sua alta eficiência computacional e robustez. Sua principal função é realizar a fusão de dados de sensores de uma IMU composta por um giroscópio e um acelerômetro, para fornecer uma estimativa precisa e livre de *drift* da orientação de um corpo em três dimensões. A orientação é representada matematicamente através de quatérnios, uma notação que evita problemas de singularidade, como o *gimbal lock* (quando ocorre a perda de um grau de liberdade devido ao alinhamento dos eixos de rotação) comumente associados aos ângulos de Euler (*roll*, *pitch*, *yaw*).

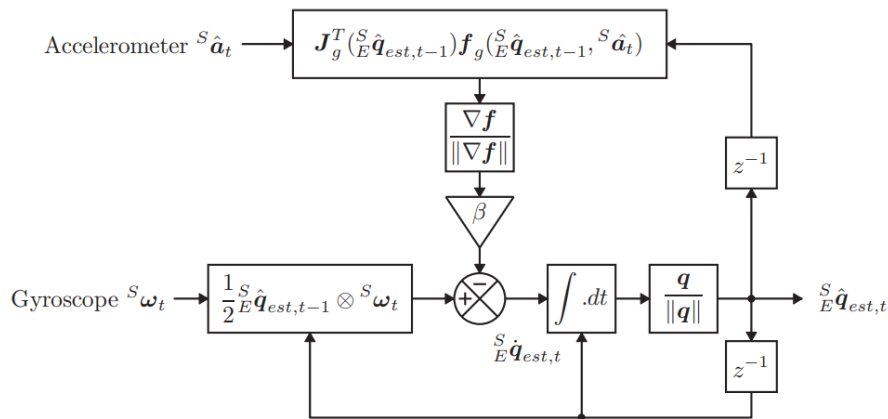
¹² <http://microzone.cn/notes/6C-MINI/%E8%BF%B7%E4%BD%A06C%E8%AF%B4%E6%98%8E%E4%B9%A6%E4%BC%88%E8%8B%B1%E6%96%87%E4%BC%89.pdf>

Os quatérnios são uma entidade matemática que estende o conceito dos números complexos. Diferentemente de descrever uma orientação através de três ângulos sequenciais e interdependentes, um quatérnio utiliza quatro componentes para encapsular uma rotação como uma única operação: um eixo de rotação no espaço 3D e um ângulo de giro em torno desse eixo (equação 11) sendo os termos q_0 , q_1 , q_2 e q_3 números reais em que q_0 é um componente escalar e os demais são os coeficientes da parte vetorial, associados às bases imaginárias $(\hat{i}, \hat{j}, \hat{k})$. Os quatérnios são computacionalmente mais eficientes para concatenar múltiplas rotações e permitem uma interpolação suave e sem ambiguidades entre duas orientações, tornando-os o padrão da indústria para aplicações que exigem cálculos de atitude precisos e estáveis, como em drones, motores de jogos e algoritmos de fusão de sensores.

$$q = q_0 + q_1\hat{i} + q_2\hat{j} + q_3\hat{k} \quad (11)$$

O princípio de funcionamento do algoritmo, apresentado na Figura 49, baseia-se em um ciclo de predição e correção. Na etapa de predição, a orientação é estimada a partir da integração direta das velocidades angulares fornecidas pelo giroscópio. Embora o giroscópio ofereça uma excelente resposta dinâmica a movimentos rápidos, a integração de seu sinal inevitavelmente acumula erros ao longo do tempo, um fenômeno conhecido como *drift*. Para solucionar essa limitação, a etapa de correção utiliza os dados do acelerômetro como vetores de referência absolutos. O acelerômetro mede o vetor da força da gravidade, servindo como referência no espaço inercial.

Figura 49 – Diagrama de blocos da estimação da orientação com acelerômetro e giroscópio.



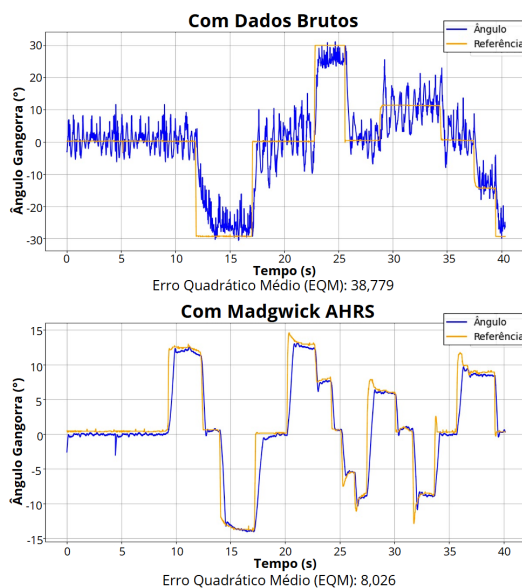
Fonte: Madgwick *et al.* 2011.

Em vez de utilizar filtros complexos como o Filtro de Kalman Estendido, o Madgwick AHRS trata a correção de deriva como um problema de otimização, resolvido através do método de gradiente descendente. O algoritmo define uma função de custo ($\dot{S}_{E\dot{q}_{est,t}}$) que representa a diferença entre a orientação estimada pelo giroscópio e a orientação inferida a partir dos vetores de referência. O gradiente dessa função (∇f) é então calculado, apontando a direção do erro no quatérnio de orientação. A orientação predita pelo giroscópio é, então, corrigida dando um pequeno passo na direção oposta ao gradiente, efetivamente minimizando o erro de orientação.

A magnitude desse passo de correção é controlada por um único parâmetro de ganho (β). Este ajustável representa a confiança do filtro nos dados do acelerômetro em detrimento do giroscópio. Um valor de β mais alto resulta em uma convergência mais rápida, porém torna o sistema mais suscetível a ruídos e acelerações externas. Por outro lado, um β menor confia mais no giroscópio, resultando em uma estimativa mais suave e com correção de deriva mais lenta.

Em implementações físicas, a unidade de controle deve observar o estado do sistema. Nas estruturas gangorras, os ângulos de inclinação são medidos pelo sensor inercial MPU6050, que fornece dados brutos suscetíveis a ruídos e imprecisões. Para mitigar tais interferências, emprega-se o algoritmo de fusão AHRS de Madgwick. A Figura 50 demonstra a eficácia deste algoritmo na filtragem dos dados, resultando em um aumento significativo da precisão nas medições do ângulo de inclinação.

Figura 50 – Comparação da leitura do ângulo de inclinação das gangorras com e sem o AHRS.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

4 MODELAGEM DO DRONE

Este capítulo é dedicado à modelagem do drone. A abordagem se inicia tratando o VANT como um sistema dinâmico não linear, onde são definidas sua cinemática e as principais variáveis incluindo os sistemas de referência, atitude do voo e as variáveis primárias. Em seguida, o capítulo foca nos subsistemas que geram força, apresentando a modelagem matemática do sistema de propulsão e das estruturas gangorras e o levantamento dos parâmetros de dimensão e empuxo. Finalmente, todos os componentes são integrados para se obter a modelagem computacional do drone por meio do *toolbox Simscape Multibody* no ambiente MATLAB/Simulink, que descreve seu comportamento e movimentação espacial.

4.1 O VANT COMO UM SISTEMA DINÂMICO NÃO LINEAR

Os estudos de VANTs sob a ótica de sistemas dinâmicos não lineares são fundamentais para compreender os desafios inerentes ao seu controle e operação. Por definição, um VANT caracteriza-se como um sistema que apresenta evolução temporal em resposta a diversas forças, momentos e comandos de controle aplicados. Essa evolução é regida por dinâmicas complexas, fortemente influenciadas pela instabilidade natural do voo e pela não linearidade nas respostas do sistema frente aos comandos de controle. Tais características demandam abordagens sofisticadas para garantir a estabilidade e a precisão do voo em todas as suas fases.

A instabilidade do VANT decorre do fato de que, diferentemente de sistemas estáveis, ele necessita de controle ativo e suprimento contínuo de energia para permanecer em operação. Pequenas perturbações externas, como variações de vento ou pequenas falhas nos atuadores, podem comprometer significativamente o desempenho e a segurança do voo. Além disso, a relação entre os comandos de controle e as respostas do sistema não é linear, ou seja, uma mesma variação de comando pode gerar respostas diferentes dependendo do estado atual do veículo e das condições ambientais. Esse comportamento não linear dificulta o processo de modelagem e a implementação de controladores tradicionais baseados em linearização (Valavanis e Vachtsevanos, 2015).

4.1.1 Cinemática e Variáveis do Drone

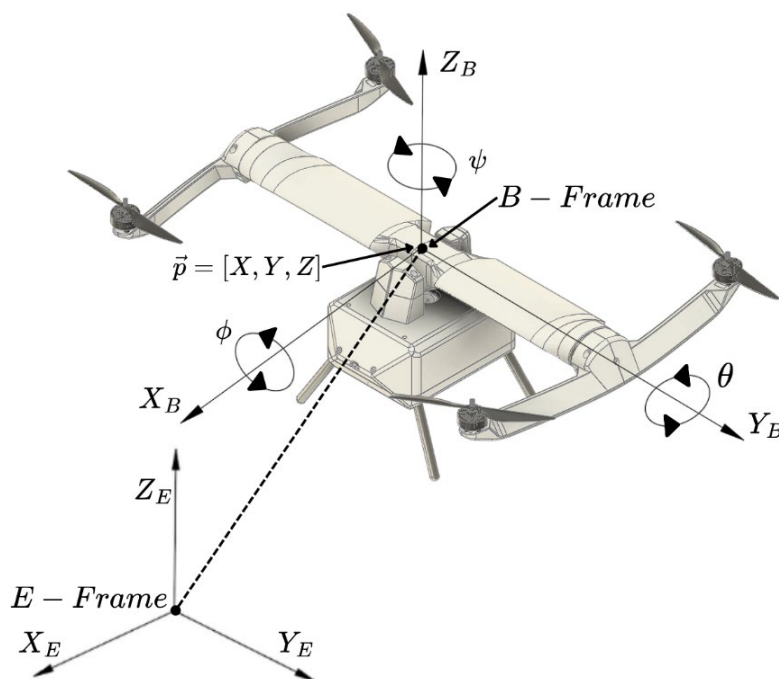
A cinemática refere-se à descrição do movimento do VANT no espaço, independentemente das forças que o produzem, sendo essencial para a modelagem e implementação de algoritmos de controle. Para que o controlador atue sobre o VANT, é preciso descrever o seu movimento e orientação no espaço. A descrição dinâmica pode ser alcançada por diferentes formulações, sendo as mais proeminentes as de Newton-Euler e de Euler-Lagrange (Valavanis e Vachtsevanos, 2015). A formulação Newton-Euler baseia-se diretamente nas leis de força e torque, sendo amplamente utilizada na robótica e em VANTs devido à sua eficiência computacional e à separação intuitiva entre as equações de translação e rotação. Por outro lado, a formulação de Euler-Lagrange utiliza um princípio energético escalar que é particularmente vantajoso para a modelagem sistemática de sistemas com múltiplas juntas e restrições complexas, embora possa ser menos eficiente para a dinâmica de corpo rígido simples de um quadricóptero. A seguir são apresentados os referenciais da cinemática, a atitude de voo e as variáveis primárias do drone usando como referência a formulação Newton-Euler.

4.1.1.1 Sistemas de Referência

O controle de voo de qualquer aeronave exige a definição de dois referenciais principais que são definidos abaixo e mostrados na Figura 51:

- Referencial Inercial (*E-Frame*): É o referencial fixo em relação à Terra. É usado para medir a posição global do VANT ($\vec{p} = [X, Y, Z]$) e sua velocidade de translação.
- Referencial do Corpo (*B-Frame*): É o referencial fixado no centro de massa do VANT. É usado para medir a orientação angular (atitude *roll*, *pitch* e *yaw*) e as forças e momentos aplicados.

Figura 51 – Sistemas de referência.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

4.1.1.2 Atitude de Voo

O movimento do VANT é descrito por seis graus de liberdade (6-DOF - *Degrees of Freedom*): três de translação e três de rotação. O controle de atitude é o principal desafio dos VANTs, e suas variáveis angulares são descritas abaixo e ilustradas na Figura 51:

- *Roll* (ϕ): Rotação em torno do eixo longitudinal (X_B). Controla o movimento lateral do VANT.
- *Pitch* (θ): Rotação em torno do eixo lateral (Y_B). Controla o movimento longitudinal do VANT.
- *Yaw* (ψ): Rotação em torno do eixo vertical (Z_B). Controla a direção horizontal em que o VANT aponta.

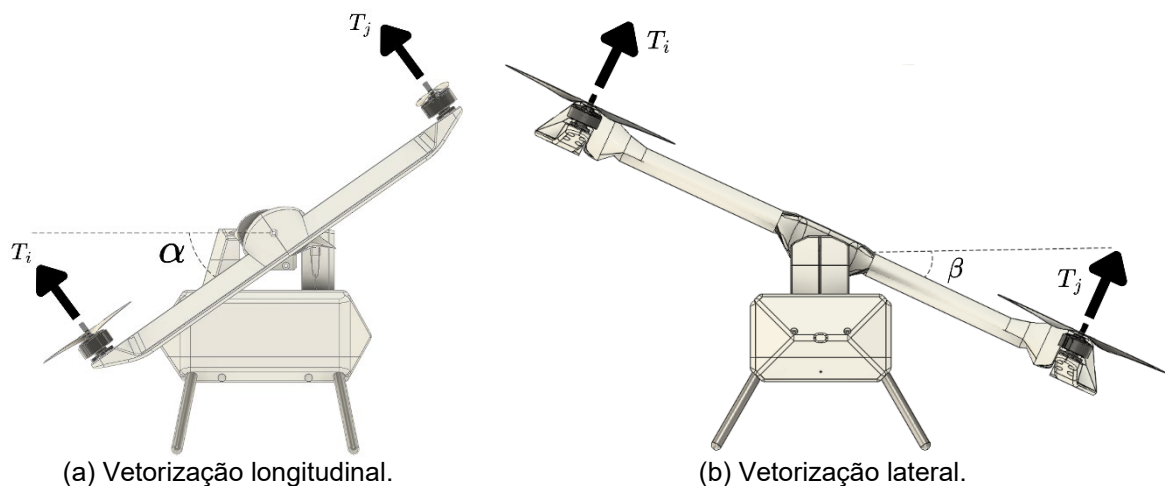
O controle preciso dessas variáveis é o que permite ao drone se mover no espaço. Seus controles são fundamentais, pois a inclinação do corpo do drone é o que vetoriza a força de sustentação para gerar movimentos horizontais.

4.1.1.3 Variáveis Primárias

As forças e momentos que o controlador manipula diretamente são geradas pelos propulsores do VANT. Esses sinais de controle são:

- Força de Empuxo (T_i): É a força total vertical aos motores, sendo diretamente controlada por suas respectivas velocidades angulares (ω_m). Esta é a principal variável que controla a altitude e a sustentação do veículo.
- Ângulos de Vetorização de Empuxo (α_i, β_i): São os ângulos mecânicos de inclinação dos propulsores individuais, exemplificados na Figura 52. Esta é a característica distintiva do sistema, pois permite ao controlador redirecionar ativamente a força, gerando momentos de controle e forças laterais sem a necessidade de inclinar o corpo da aeronave.
- Momentos de Controle ($\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$): Os torques para mudar a atitude do drone (*roll*, *pitch* e *yaw*) são gerados por uma combinação das duas variáveis anteriores:
 - Variação Diferencial de ω_i : Diferenças na velocidade dos rotores continuam sendo usadas para gerar e auxiliar nos momentos de *roll* e *pitch*.
 - Vetorização Coordenada: A inclinação coordenada dos propulsores gera os momentos desejados e, criticamente, permite o desacoplamento do movimento lateral e da atitude do corpo.

Figura 52 – Ângulos de vetorização de empuxo: (a) longitudinal; (b) lateral.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

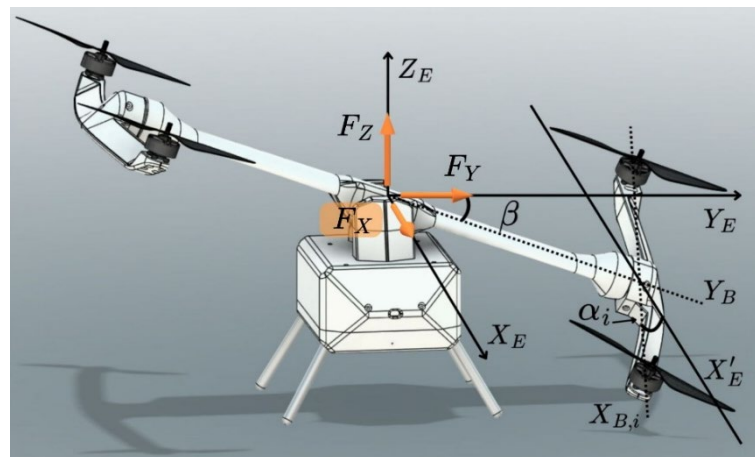
Em suma, o controlador atua sobre as velocidades angulares e os ângulos de vetorização dos motores (entradas de controle) para manipular a posição e atitude do VANT, garantindo que o sistema se mantenha estável e cumpra a trajetória desejada.

A correta definição dessas variáveis é crucial para o desenvolvimento de modelos dinâmicos precisos e para a implementação de controladores avançados, capazes de garantir a estabilidade e a precisão do voo mesmo frente à não linearidade e ao acoplamento entre os diferentes graus de liberdade do sistema.

4.1.2 Dinâmica do Drone

A princípio, é feita a descrição das forças exercidas pelos motores em função das inclinações das estruturas gangorras e da asa. A Figura 53 apresenta um diagrama do modelo com inclinações de gangorra e asa, sendo X_E , Y_E e Z_E os eixos de referência inercial (*E-Frame*) projetados no centro do drone (*B-Frame*), o eixo X'_E a projeção desse eixo na estrutura gangorra, $X_{B,i}$ o eixo paralelo da estrutura gangorra que cruza o eixo X'_E e o eixo Y_B , apresentado na Seção 4.1.1.1, paralelo à asa que passa pela origem do sistema $X_E \times Y_E \times Z_E$. Portanto, o ângulo (α_i) de cada gangorra é descrito pelo ângulo entre X'_E e $X_{B,i}$ e o ângulo (β) da asa é descrito pelo ângulo entre os eixos Y_E e Y_B .

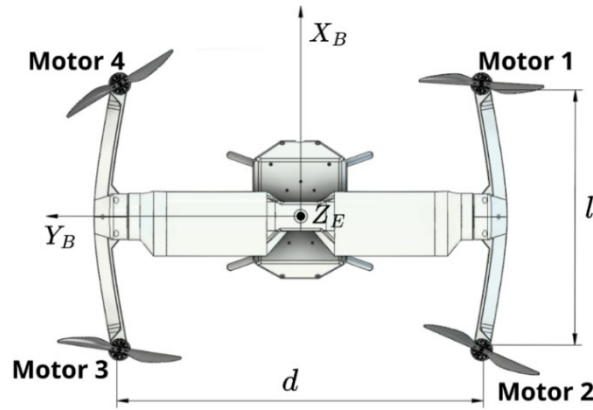
Figura 53 – Diagrama de vetorização de empuxo.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A Figura 54 ilustra a identificação dos motores 1, 2, 3 e 4. Essa numeração é fundamental para referência durante o cálculo das forças e conjugados gerados por cada propulsor. Além disso, são destacados os parâmetros estruturais essenciais: o comprimento das estruturas gangorras (l), e a envergadura da asa (d).

Figura 54 – Diagrama de numeração dos motores.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A partir dos referenciais adotados nas Figura 53 e 54, é possível determinar as forças resultantes nos eixos X_E , Y_E e Z_E além dos conjugados τ_ϕ (no eixo X_E), τ_θ (no eixo Y_E) e τ_ψ (no eixo Z_E) por decomposição dos vetores de empuxo T_i , sendo α_1 a inclinação da gangorra direita (que comporta os motores 1 e 2), α_2 a inclinação da gangorra esquerda (que comporta os motores 3 e 4) e β a inclinação da asa.

- Força resultante em $X_E \rightarrow (F_x)$:

$$F_x = \sin(\alpha_1) T_1 + \sin(\alpha_1) T_2 + \sin(\alpha_2) T_3 + \sin(\alpha_2) T_4 \quad (12)$$

- Força resultante em $Y_E \rightarrow (F_y)$:

$$F_y = \cos(\alpha_1) \sin(\beta) T_1 + \cos(\alpha_1) \sin(\beta) T_2 + \cos(\alpha_2) \sin(\beta) T_3 + \cos(\alpha_2) \sin(\beta) T_4 \quad (13)$$

- Força resultante em $Z_E \rightarrow (F_z)$:

$$F_z = \cos(\alpha_1) \cos(\beta) T_1 + \cos(\alpha_1) \cos(\beta) T_2 + \cos(\alpha_2) \cos(\beta) T_3 + \cos(\alpha_2) \cos(\beta) T_4 \quad (14)$$

- Conjugado resultante no eixo $X_E \rightarrow (\tau_\phi)$:

$$\tau_\phi = -\frac{d}{2} \cos(\alpha_1) T_1 - \frac{d}{2} \cos(\alpha_1) T_2 + \frac{d}{2} \cos(\alpha_2) T_3 + \frac{d}{2} \cos(\alpha_2) T_4 \quad (15)$$

- Conjugado resultante no eixo $Y_E \rightarrow (\tau_\theta)$:

$$\tau_\theta = \frac{l}{2} (-T_1 + T_2 + T_3 - T_4) \quad (16)$$

- Conjugado resultante no eixo $Z_E \rightarrow (\tau_\psi)$:

$$\tau_\psi = \sin(\alpha_1) T_1 + \sin(\alpha_1) T_2 - \sin(\alpha_2) T_3 - \sin(\alpha_2) T_4 \quad (17)$$

Com base nas equações dinâmicas que descrevem as forças e os momentos resultantes atuantes no sistema (equações (12) a (17)), torna-se possível estabelecer a matriz de alocação de forças (M_v). Esta matriz é fundamental no contexto da propulsão vetorial e da segregação de eixos, pois define a transformação das entradas de controle desejadas (força vertical total, momento de *roll*, *pitch* e *yaw*) nos comandos individuais de empuxo dos propulsores e do servomotor da asa. A matriz de alocação, apresentada na equação (18), é a ferramenta que permite ao controlador determinar o esforço exato necessário em cada atuador para alcançar a atitude de voo desejada, sendo um elemento crucial para a implementação do controle diferencial.

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} \sin(\alpha_2) & \sin(\alpha_2) & \sin \alpha_2 & \sin \alpha_2 \\ \cos(\alpha_1) \sin(\beta) & \cos(\alpha_1) \sin(\beta) & \cos(\alpha_2) \sin(\beta) & \cos(\alpha_2) \sin(\beta) \\ \cos(\alpha_1) \cos(\beta) & \cos(\alpha_1) \cos(\beta) & \cos(\alpha_2) \cos(\beta) & \cos(\alpha_2) \cos(\beta) \\ -\frac{d}{2} \cos(\alpha_1) & -\frac{d}{2} \cos(\alpha_1) & \frac{d}{2} \cos(\alpha_2) & \frac{d}{2} \cos(\alpha_2) \\ -\frac{l}{2} & \frac{l}{2} & \frac{l}{2} & -\frac{l}{2} \\ \sin(\alpha_2) & \sin(\alpha_2) & -\sin \alpha_2 & -\sin \alpha_2 \end{bmatrix}}_{M_v} \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \end{bmatrix} \quad (18)$$

4.2 MODELAGEM MATEMÁTICA DO SISTEMA DE PROPULSÃO

Para a implementação do modelo no ambiente de simulação MATLAB/*Simulink*, faz-se necessária a modelagem matemática detalhada dos componentes eletromecânicos, começando pelo subsistema de propulsão. O objetivo inicial é caracterizar o comportamento dinâmico do conjunto motor-hélice, estabelecendo a relação entre a tensão de entrada (V_m) e o empuxo resultante (T) em Newtons. O empuxo gerado é a principal variável de entrada para a modelagem subsequente do drone. Portanto, este tópico introduz uma revisão matemática aprofundada dos componentes motor e hélice, seguindo os estudos fundamentais de Ricardo *et al.* (2020) e Pontes *et al.* (2022).

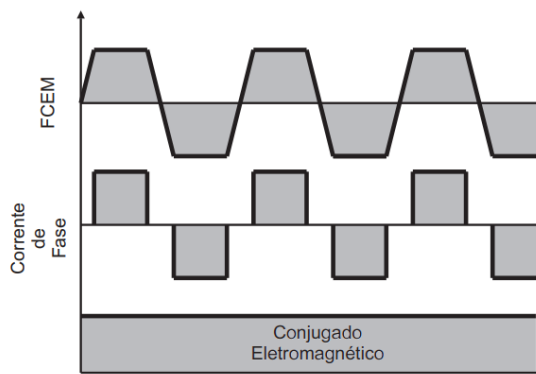
Motor BLDC: a primeira etapa para modelar um motor BLDC é compreender a interação entre os componentes elétricos e magnéticos. Um motor BLDC usado no modelo possui três fases independentes, e cada fase é modelada por uma equação

diferencial que representa a relação entre a tensão aplicada, a resistência interna, a indutância e a força contraeletromotriz gerada pelo movimento dos ímãs permanentes do rotor que é descrita na equação (19):

$$V_m(t) = Ri_m(t) + L \frac{di_m(t)}{dt} + E_m(t) \quad (19)$$

Em que $V_m(t)$ é a tensão aplicada ao motor, R é a resistência do motor, $i_m(t)$ é a corrente de entrada, L é a indutância e $E_m(t)$ é a força contraeletromotriz. Por sua vez, a força contraeletromotriz, ilustrada na Figura 55, é diretamente proporcional à velocidade do rotor e à sua posição angular. Com um sistema de três fases, as forças contraeletromotrizes são geralmente defasadas em 120 graus, formando um padrão de onda trapezoidal.

Figura 55 – Forma de onda da força contraeletromotriz.



Fonte: Baratieri (2011).

A modelagem da força contraeletromotriz é de grande necessidade para descrever o comportamento dinâmico do motor. Ela é geralmente expressada como uma função da posição angular do rotor e da velocidade angular ω . Para um motor BLDC há dois métodos de comutação, o trapezoidal e o senoidal. Na comutação trapezoidal a força contraeletromotriz é geralmente uma função em forma de onda trapezoidal da posição do rotor, enquanto em motores BLDC com comutação senoidal, a força contraeletromotriz assume uma forma de onda senoidal. A expressão geral para a força contraeletromotriz é descrita na equação (20), em que K_e é a constante de força eletromotriz e $\omega_m(t)$ descreve a velocidade angular do motor.

$$E_m(t) = K_e \omega_m(t) \quad (20)$$

Conforme descrito nos trabalhos de Ricardo *et al.* (2020) e Pontes *et al.* (2022), o torque gerado por um motor BLDC é outro aspecto fundamental. Ele é obtido através da interação entre as correntes nas fases e os campos magnéticos do rotor e é descrito pela equação (21), em que K_t é a constante de torque.

$$T_m(t) = K_t i_m(t) \quad (21)$$

A modelagem mecânica de um motor BLDC inclui o efeito da inércia do rotor e o torque de atrito. A dinâmica rotacional do motor pode ser modelada pela equação (22), em que J_m é o momento de inércia da parte girante do motor, B_m é o coeficiente de atrito viscoso do motor, e $T_{load}(t)$ representa o torque da carga.

$$J_m \frac{d\omega_m(t)}{dt} = T_m(t) - B_m \omega_m(t) - T_{load}(t) \quad (22)$$

Essa equação expressa que a aceleração angular do rotor depende da diferença entre o torque gerado pelo motor e as forças resistivas, incluindo o atrito viscoso e o torque da carga conectada ao motor. Dessa forma, substituindo as equações (20) em (19) e (21) em (22) é possível determinar duas equações importantes para a modelagem do conjunto que são mostradas nas equações (23).

$$\begin{cases} L \frac{di_m(t)}{dt} = V_m(t) - Ri_m(t) - K_e \omega_m(t) \\ J_m \frac{d\omega_m(t)}{dt} = K_t i_m(t) - B_m \omega_m(t) - T_{load}(t) \end{cases} \quad (23)$$

Passando as equações (23) para o domínio da frequência, aplicando a transformada de Laplace, obtém-se as equações (24) e posteriormente as equações (25) por meio de manipulações algébricas isolando, a corrente elétrica $I(s)$ e a velocidade angular do motor $\Omega_m(s)$.

$$\begin{cases} LsI(s) = V_m(s) - RI(s) - K_e \Omega_m(s) \\ J_ms\Omega_m(s) = K_t I(s) - B_m \Omega_m(s) - T_{load}(s) \end{cases} \quad (24)$$

$$\begin{cases} I(s) = \frac{V_m(s) - K_e \Omega_m(s)}{Ls + R} \\ \Omega_m(s) = \frac{K_t I(s) - T_{load}(s)}{J_ms + B_m} \end{cases} \quad (25)$$

Hélice: a modelagem matemática de uma hélice envolve a análise de forças aerodinâmicas e dos efeitos de torque resultantes da interação entre a hélice e o fluxo de ar como descrito em Ricardo *et al.* (2020) e Pontes *et al.* (2022). Inicialmente, a modelagem do comportamento da hélice se inicia pela análise das forças de empuxo, como descrita na equação (26), em que ρ é a densidade do ar, C_T é a constante de empuxo da hélice, ω_h é a velocidade angular da hélice e D_p é o diâmetro da hélice.

$$T = \frac{C_T \rho \omega_h^2 D_p^4}{4\pi^2} \quad (26)$$

Além do empuxo, a hélice também gera um torque que se opõe ao movimento do motor que a aciona. Esse torque, ou contra torque, é associado à resistência aerodinâmica ao avanço das pás da hélice e pode ser modelado conforme descrito na equação (27), considerando-se o coeficiente de arrasto C_Q .

$$Q = \frac{C_Q \rho \omega_h^2 D_p^5}{4\pi^2} \quad (27)$$

De modo a simplificar a modelagem, o empuxo T e o contra torque Q podem ser descritos, como mostrado nas equações (28), a partir de uma constante de proporcionalidade em relação à velocidade angular elevada ao quadrado ω_h^2 :

$$\begin{cases} T = K_s \omega_h^2 \\ Q = K_q \omega_h^2 \end{cases}, \quad \begin{cases} K_s = \frac{C_T \rho D_p^4}{4\pi^2} \\ K_q = \frac{C_Q \rho D_p^5}{4\pi^2} \end{cases} \quad (28)$$

Passando as equações (28) para o domínio da frequência aplicando a transformada de Laplace, obtém-se as equações (29).

$$\begin{cases} T(s) = K_s \omega_h^2(s) \\ Q(s) = K_q \omega_h^2(s) \end{cases} \quad (29)$$

Conjunto Motor-Hélice: as ações descritas em (29) podem ser incluídas na modelagem do motor a partir das equações (25). No conjunto motor-hélice, as velocidades angulares ω_h e ω_m são iguais. O contra torque gera uma diminuição da força resultante no conjunto que consequentemente gera uma diminuição da velocidade angular, portanto, é possível relacionar $T_{load}(s) = Q(s)$. Dessa forma, as equações (25) podem ser reescritas como mostrado nas equações (30).

$$\begin{cases} I(s) = \frac{V_m(s) - K_e \Omega_m(s)}{Ls + R} \\ \Omega_m(s) = \frac{K_t I(s) - Q(s)}{J_m s + B_m} \end{cases} \quad (30)$$

4.3 DIMENSÃO E PARÂMETROS DE EMPUXO

Nesta seção, apresenta-se a determinação dos parâmetros eletromecânicos e aerodinâmicos do conjunto motor-hélice. Com base nos dados fornecidos pela fabricante, apresentados nas Tabelas 1 e 2, é possível estabelecer a relação entre a velocidade angular (ω_m) e o empuxo (T), além de determinar os coeficientes de empuxo e de potência. Essa análise empírica obtida a partir de simulações práticas é essencial para a identificação dos parâmetros do conjunto de propulsão, assegurando maior fidelidade na simulação do comportamento do motor em regime permanente.

Tabela 1 – Especificações dos motores.

KV	900	Configuration	12N14P
Internal resistance	0.046 Ω	size	Ø37.1 x31.5mm
Shaft Diameter	5mm	Silicone Wire	18# 300mm
Rated Voltage	3~6S	Weight (Excl. Cable)	113.5g
Max Power	1617W	Peak Current	64.7A
Max Thrust	4185g	Idle Current	1.28A/12V

Fonte: AxisFlying, 2025.

Tabela 2 – Dados de desempenho dos motores.

MOTOR Type	PROPS 桨叶	Throttle 油门	Voltage (V) 电压	Current (A) 电流	Thrust (g) 拉力	RPM 转速	Power(W) 功率	Efficiency (g/W) 效率	Operating Temperature (°C) 温度
AE3115 900KV	HQ MQ 9*5 3Blades	50%	25	10.7	1287.0	9052.0	267.5	4.81	75.6°C
		60%	25	16.7	1778.0	10921.0	417.5	4.26	
		70%	25	25.8	2266.0	12442.0	645.0	3.51	
		80%	25	36.4	2815.0	13189.0	910.0	3.09	
		90%	25	48.8	3325.0	14488.0	1220.0	2.73	
		100%	25	58.1	3712.0	15172.0	1452.5	2.56	

Fonte: AxisFlying, 2025.

De acordo com a Tabela 2 cada motor, utilizando hélice 9×5×3 pode gerar um empuxo máximo de aproximadamente 3,7 kgf. Dessa forma, o conjunto de quatro motores pode produzir, idealmente, até 14,8 kgf, valor expressivamente superior ao peso total do drone (3,6 kg) descrito na Seção 3.1.

O Quadro 1 apresenta os valores utilizados na estimativa das constantes empregadas na modelagem do sistema.

Quadro 1 – Parâmetros dos motores e de empuxo.

Constante	Fórmula/Relação	Resultado
Constante de Torque - K_t	$K_t = \frac{60}{2\pi KV}$	0,01061
Coeficiente de Empuxo - C_T	$C_T = \frac{3600T}{\rho\omega_{RPM}^2 D^4}$	0,16163
Coeficiente de Arrasto - C_Q	$C_Q = \frac{3600K_t I}{\rho\omega_{RPM}^2 D^5}$	0,00914
Resistência - R	Dada na Tabela 1	46 mΩ
Momento de Inércia - J_m	Estimado a partir do peso e geometria do motor	$3 \cdot 10^{-9} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
Constante de Força Eletromotriz - K_e	Obtido por iterações no Simulink	$7,8 \cdot 10^{-3} \text{ V}/(\text{rad/s})$
Coeficiente de Atrito Viscoso - B_m	$B = \frac{K_t K_e}{R}$	$6 \cdot 10^{-4}$
Indutância - L	Medido	70 μH

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

4.4 MODELAGEM MATEMÁTICA DAS ESTRUTURAS GANGORRAS

A modelagem matemática do movimento das estruturas gangorras é descrita a partir das forças dos propulsores e do torque resultante na estrutura. Pela segunda Lei de Newton, o torque resultante em uma estrutura gangorra é descrito pela equação (31).

$$\tau_y(t) = \frac{l}{2} T_i + \frac{l}{2} M_i g \cos(\alpha_i) - \frac{l}{2} T_j - \frac{l}{2} M_j g \cos(\alpha_j) - b \dot{\alpha}_i(t) \quad (31)$$

Em que M_i e M_j são os pesos dos motores i e j, respectivamente, g é a aceleração gravitacional, $l/2$ é a distância do eixo de rotação da estrutura até o conjunto motor-hélice, T_i e T_j são as forças de empuxo geradas pelos motores i e j, respectivamente, α_i é a posição angular da estrutura, $\dot{\alpha}_i(t)$ a velocidade angular da junta do rolamento e b o coeficiente de amortecimento da junta. Os motores i e j são assumidos idênticos, então $M_i = M_j$, dessa forma, a equação (31) se reduz como descreve a equação (32).

$$\tau_\gamma(t) = \frac{l}{2}(T_i - T_j) - b\dot{\alpha}_i(t) \quad (32)$$

O torque na estrutura pode ser descrito em função do seu momento de inércia I_g e aceleração angular $\dot{\omega}(t)$ como mostra a equação (33).

$$\tau_\gamma(t) = I_g \dot{\omega}(t) \quad (33)$$

Já a aceleração angular $\dot{\omega}(t)$ pode ser descrita pela equação (34) como a derivada de segunda ordem da posição angular $\alpha_i(t)$ da gangorra.

$$\dot{\omega}(t) = \ddot{\alpha}_i(t) \quad (34)$$

Substituindo a equação (34) na equação (33) e posteriormente igualando as equações (33) e (32), chega-se nas equações (35) e (36):

$$I_g \ddot{\alpha}_i(t) = \frac{l}{2}(T_i - T_j) - b\dot{\alpha}_i(t) \quad (35)$$

$$I_g \ddot{\alpha}_i(t) + b\dot{\alpha}_i(t) = \frac{l}{2}(T_i - T_j) \quad (36)$$

Aplicando a transformada de Laplace na equação (36), chega-se na equação (37) e realizando manipulações algébricas, obtêm-se a equação (38) que descreve a função de transferência das estruturas gangorras cuja entrada é a força de empuxo diferencial $T(s) = T_i(s) - T_j(s)$ e a saída o ângulo de inclinação $\alpha_i(s)$ da estrutura, em relação ao seu eixo de rotação X_B .

$$I_g s^2 \alpha_i(s) + bs \alpha_i(s) = (I_g s^2 + bs) \alpha_i(s) = \frac{l}{2}(T_i(s) - T_j(s)) \quad (37)$$

$$\frac{\alpha_i(s)}{T(s)} = \frac{l}{2(I_g s^2 + bs)} \quad (38)$$

4.5 MODELAGEM COMPUTACIONAL POR MULTICORPOS

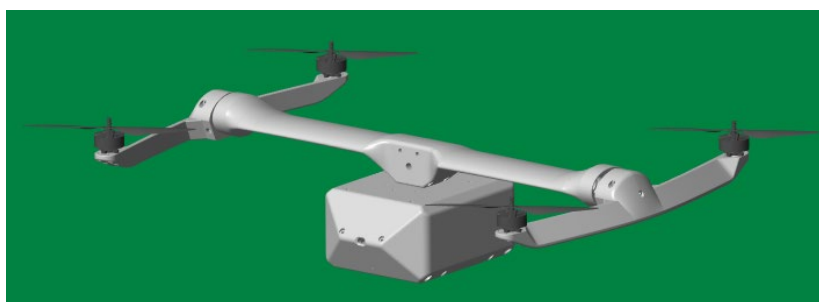
Devido à estrutura não convencional do drone proposto neste trabalho, optou-se por uma modelagem computacional de sistemas multicorpos para representar com precisão sua cinemática de voo. Tal modelagem consiste no desenvolvimento de um sistema dinâmico computacional a partir de um objeto tridimensional que é a representação do objeto real. No caso deste projeto, a premissa para a modelagem é

um modelo CAD (*Computer-Aided Design*) do drone, tratado como um sistema multicorpo, cuja dinâmica será implementada computacionalmente. Para isso, foi utilizado o toolbox Simscape Multibody no ambiente MATLAB/Simulink.

O *Simscape Multibody* desempenha um papel fundamental na modelagem e simulação do drone desenvolvido neste trabalho, pois permite representar de forma precisa o comportamento físico de suas estruturas sem a necessidade de deduzir manualmente todas as equações matemáticas do sistema. Esse toolbox fornece um ambiente de simulação baseado em blocos físicos pré-definidos que representam corpos rígidos, juntas mecânicas, sensores e atuadores que reproduzem a dinâmica tridimensional completa do modelo, incluindo efeitos de massa, inércia, forças e torques atuantes. Dessa forma, a modelagem torna-se mais intuitiva e modular, permitindo que o foco do desenvolvimento esteja no projeto dos controladores e na integração dos subsistemas, enquanto a complexa formulação matemática da dinâmica multivariável do drone é tratada pelo solucionador (*solver*) do *Simscape Multibody*.

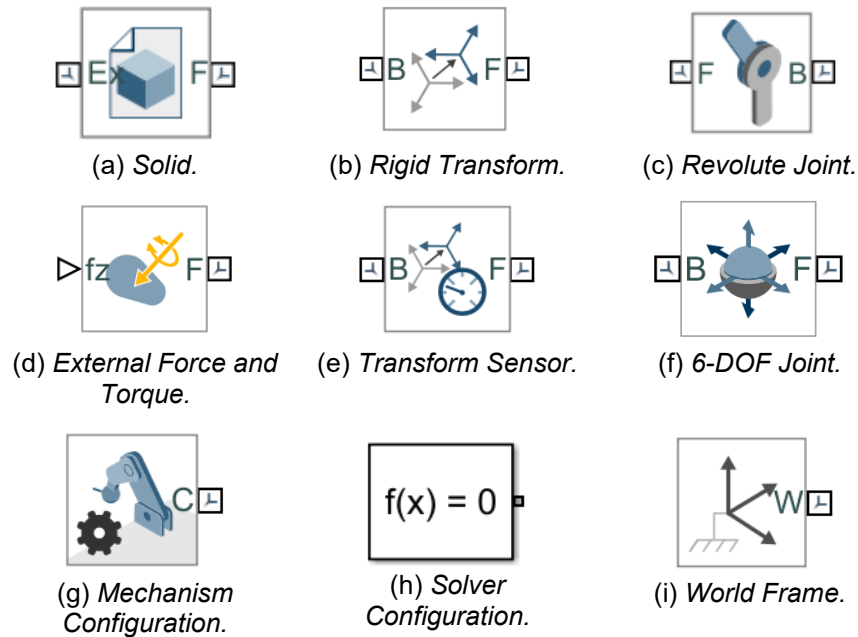
A modelagem estrutural do drone no ambiente Simulink segue a arquitetura mecânica e de montagem apresentada na seção 3.1 em uma forma simplificada composta pelos propulsores, as estruturas gangorras, a asa e o corpo do drone, como mostra a Figura 56. Os blocos usados nesta modelagem são apresentados na Figura 57 e posteriormente detalhados.

Figura 56 – Drone simplificado no ambiente *Simulink*.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 57 – Blocos *Simscape Multibody* usados na modelagem.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Solid: este bloco representa um corpo rígido dentro do modelo físico. Ele permite definir propriedades geométricas a partir de dimensões e formatos e características físicas essenciais, como massa, centro de massa e matriz de inércia. Esses parâmetros determinam a forma como o corpo reage a forças, torques e interações com outros elementos do sistema.

A principal formulação matemática associada ao bloco é a matriz de inércia, que descreve a distribuição da massa do corpo rígido em relação aos seus eixos principais. Essa matriz é apresentada na equação (39), em que I_{xx} , I_{yy} e I_{zz} representam os momentos de inércia em torno dos eixos X, Y e Z, respectivamente, enquanto I_{xy} , I_{xz} e I_{yz} correspondem aos produtos de inércia, todos definidos no referencial do corpo:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{xy} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{xz} & I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (39)$$

No presente modelo, o bloco *Solid* é utilizado para representar os componentes físicos visuais a partir de suas geometrias, conferindo maior fidelidade ao comportamento inercial do conjunto em diferentes condições de voo. Nesses blocos são inseridos os modelos 3D dos componentes. Esses componentes foram previamente modelados no *software* Autodesk Fusion. Ao serem inseridos, suas

massas individuais, a geometria 3D e as massas combinadas resultam na determinação de dois parâmetros fundamentais para a dinâmica de voo: a matriz de inércia e o centro de massa de cada componente.

Rigid Transform: é utilizado para impor uma transformação fixa entre dois referenciais, sem permitir movimento relativo entre eles. Ele realiza rotações e translações estáticas que posicionam corretamente os corpos e juntas no espaço tridimensional. Esse bloco não possui dinâmica própria, sendo sua função é puramente geométrica, garantindo que cada componente do modelo seja alinhado e conectado com precisão. No modelo, este bloco é usado em juntas estáticas, por exemplo no prendimento dos propulsores nas gangorras, o servomotor no corpo central e a asa no ponto de giro do servomotor.

Revolute Joint: modela uma junta mecânica que permite rotação relativa entre dois corpos rígidos em torno de um único eixo (apenas um grau de liberdade). Esse bloco admite a aplicação de restrições, sensores e atuadores, podendo limitar o movimento, medir posição ou velocidade angular, ou receber torques de controle. A junta é descrita por uma coordenada generalizada $\Phi(t)$, que representa o ângulo relativo entre os corpos. As grandezas cinemáticas são $\dot{\Phi}(t)$ (velocidade angular) e $\ddot{\Phi}(t)$ (aceleração angular). A transformação entre os referenciais dos corpos é dada pela matriz de rotação em torno do eixo da junta. Dinamicamente, considerando amortecimento viscoso b , inércia equivalente refletida I_{equiv} , torque do atuador $\tau_{act}(t)$ e torque de perturbação externo $\tau_{ext}(t)$, o equilíbrio de torques ao longo do eixo de rotação pode ser descrito pela equação (40).

$$\tau(t) = I_{equiv}\ddot{\Phi}(t) + b\dot{\Phi}(t) + \tau_{ext}(t) \quad (40)$$

Aplicando a transformada de Laplace e tomando a entrada como o torque total $\tau(s) = \tau_{act}(s) + \tau_{ext}(s)$, obtém-se uma relação no domínio da frequência e então uma função de transferência (equação 41) que modela parte da dinâmica do bloco.

$$\frac{\Phi(s)}{\tau(s)} = \frac{1}{I_{equiv}s^2 + bs} \quad (41)$$

Sendo, $\tau(s) = \frac{l}{2}F(s)$ o torque aplicado à junta e $I_{equiv} = I$, dessa forma, obtendo-se a função de transferência que modela a dinâmica de movimentação das estruturas gangorras, apresentada na equação (38).

No presente modelo este bloco é de grande importância, pois descreve o comportamento das estruturas gangorras, que giram em torno do eixo da asa, e também o comportamento da inclinação da asa, simulando a ação do servomotor, quando aplicado um torque externo.

External Force and Torque: permite aplicar forças e torques diretamente sobre um corpo rígido no modelo. Ele é usado para representar interações externas, como empuxo, vento, gravidade adicional, impactos, ou forças geradas por atuadores não ligados diretamente às juntas.

Transform Sensor: é responsável por medir grandezas cinemáticas entre dois referenciais, por exemplo posição, orientação, velocidade linear, velocidade angular e acelerações. Ele não interfere na dinâmica do sistema, atuando apenas como um dispositivo de leitura que fornece informações para análise, controle ou registro de dados.

6-DOF Joint: representa uma junta com seis graus de liberdade, permitindo movimento relativo completo entre dois corpos: três translações lineares (ao longo dos eixos X, Y e Z) e três rotações angulares (em torno desses mesmos eixos). Esse bloco é utilizado para modelar situações em que um corpo precisa mover-se livremente no espaço, sem restrições impostas por conexões mecânicas rígidas. No presente modelo, este bloco conecta os referenciais *E-Frame* e *B-Frame*.

Mechanism Configuration: é essencial para a configuração global das propriedades físicas e computacionais do modelo mecânico. Ele define o vetor de aceleração gravitacional do ambiente de simulação, o qual atua sobre todos os corpos rígidos, e permite configurar parâmetros como a linearização dos cálculos das derivadas parciais do modelo e a identificação de variáveis de estado. Ele atua como um hub central para especificar as condições ambientais e as convenções dinâmicas que governam todo o sistema.

Solver Configuration: é responsável por definir os parâmetros de configuração numérica do algoritmo de solução da simulação. Ele permite ao usuário selecionar o solucionador (*solver*) a ser empregado, configurar o passo de integração, e estabelecer as tolerâncias de erro para a convergência dos cálculos. Sua função é garantir a precisão, estabilidade e velocidade da simulação ao longo do tempo.

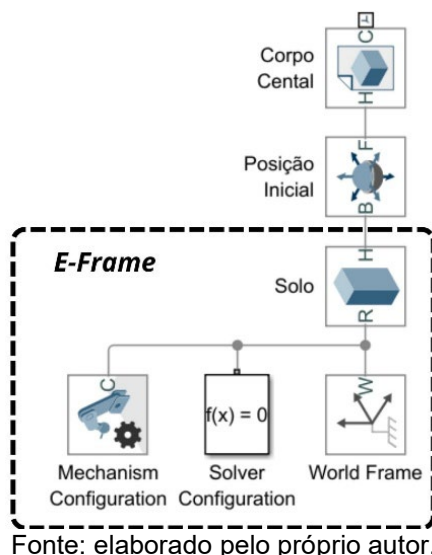
World Frame: define o sistema de coordenadas de referência global e fixo para o modelo mecânico, servindo como o sistema de coordenadas universal. Ele é o ponto de partida e o sistema de referência absoluto para todas as medições de posição e

orientação de todos os outros corpos e referenciais no ambiente. Embora similar ao conceito de *E-Frame*, o *World Frame* atua especificamente como o bloco fundamental de referência do ambiente de simulação mecânica.

A seguir as etapas realizadas na modelagem do ambiente:

1. Definição dos componentes centrais: se inicia com a definição do referencial *World Frame*, o qual é utilizado como base inercial para todo o sistema, servindo como ponto de origem para as medições de posição, orientação e velocidade dos corpos que compõem o modelo, além da definição do vetor gravidade do ambiente. A partir dessa referência, é definida a posição inicial do *B-Frame* com a introdução do bloco *6-DOF Joint*, ligando o *E-Frame* ao corpo central como mostra a Figura 58. O bloco *6-DOF Joint*, além de configurar a posição inicial, também fornece a posição espacial do drone. Foram inseridos também os blocos Solo, sendo este um plano finito usado como referencial visual na simulação 3D do modelo, também o bloco *Mechanims Configuration*, em que é definido o vetor gravidade e os parâmetros de linearização dos cálculos das derivadas parciais da simulação e o bloco *Solver Configuration*, em que são definidos os parâmetros de configuração da simulação.

Figura 58 – Estruturação dos blocos *E-Frame*, posição inicial e corpo central do drone.



O corpo central é inserido usando o bloco *solid* configurado como corpo extenso recebendo a massa deste componente, sendo 2500 g considerando as baterias, placas e demais componentes. Com base na massa do objeto e na sua geometria,

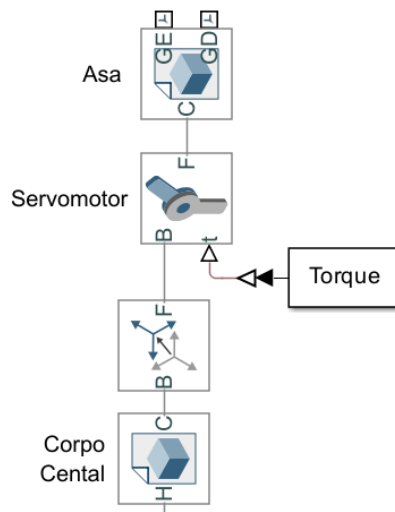
considerando que a densidade de massa seja constante, foi obtida a matriz de inercia apresentada na equação (42).

$$I_{Corpo\ Central} = \begin{bmatrix} 8,95 & 5,61 \cdot 10^{-4} & 7,67 \cdot 10^{-2} \\ 5,61 \cdot 10^{-4} & 12,97 & 3,57 \cdot 10^{-3} \\ 7,67 \cdot 10^{-2} & 3,57 \cdot 10^{-3} & 16,15 \end{bmatrix} 10^{-3} \text{ kgm}^2 \quad (42)$$

2. Representação do mecanismo de inclinação da asa: o processo inicia-se com a definição da posição do servomotor responsável pelo controle da inclinação, cuja inserção no sistema é realizada por meio do bloco *Rigid Transform* para posicioná-lo corretamente a partir do centro de massa do corpo central. Em seguida, a asa do drone é inserida utilizando o bloco *Solid*, associando uma massa de 500 g como um corpo extenso, em que a partir da sua geometria se obteve a matriz de inercia da equação (43). Essa estrutura é então acoplada ao servomotor através do bloco *Revolute Joint*, com uma entrada de torque possibilitando a rotação relativa entre a asa e o corpo central do drone a partir de um sinal de controle. O conjunto formado do mecanismo de inclinação da asa é ilustrado na Figura 59.

$$I_{Asa} = \begin{bmatrix} 2,93 & 10,39 & 0,30 \\ 10,39 & 1,17 \cdot 10^{-3} & 10,60 \\ 0,30 & 10,60 & 2,76 \end{bmatrix} 10^{-3} \text{ kgm}^2 \quad (43)$$

Figura 59 – Estruturação dos blocos que descrevem o corpo central, o servomotor e a asa.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

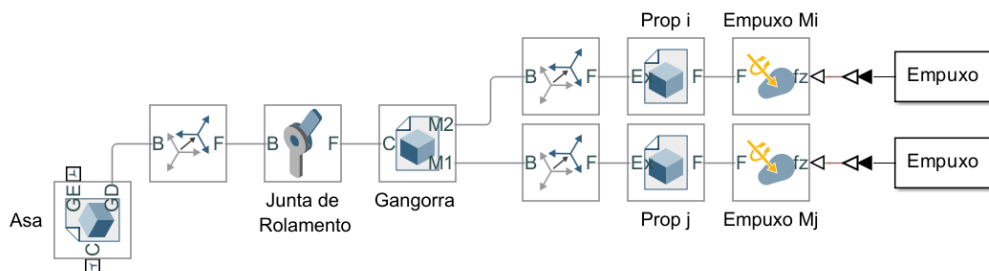
3. Inserção das plataformas gangorras: primeiramente empregam-se os blocos *Rigid Transform* para posicionar as gangorras nas extremidades da asa. Em seguida, é utilizado o bloco *Revolute Joint* para simular uma junta de rolamento configurado

para não receber torque externo, dessa forma, o movimento de giro das gangorras em torno da asa é livre até $\pm 90^\circ$. Seu movimento é simulado a partir do comportamento das gangorras e da asa e seu coeficiente de amortecimento viscoso foi configurado em $0,001 \text{ Nm}/(\text{deg/s})$ baseado nos resultados de simulações práticas. As estruturas gangorras são inseridas em blocos *solid* configurados como corpos extensos cuja massa foi configurada em 200 g obtendo a matriz de inercia apresentada na equação (44).

$$I_{\text{Gangorra}} = \begin{bmatrix} 5,07 \cdot 10^{-2} & 9,53 \cdot 10^{-3} & 4,10 \cdot 10^{-7} \\ 9,53 \cdot 10^{-3} & 2,04 & 5,29 \cdot 10^{-7} \\ 4,10 \cdot 10^{-7} & 5,29 \cdot 10^{-7} & 2,03 \end{bmatrix} 10^{-3} \text{ kgm}^2 \quad (44)$$

Os blocos propulsores são posicionados nas extremidades das gangorras usando os blocos *Rigid Transform* e posteriormente inseridos ao modelo usando blocos *Solid*. Como os propulsores não realizam nenhum movimento diretamente, são considerados massas puntiformes (113g como mostrado no Quadro 1), logo, não possuem inércia em relação ao seu posicionamento, porém influenciam diretamente na inercia das estruturas gangorras. Para representar os empuxos gerados pelos motores, adicionam-se os blocos *External Force and Torque*, responsáveis por aplicar os empuxos dos propulsores sempre na direção Z dos propulsores, independente do ângulo de inclinação das gangorras e da asa. A Figura 60 apresenta a estruturação do modelo para uma gangorra genérica, ilustrando a disposição dos principais blocos e como eles se interconectam para compor o subsistema de atuação das gangorras no drone. Os blocos Prop i e Proj j representam os propulsores i e j (1 e 2 ou 3 e 4) das estruturas gangorras.

Figura 60 – Estruturação dos blocos das gangorras.

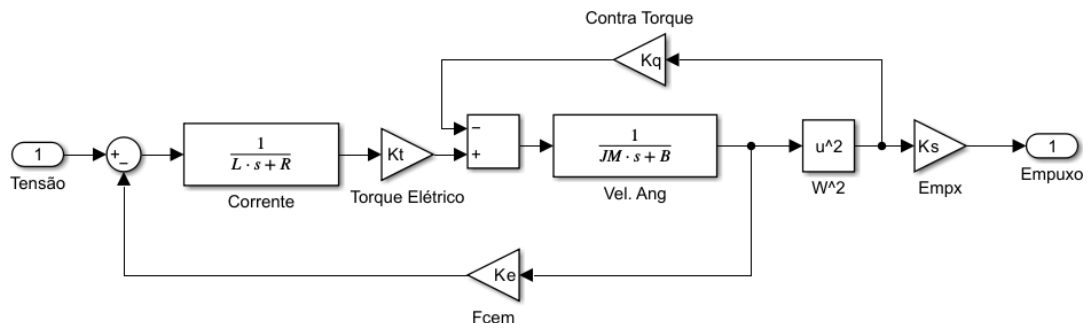


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

4. Diagrama de blocos do conjunto motor-hélice: com base nas equações 30, detalhadas na Seção 4.2, é possível modelar o conjunto motor-hélice, conforme

ilustrado na Figura 61. O modelo tem como entrada a tensão aplicada ao motor (V_m) e, como saída, o empuxo gerado pelo sistema (T). Essa representação permite uma análise precisa da relação entre a tensão de alimentação e a força de propulsão resultante, contribuindo para a compreensão do comportamento dinâmico do sistema motor-hélice.

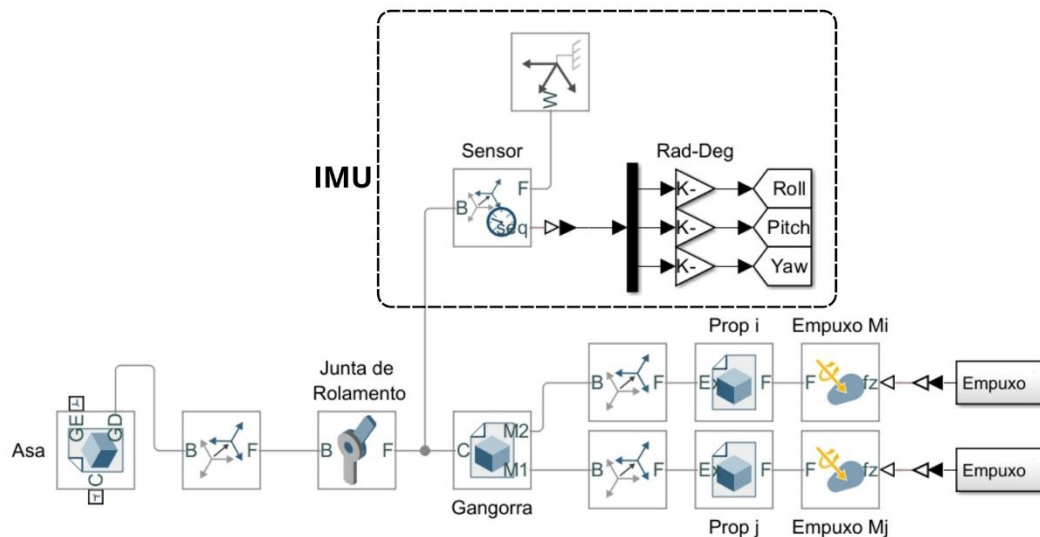
Figura 61 – Diagrama de blocos do conjunto motor-hélice



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

- Adição dos blocos *Transform Sensor* nas estruturas gangorras: este bloco possibilita para a leitura dos ângulos de inclinação das gangorras (*pitch*) com relação ao *E-Frame*, além dos ângulos de *roll* e *yaw* e apresenta-se na Figura 62.

Figura 62 – *Transform Sensor* na plataforma gangorra.



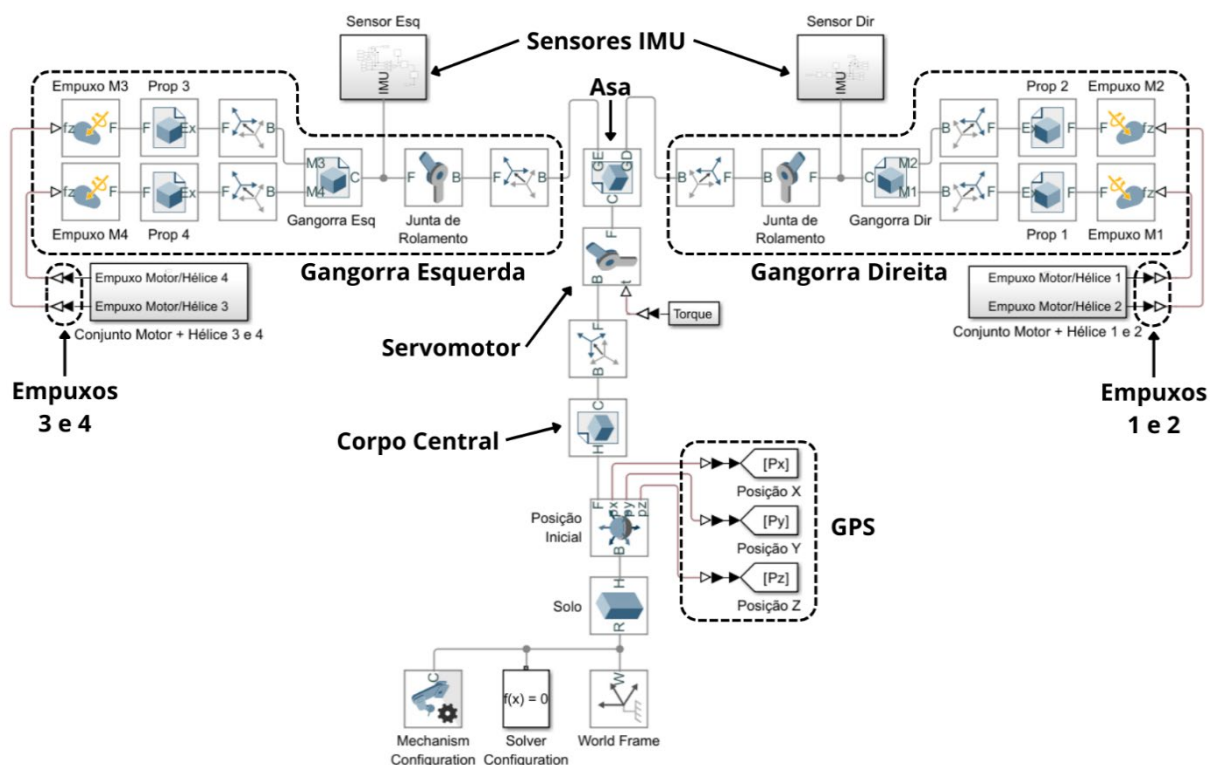
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Na Figura 63, apresenta-se o diagrama em blocos do modelo do drone, utilizando o *toolbox Simscape Multibdy* no ambiente MATLAB/Simulink. Essa representação gráfica evidencia de forma clara como a estrutura física do drone foi

modelada, destacando as estruturas gangorras, além das saídas de empuxo dos quatro motores principais (1, 2, 3 e 4).

O uso do *toolbox* possibilita a simulação do comportamento do drone em condições de voo, mantendo elevada fidelidade ao seu desempenho esperado. Isso garante que os resultados obtidos nas simulações reflitam adequadamente as respostas do sistema frente às diversas solicitações dinâmicas, contribuindo para o desenvolvimento e validação do projeto.

Figura 63 – Diagrama em blocos do modelo do drone no ambiente *Simulink*.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

5. CONTROLE

Este capítulo foca no projeto e na implementação dos sistemas de controle do VANT. Inicialmente é descrita a arquitetura de controle adotada, detalhando a metodologia de segregação de eixos e a estratégia PID para o controle de posição e do ângulo *yaw*. O foco principal, contudo, recai sobre os controladores de estabilização baseados em lógica *Fuzzy*. São apresentadas as implementações do controle *Fuzzy* e *Fuzzy*-PID para a inclinação das estruturas gangorras, bem como o controlador *Fuzzy* para a inclinação da asa. Finalmente, o capítulo estabelece os critérios de desempenho e as métricas de avaliação que serão utilizadas para validar a eficácia dos controladores propostos.

5.1 ARQUITETURA DOS SISTEMAS DE CONTROLE

A arquitetura de controle do drone foi concebida com um foco estratégico na segregação dos eixos de controle, aproveitando a inovação da estrutura mecânica para simplificar a lógica de atuação e otimizar o desempenho. O sistema opera em malhas distintas para cada subsistema de atuação.

5.1.1 Segregação de Eixos e Metodologia de Controle

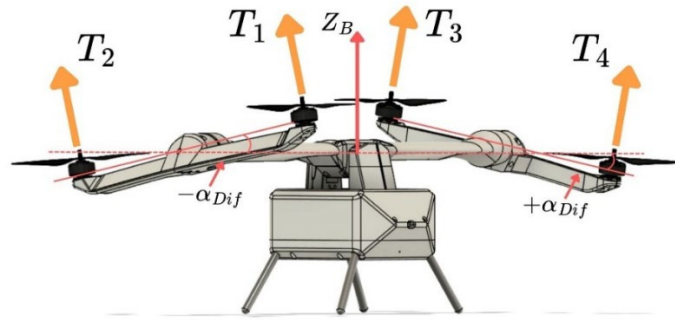
A dinâmica construtiva do modelo permite a segregação de diversos controles, atuando de forma independente e minimizando a correlação entre suas respostas. O controle do vetor resultante no eixo X é feito a partir das ações das estruturas gangorras, isto é, se o drone se deve mover para frente, as gangorras se inclinarão para frente gerando componentes longitudinais de empuxo. Este movimento é feito a partir de um controle baseado em lógica *Fuzzy*, sendo, neste trabalho, proposto dois tipos de controles: *Fuzzy* e *Fuzzy*-PID. As saídas desses controladores são as tensões de entrada dos motores de modo que o ângulo de inclinação das gangorras atinja o valor de referência desejado.

As ações de controle relacionadas ao eixo Y (movimento lateral) são efetuadas por meio da inclinação lateral da asa principal, conforme detalhado na Seção 4.1.1.3. De modo análogo ao mecanismo das gangorras, a inclinação transversal da asa gera componentes vetoriais do empuxo que apontam para o eixo Y. Para o gerenciamento dinâmico deste eixo, foi empregado um controlador *Fuzzy*.

O controle de giro em torno do eixo Z (*yaw*) usa a arquitetura mecânica do modelo para inclinar as gangorras para direções opostas, isto é, ao aplicar um ângulo diferencial (α_{Dif}), são gerados componentes vetoriais da força de empuxo em direções opostas em cada gangorra, como mostra a Figura 64 e a equação (45), sendo α_{Ref} o ângulo referencial e $\alpha_{Gang,X}$ as entradas referenciais em cada gangorra. Esse movimento gera um torque no eixo Z, fazendo o drone guinar e assim, manipular a direção *yaw*.

$$\begin{cases} \alpha_{Gang,Esquerda} = \alpha_{Ref} - \alpha_{Dif} \\ \alpha_{Gang,Direira} = \alpha_{Ref} + \alpha_{Dif} \end{cases} \quad (45)$$

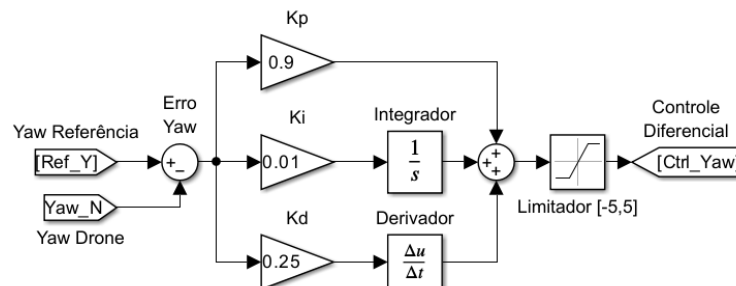
Figura 64 – Diagrama de forças quando aplicado um ângulo diferencial.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Para o controle do eixo *yaw* é empregado um controlador PID, mostrado na Figura 65, com ganhos $K_p = 0,9$, $K_i = 0,01$ e $K_d = 0,25$, obtidos por sintonia heurística. Este controle atua indiretamente com os controles *Fuzzy* de inclinação das gangorras, isto é, o controle PID de *yaw* tem como entrada o sinal de erro desta variável e como saída o valor do ângulo diferencial cujas gangorras devem atuar, limitado no intervalo $[-5, 5]$ graus.

Figura 65 – Controle *yaw* PID.



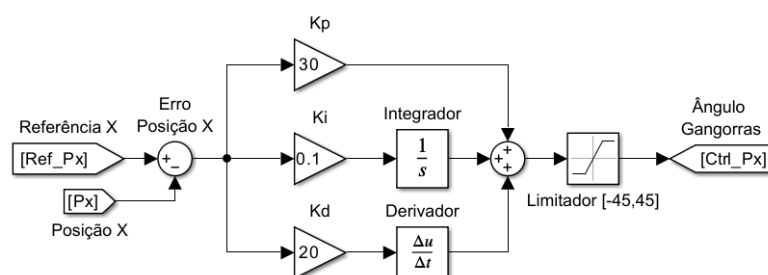
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

5.1.2 Controle de Posição

O controle de posição de um drone é essencial para garantir estabilidade, precisão e segurança durante o voo. No presente trabalho, este controle foi implementado usando controladores PID independentes, sendo um para cada eixo e sintonizados de forma heurística via simulações no ambiente MATLAB/Simulink.

O sistema referencial adotado para a posição segue a orientação *B-Frame* apresentada na Figura 51, portanto, em condições de voos praticáveis, sendo os eixos Z_B (do *B-Frame*) e Z_E (do *E-Frame*) proximamente alinhados, o eixo X de posição sempre deve apontar para frente do drone, enquanto o eixo Y de posição sempre aponta para a esquerda do drone. Dessa forma, o controle de posição no eixo X é feito a partir da inclinação das estruturas gangorras, por exemplo para o drone atingir um referencial à sua frente no eixo X, as gangorras devem se inclinar para frente, gerando uma componente de empuxo em direção à referência. Este controle longitudinal é feito a partir de um controlador PID com ganhos constantes ($K_p = 30$, $K_i = 0,1$ e $K_d = 20$), como mostra a Figura 66, cuja entrada é o sinal de erro da posição X e a saída é o ângulo *pitch* de referência para inclinação das estruturas gangorras limitadas para atuarem no intervalo $[-45, 45]$ graus.

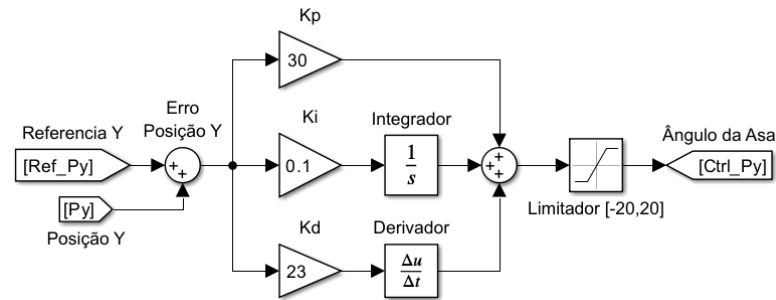
Figura 66 – Controlador PID da posição X.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Para a posição Y o controle é semelhante, entretanto, o movimento lateral do drone é realizado por meio da inclinação da asa, gerando componentes laterais da força de empuxo. Seguindo o mesmo princípio de referência abordado para a posição X, o controle PID de posição Y tem como entrada o sinal de erro de posição nesse eixo e saída o ângulo *roll* de referência para inclinação da asa. A Figura 67 mostra o diagrama deste controlador, sendo os ganhos $K_p = 30$, $K_i = 0,1$ e $K_d = 23$, além da limitação da saída de controle para atuar no intervalo $[-20, 20]$.

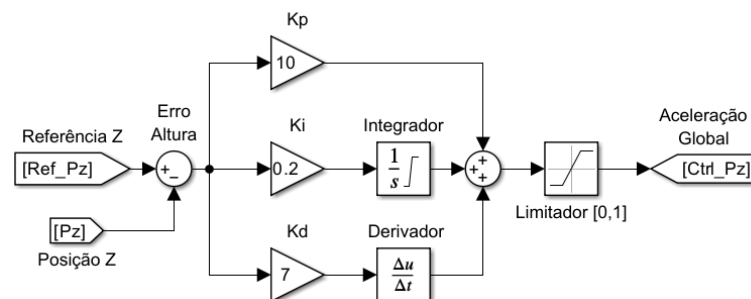
Figura 67 – Controlador PID para a posição Y.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A altitude, correspondente ao eixo vertical Z, é controlada diretamente pela potência dos motores, que ajustam o empuxo necessário para manter ou alterar a altura em relação ao solo. Esse controle é realizado por um controle PID com ganhos constantes ($K_p = 10$, $K_i = 0,2$ e $K_d = 7$) como mostra a Figura 68. A entrada deste controle é o sinal de erro da posição Z e a saída é o sinal de potência global dos motores, limitado no intervalo $[0,1]$, sendo 0 a potência mínima e 1 a potência máxima.

Figura 68 – Controlador PID para posição Z.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

5.2 CONTROLADORES FUZZY DE ESTABILIZAÇÃO

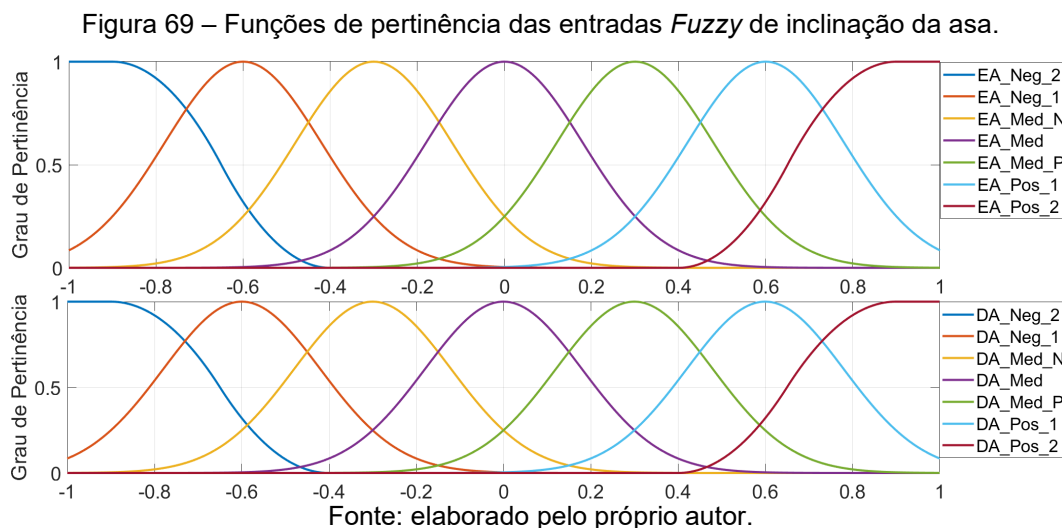
Esta seção detalha o núcleo do sistema de estabilização do VANT, focado nas malhas de controle de atitude. A abordagem é segregada pelos principais atuadores: as estruturas gangorras, com controles *Fuzzy* e *Fuzzy-PID* e a asa, com controle *Fuzzy*.

5.2.1 Controle Fuzzy de Inclinação da Asa

Conforme discutido na Seção 5.1.1, o controle do *roll* é refinado por meio de um sistema *Fuzzy*, que realiza ajustes dinâmicos e adaptativos na aceleração dos

pares de propulsores de cada estrutura gangorra e no ângulo de inclinação da asa (β). Esse controle utiliza como entradas os sinais de erro (e_ϕ), nomeadas na Figura 69 com prefixo EA, e a variação do erro ($\dot{e}_\phi$), nomeadas com prefixo DA, relacionados ao ângulo *roll*, representados por funções de pertinência do tipo gaussiana, curvas S e Z, com universo de discurso normalizado no intervalo $[-1, 1]$, conforme ilustrado na Figura 69. As escolhas dessas funções se dão devido a características de resposta proporcionadas pelas suas formas:

- Funções Gaussianas: aplicadas em conjuntos em que a transição suave e o ajuste gradual das pertinências são essenciais para o desempenho do controlador.
- Curvas S: utilizadas nos conjuntos extremos positivos (EA_Pos_2 e DA_Pos_2), proporcionando um crescimento suave da pertinência à medida que o valor da variável aumenta.
- Curvas Z: adotadas nos conjuntos extremos negativos (EA_Neg_2 e DA_Neg_2), proporcionando um aumento gradual da pertinência conforme o valor da variável se torna mais negativo.



A matriz de regras do controlador *Fuzzy* da asa é apresentada no Quadro 2, estabelecendo a relação entre as variáveis de entrada e as respectivas saídas. Essas matrizes definem, de forma sistemática, as ações do sistema diante de diferentes combinações de erro e variação do erro, permitindo uma resposta adaptativa e eficiente às condições operacionais.

Quadro 2 – Matriz de regras do controlador *Fuzzy* de inclinação da asa.

		Erro						
		Neg ₂	Neg ₁	Med _N	Med	Med _P	Pos ₁	Pos ₂
Variação do Erro	Neg ₂	T _{Max,N}	T _{Max,N}	T _{Alto,N}	T _{Med,N}	T _{Baixo,N}	T _{Baixo,N}	T _{Baixo,P}
	Neg ₁	T _{Max,N}	T _{Alto,N}	T _{Med,N}	T _{Baixo,N}	T _{Baixo,N}	T _{Baixo,P}	T _{Baixo,P}
	Med _N	T _{Max,N}	T _{Alto,N}	T _{Med,N}	T _{Baixo,N}	T _{Min}	T _{Med,P}	T _{Med,P}
	Med	T _{Alto,N}	T _{Med,N}	T _{Baixo,N}	T _{Min}	T _{Baixo,P}	T _{Med,P}	T _{Alto,P}
	Med _P	T _{Med,N}	T _{Med,N}	T _{Min}	T _{Baixo,P}	T _{Med,P}	T _{Alto,P}	T _{Max,P}
	Pos ₁	T _{Baixo,N}	T _{Baixo,N}	T _{Baixo,P}	T _{Baixo,P}	T _{Med,P}	T _{Alto,P}	T _{Max,P}
	Pos ₂	T _{Baixo,N}	T _{Baixo,P}	T _{Baixo,P}	T _{Med,P}	T _{Alto,P}	T _{Max,P}	T _{Max,P}

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Os consequentes deste controlador são constantes descritas na Tabela 3, onde T_{Max} representa a aceleração máxima permitida e T_{Min} a aceleração mínima. Esta saída é somada à potência dos pares de motores de cada gangorra: se o sistema identifica que o drone deve rotacionar no eixo *roll*, a aceleração do par de motores da gangorra esquerda aumenta e da direita diminui, resultando em uma assimetria de empuxo. Além da potência, o sinal de saída *Fuzzy* resulta em um torque no servomotor, ajustando a inclinação da asa para o valor desejado. O sistema *Fuzzy* proposto para o controle *roll* é baseado no método de Sugeno e, portanto, a defuzzificação é feita por meio do cálculo da média ponderada, apresentada na equação (5) da Seção 2.2.2.

Tabela 3 – Consequentes do controlador *Fuzzy* de inclinação da asa.

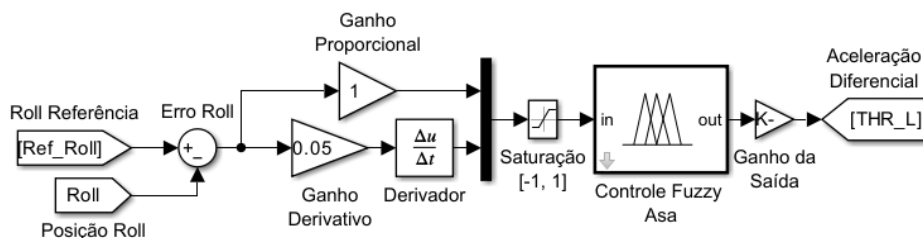
Nível	Valores das Constantes
T _{Max,N}	−1
T _{Alto,N}	−0,75
T _{Med,N}	−0,5
T _{Baixo,N}	−0,2
T _{Min}	0
T _{Baixo,P}	0,2
T _{Med,P}	0,5
T _{Alto,P}	0,75
T _{Max,P}	1

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Na Figura 70 apresenta-se o diagrama de blocos do controlador *Fuzzy* da asa, onde são mostradas as entradas de erro e a saída de controle que age sobre a

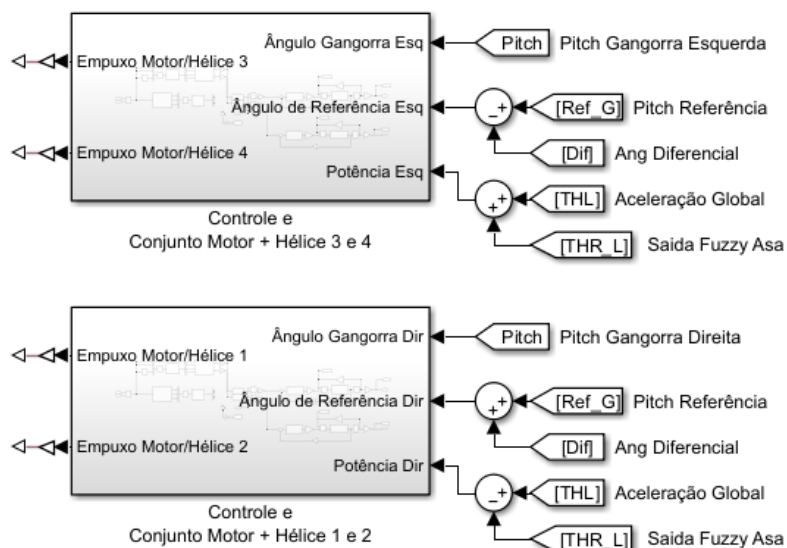
aceleração dos motores. Como mostram as Figura 71 e 72, acrescenta-se a saída *Fuzzy* da asa à entrada de potência dos motores das gangorras e na inclinação da asa, aplicando um sinal convertido em torque no servomotor, respectivamente.

Figura 70 – Diagrama de blocos do controle *Fuzzy* da asa.



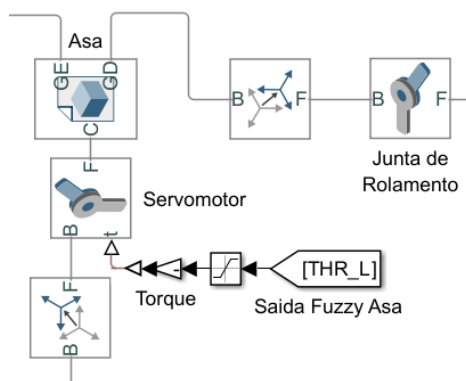
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 71 – Entradas dos blocos Controle e Conjunto Motor+Hélice.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 72 – Entrada de torque no servomotor da asa.

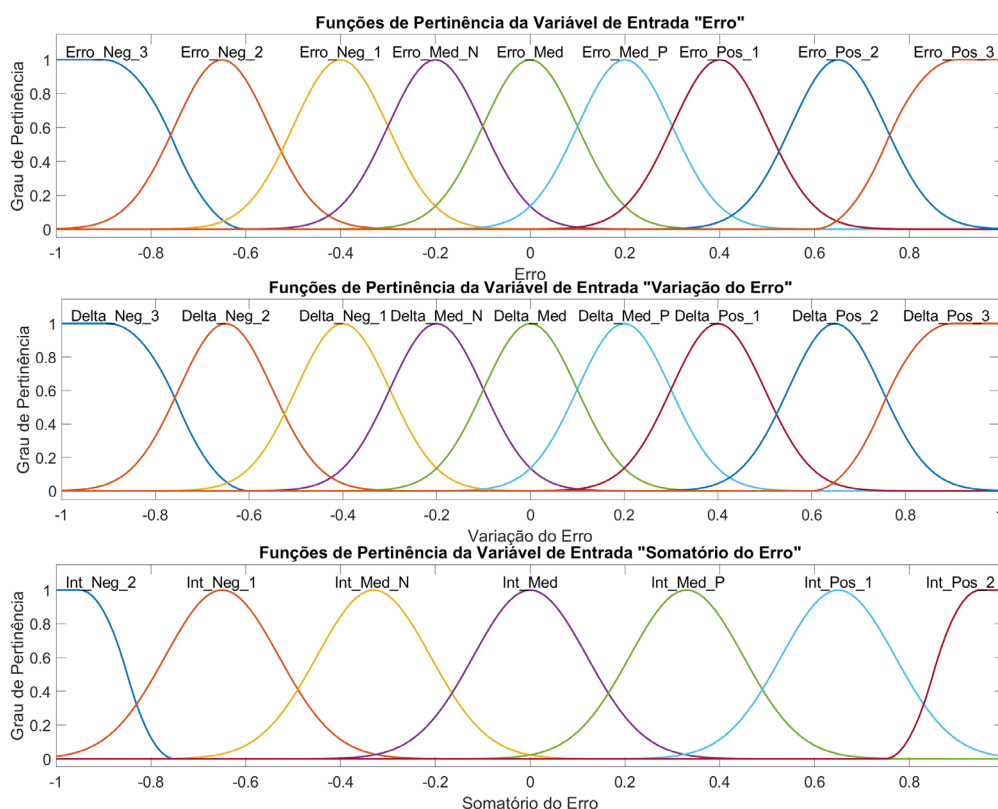


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

5.2.2 Controle *Fuzzy* de Inclinação das Estruturas Gangorras

O controle *Fuzzy* de inclinação das gangorras (α), tem como entradas os sinais de erro (e_θ), variação do erro ($\dot{e}_\theta$) e integral do erro ($\int e_\theta$) cujas funções de pertinência utilizadas na fuzzificação desses sinais são apresentadas na Figura 73. Para a construção dos conjuntos *Fuzzy* das entradas, foram utilizadas funções gaussianas, curvas S e Z, com universo de discurso para todos esses conjuntos *Fuzzy* normalizado no intervalo de -1 a 1 . Essa escolha da normalização visa permitir que o mesmo controle opere de maneira consistente e modular em diferentes sistemas variando o ganho de entrada.

Figura 73 – Funções de pertinência das entradas do controlador *Fuzzy* das estruturas gangorras.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

O controle do ângulo de inclinação das estruturas gangorras por meio da lógica *Fuzzy* quantifica as medidas do erro, variação do erro e integral do erro no posicionamento das estruturas gangorras como descrito nos Quadros 5 e 6, onde Neg₃ representa uma medida muito negativa e Pos₃ representa uma medida muito positiva, Neg₂, Neg₁, Med_N, ..., Pos₂, representam medidas graduais entre muito negativo e muito positivo. Seguindo tal lógica, a medida Med representa a mais próxima da medida nula (erro, variação do erro e integral do erro nulos), sendo a

conjunção alvo do controlador por meio das ações de controle nos motores. A partir do Quadro 3 é possível observar os conjuntos de regras que relacionam as entradas de erro e variação do erro e como cada uma delas geram os conjuntos de saída nas tensões dos motores. A configuração da matriz de regras da lógica *Fuzzy* é determinada de forma a que as ações de controle convirjam o sinal de erro para o mais próximo possível do valor nulo, isto é, quanto maior forem os sinais de erro e variação de erro, mais intensas serão as ações de controle que farão as estruturas gangorras atingirem os ângulos de referência.

Quadro 3 – Matriz de regras para as entradas erro e variação do erro do controlador *Fuzzy* das estruturas gangorras.

		Erro								
		Neg ₃	Neg ₂	Neg ₁	Med _N	Med	Med _P	Pos ₁	Pos ₂	Pos ₃
Variação do Erro (Delta_Erro)	Neg ₃	$\frac{V_{i,Min}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Min}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Min}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_3}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_2}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_1}}{V_{j,Alto_3}}$	$\frac{V_{i,Med}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Alto_1}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Alto_3}}$
	Neg ₂	$\frac{V_{i,Min}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Min}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Min}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_3}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_2}}{V_{j,Alto_3}}$	$\frac{V_{i,Baixo_1}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Med_A}}{V_{j,Alto_1}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Alto_1}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Alto_1}}$
	Neg ₁	$\frac{V_{i,Min}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Min}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_2}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_2}}{V_{j,Alto_3}}$	$\frac{V_{i,Med_B}}{V_{j,Alto_1}}$	$\frac{V_{i,Med}}{V_{j,Med_A}}$	$\frac{V_{i,Alto_1}}{V_{j,Med}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Med}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Med}}$
	Med _N	$\frac{V_{i,Baixo_2}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_2}}{V_{j,Alto_3}}$	$\frac{V_{i,Med_B}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Med_A}}{V_{j,Alto_3}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Alto_3}}$	$\frac{V_{i,Alto_1}}{V_{j,Alto_1}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Med}}$	$\frac{V_{i,Alto_3}}{V_{j,Med}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_1}}$
	Med	$\frac{V_{i,Baixo_3}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Med_B}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Med_A}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Med_A}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Med_B}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_3}}$
	Med _P	$\frac{V_{i,Baixo_1}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Med}}{V_{j,Alto_3}}$	$\frac{V_{i,Med}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Alto_1}}{V_{j,Alto_1}}$	$\frac{V_{i,Alto_3}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Alto_3}}{V_{j,Med_A}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Med_B}}$	$\frac{V_{i,Alto_3}}{V_{j,Baixo_2}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_2}}$
	Pos ₁	$\frac{V_{i,Med}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Med}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Med}}{V_{j,Alto_1}}$	$\frac{V_{i,Med_A}}{V_{j,Med}}$	$\frac{V_{i,Alto_1}}{V_{j,Med_B}}$	$\frac{V_{i,Alto_3}}{V_{j,Baixo_2}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_2}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Min}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Min}}$
	Pos ₂	$\frac{V_{i,Alto_1}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Alto_1}}{V_{j,Alto_2}}$	$\frac{V_{i,Alto_1}}{V_{j,Med_A}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Baixo_1}}$	$\frac{V_{i,Alto_3}}{V_{j,Baixo_2}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_3}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Min}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Min}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Min}}$
	Pos ₃	$\frac{V_{i,Alto_3}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Alto_1}}$	$\frac{V_{i,Alto_2}}{V_{j,Med}}$	$\frac{V_{i,Alto_3}}{V_{j,Baixo_1}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_2}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_3}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Min}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Min}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Min}}$

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

O sinal da integral do erro é agregado ao controle *Fuzzy* como forma de aprimorar as ações de controle. Os conjuntos de inferência da integral do erro geram ações de controle em conjunto com o sinal de erro de maneira similar ao abordado no

Quadro 3. Dessa forma, os conjuntos de inferência da integral do erro são associados aos conjuntos de erros de maior grau, isto é, os erros positivos e negativos de ordem 3. Similarmente ao abordado no Quadro 3, quanto maior o grau de erro, mais intensa será a ação de controle. No Quadro 4 podem ser observadas a matriz de regras relacionadas às entradas do erro e da integral do erro do controlador *Fuzzy* e as devidas ações de controle.

Quadro 4 – Matriz de regras para as entradas erro e integral do erro do controlador *Fuzzy* de das estruturas gangorras.

		Integral do Erro						
		Neg ₂	Neg ₁	Med _N	Med	Med _P	Pos ₁	Pos ₂
Erro	Neg ₃	$\frac{V_{i,Baixo_3}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Baixo_1}}{V_{j,Max}}$	$\frac{V_{i,Med_B}}{V_{j,Max}}$	—	—	—	—
	Pos ₃	—	—	—	—	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Med_B}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_1}}$	$\frac{V_{i,Max}}{V_{j,Baixo_3}}$

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

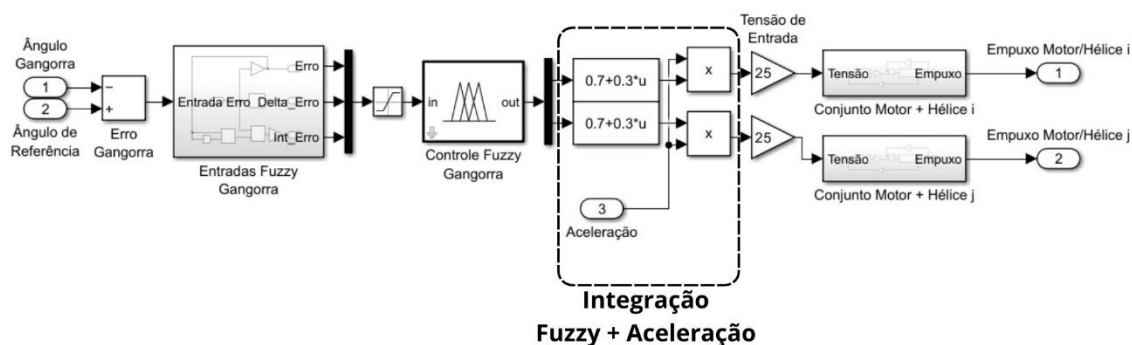
O controlador *Fuzzy* desenvolvido para o ajuste da inclinação das estruturas gangorras utiliza o método de inferência de Sugeno com defuzzificação por média ponderada (equação (5) da Seção 2.2.2). No contexto do controle *Fuzzy* de inclinação das gangorras, foram determinadas constantes específicas como resultados das regras estabelecidas no sistema atuando diretamente na saída do controlador, definindo os valores que serão aplicados ao sistema de acordo com as condições detectadas pelas regras *Fuzzy*. A definição dessas constantes é apresentada na Tabela 4 que são as ações de controle quantificadas como as tensões aplicadas nos motores i e j em cada gangorra, sendo V_{Max} a máxima tensão e V_{Min} a tensão mínima. Seguindo a mesma lógica das medidas de erro, as medidas V_{Baixo_3} , V_{Baixo_2} , V_{Baixo_1} , ..., V_{Alto_3} , representam medidas intermediárias entre as tensões máximas e mínimas aplicadas aos motores.

Na Figura 74 é possível observar o diagrama de blocos do conjunto motor-hélice com o incremento do controlador *Fuzzy*.

Tabela 4 – Consequentes do controlador *Fuzzy* das estruturas gangorras.

Nível	Valores das Constantes
V_{Min}	0
V_{Baixo_3}	0,075
V_{Baixo_2}	0,18
V_{Baixo_1}	0,295
V_{Med_B}	0,4
V_{Med}	0,5
V_{Med_A}	0,6
V_{Alto_1}	0,705
V_{Alto_2}	0,82
V_{Alto_3}	0,925
V_{Max}	1

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

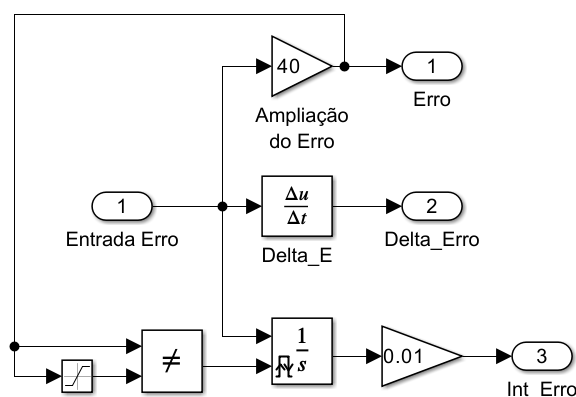
Figura 74 – Diagrama de blocos do controle *Fuzzy* no conjunto motor-hélice.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A seguir são detalhados cada um dos blocos desse sistema.

- Ângulo de Referência: especifica o ângulo *pitch* em que a estrutura gangorra deve se estabilizar.
- Ângulo Gangorra: fornece ao controle *Fuzzy* o ângulo *pitch* atual da estrutura gangorra.
- Entradas *Fuzzy* Gangorra: tem como entrada o sinal de erro do ângulo *pitch* da estrutura gangorra e em suas saídas apresentam o erro, variação do erro e a integral do erro. Na Figura 75 observa-se como se dá sua lógica em que a saída erro possui uma amplificação de 40 vezes do valor da entrada, enquanto a integral do erro possui um ganho de 0,01. Estes ganhos foram determinados a partir de análises de respostas do sistema no ambiente de simulação.

Figura 75 – Diagrama interno de blocos das Entradas *Fuzzy* Gangorra.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

- Controle *Fuzzy* Gangorra: contém a lógica *Fuzzy* desenvolvida para lidar com o sistema.
- Blocos de integração do controle *Fuzzy* com o controle da aceleração dos motores: após o processamento das saídas pelo controle *Fuzzy*, o sistema apresenta uma sequência de blocos dedicados à lógica de aceleração dos motores. Esses blocos são responsáveis por definir como a potência é distribuída entre os motores, tendo como entrada o parâmetro “Aceleração”. Esse parâmetro varia dentro do intervalo de 0 a 1 (0 é aceleração nula, 1 é aceleração máxima). A lógica *Fuzzy* está integrada ao controle de aceleração dos motores por meio de um peso específico: ela é responsável por controlar 30% da aceleração total dos motores, com peso de 0,3. Essa proporção é suficiente para que o controle *Fuzzy* possa atuar diretamente sobre o ângulo de inclinação da estrutura gangorra, realizando ajustes finos que garantem a estabilização desejada.

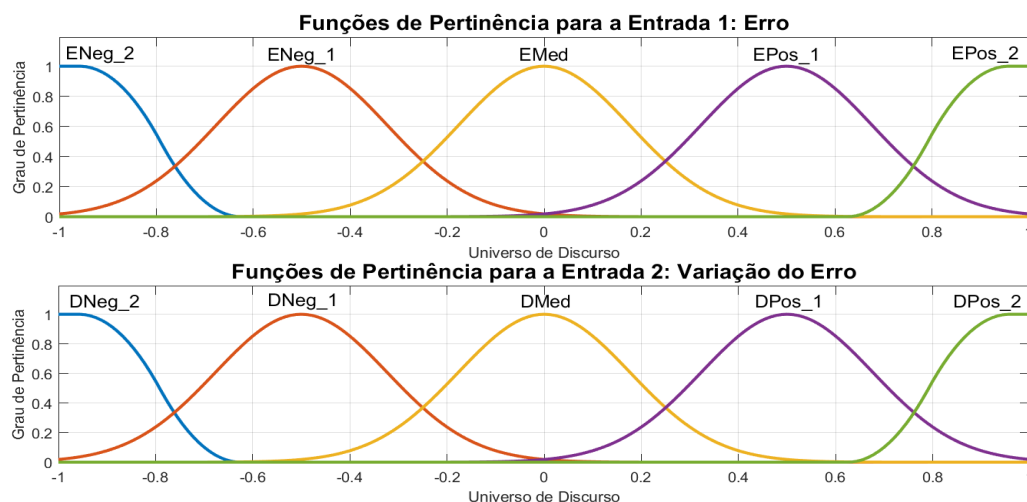
5.2.3 Controle *Fuzzy*-PID de Inclinação das Estruturas Gangorras

Para o controle do ângulo de inclinação das estruturas gangorras (α), também se implementa um controlador híbrido *Fuzzy*-PID. A componente de lógica *Fuzzy* foi desenvolvida utilizando o método de inferência de Sugeno cujas entradas (antecedentes) do controlador são o erro (e_θ) e a variação do erro ($\dot{e}_\theta$) do ângulo de inclinação da gangorra em relação ao *pitch* de referência. Para a fuzzificação dessas entradas, foram empregadas funções de pertinência gaussianas (representam as

magnitudes centrais), curvas S e Z (representam as magnitudes extremas), as quais são mostradas na Figura 76.

A relação entre as variáveis de entrada (antecedentes) e as ações de controle de saída (consequentes) é formalizada pela matriz de regras desenvolvida para este modelo, conforme descrito no Quadro 5.

Figura 76 – Funções de pertinência das entradas do controlador *Fuzzy*-PID das estruturas gangorras.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Quadro 5 – Matriz de regras do controlador *Fuzzy*-PID.

		Erro				
		Neg ₂	Neg ₁	Med	Pos ₁	Pos ₂
Variação do Erro	Neg ₂	K _p ,Max K _i ,Min K _d ,Alto	K _p ,Alto K _i ,Max K _d ,Alto	K _p ,Med K _i ,Alto K _d ,Alto	K _p ,Baixo K _i ,Min K _d ,Min	K _p ,Alto K _i ,Min K _d ,Baixo
	Neg ₁	K _p ,Max K _i ,Min K _d ,Alto	K _p ,Alto K _i ,Alto K _d ,Alto	K _p ,Alto K _i ,Max K _d ,Max	K _p ,Med K _i ,Min K _d ,Baixo	K _p ,Max K _i ,Min K _d ,Min
	Med	K _p ,Max K _i ,Min K _d ,Min	K _p ,Med K _i ,Med K _d ,Baixo	K _p ,Max K _i ,Max K _d ,Max	K _p ,Med K _i ,Med K _d ,Baixo	K _p ,Max K _i ,Min K _d ,Min
	Pos ₁	K _p ,Max K _i ,Min K _d ,Min	K _p ,Med K _i ,Min K _d ,Baixo	K _p ,Alto K _i ,Max K _d ,Max	K _p ,Alto K _i ,Alto K _d ,Alto	K _p ,Max K _i ,Min K _d ,Alto
	Pos ₂	K _p ,Alto K _i ,Min K _d ,Baixo	K _p ,Baixo K _i ,Min K _d ,Min	K _p ,Med K _i ,Alto K _d ,Alto	K _p ,Alto K _i ,Max K _d ,Alto	K _p ,Max K _i ,Min K _d ,Alto

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Os consequentes das regras de controle foram definidos por constantes numéricas, mostradas na Tabela 5. A etapa final de defuzzificação, utilizada para converter a saída *Fuzzy* em um valor de controle nítido aplicável aos atuadores, foi realizada pelo método da média ponderada.

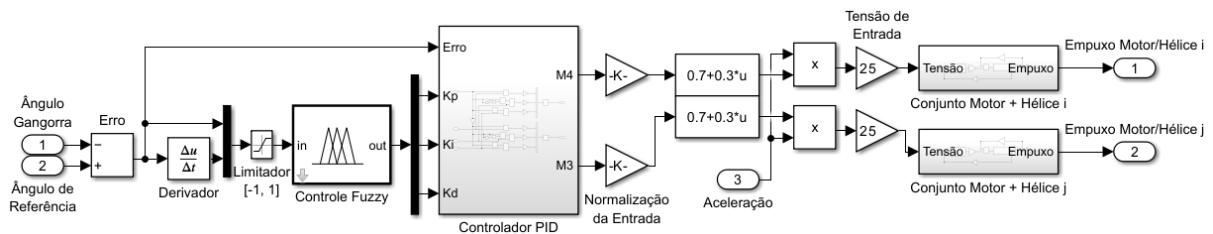
Tabela 5 – Consequentes do controlador *Fuzzy*-PID das estruturas gangorras.

K_p		K_i		K_d	
$K_{p,Min}$	0	$K_{i,Min}$	0	$K_{d,Min}$	0.1
$K_{p,Baixo}$	0.1	$K_{i,Baixo}$	0.05	$K_{d,Baixo}$	0.3
$K_{p,Med}$	1	$K_{i,Med}$	0.3	$K_{d,Med}$	0.5
$K_{p,Alto}$	3	$K_{i,Alto}$	1	$K_{d,Alto}$	1
$K_{p,Max}$	5	$K_{i,Max}$	20	$K_{d,Max}$	10

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A Figura 77 apresenta a arquitetura do sistema de controle do conjunto motor-hélice utilizando o controlador *Fuzzy*-PID. O controle *Fuzzy* recebe como entradas os sinais de erro e a variação do erro do ângulo *pitch*. Com base nesses sinais, o controlador *Fuzzy* processa as informações e gera, como saída, os ganhos do controlador PID: K_p , K_i e K_d .

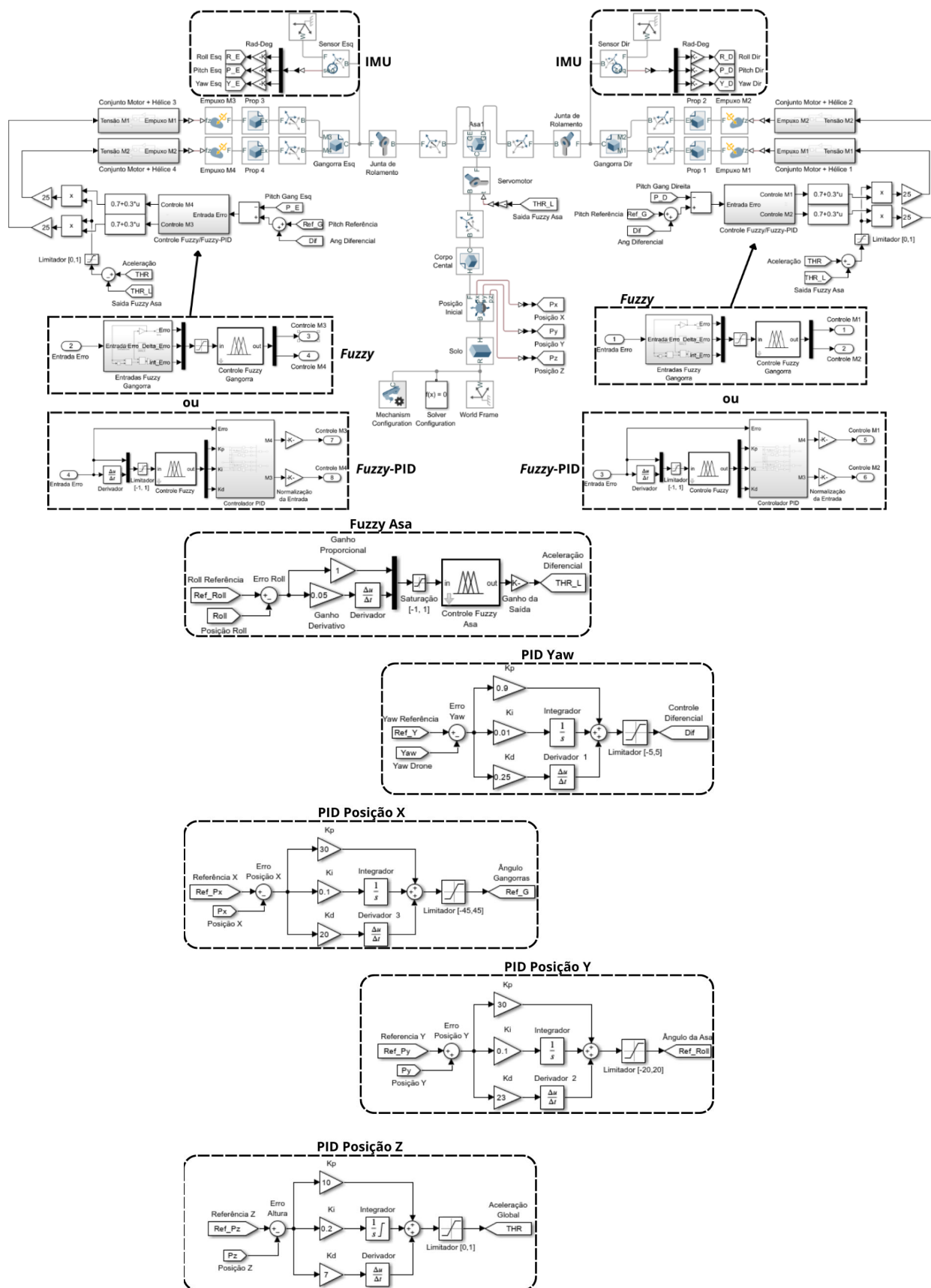
Figura 77 – Diagrama de blocos do controle *Fuzzy*-PID no conjunto motor-hélice



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A Figura 78 mostra o diagrama de blocos do sistema de controle do drone, ressaltando que já estão inseridos os controles *Fuzzy* ou *Fuzzy*-PID nas gangorras (Figuras 74 e 77), o controle PID de posição (Figuras 66, 67 e 68) e o controle PID do Yaw (Figura 65), além do controle *Fuzzy* da asa (Figura 70). Para uma melhor visualização da Figura 78, ela apresenta-se também no Apêndice A.

Figura 78 – Diagrama de blocos do sistema de controle do drone

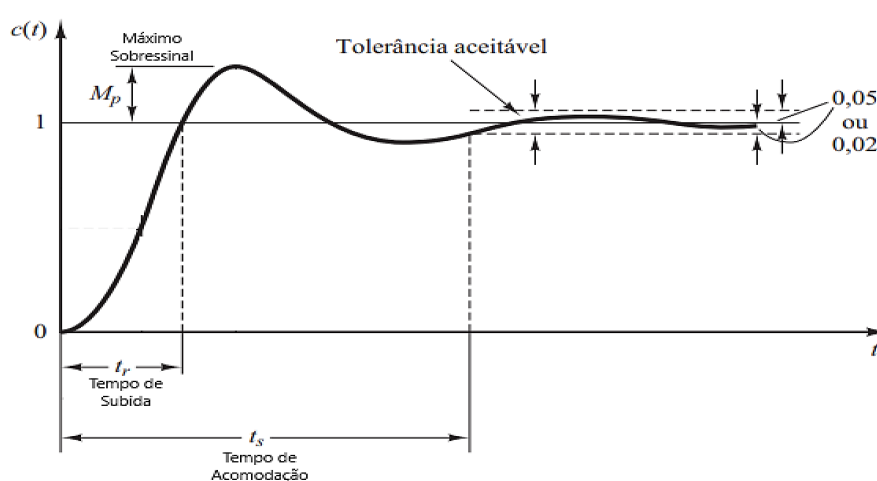


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

5.3 CRITÉRIOS DE DESEMPENHO E MÉTRICAS DE AVALIAÇÃO

O tempo de subida (t_r), o tempo de acomodação (t_s) e o máximo sobressinal (M_p) são parâmetros fundamentais para a análise do desempenho de sistemas de controle, pois caracterizam a resposta temporal de um sistema. O tempo de subida refere-se ao intervalo de tempo necessário para que a resposta do sistema atinja o valor final desejado, indicando a rapidez com que o sistema atinge sua referência. O tempo de acomodação corresponde ao tempo necessário para que a resposta do sistema permaneça dentro de uma faixa de tolerância em torno do valor final, geralmente de 2% a 5%, refletindo a estabilidade e a velocidade de convergência do sistema. Já o máximo sobressinal representa o pico máximo de *overshoot*, isto é, a diferença entre o valor máximo da resposta e o valor final. Esse parâmetro indica a oscilação inicial do sistema e está diretamente relacionado ao amortecimento do sistema. Na Figura 79, é possível observar uma curva de resposta que exemplifica como esses parâmetros são obtidos.

Figura 79 – Curva de resposta ao degrau unitário.



Fonte: Ogata, 2010 (adaptado).

As análises quantitativas dos resultados são feitas a partir de alguns índices de desempenho usando os critérios integrais seguindo o que é apresentado em Dorf e Bishop (2024) e em Hollweg (2024). Os índices de desempenho são cruciais para avaliar a eficácia dos sistemas de controle, oferecendo uma métrica quantitativa. Eles medem a precisão e a eficiência das ações de controle, considerando os erros ao longo do tempo e a resposta do sistema a diferentes condições. A seguir os índices são apresentados.

Integral of Absolut Error (IAE): mede a soma acumulada do erro absoluto ao longo do tempo, sem penalizar erros grandes mais do que pequenos. Um IAE menor indica um sistema que mantém o erro pequeno durante a resposta transitória e estacionária enquanto um IAE maior sugere que o sistema tem um erro persistente ou oscilações que levam mais tempo para serem eliminadas. O cálculo deste índice é descrito pela equação (46) em que $e(t)$ representa o sinal de entrada erro do sistema.

$$IAE = \int_0^{\infty} |e(t)| dt \quad (46)$$

Integral of Time-weighted Absolute Error (ITAE): penaliza erros que ocorrem mais tarde na resposta mais do que os que ocorrem no início. Isso significa que ele favorece respostas rápidas que eliminam o erro o mais cedo possível. Se um sistema apresenta oscilações ou erros prolongados, o ITAE será alto, pois os erros em tempos maiores são multiplicados por t enquanto um ITAE menor indica que o sistema reduz rapidamente o erro e melhora o desempenho em longo prazo. O cálculo deste índice é descrito na equação (47).

$$ITAE = \int_0^{\infty} t|e(t)| dt \quad (47)$$

Integral of Squared Error (ISE): penaliza erros de forma quadrática, isto é, erros grandes contribuem muito mais para o valor do índice do que erros pequenos conforme abordado em Dorf e Bishop (2024). Assim, um ISE alto indica que a resposta transitória teve erros significativos, como oscilações grandes ou desvios da referência e um ISE baixo sugere que a resposta teve menor magnitude de erro, resultando em um melhor desempenho do sistema. O cálculo do índice ISE é descrito na equação (48).

$$ISE = \int_0^{\infty} e^2(t) dt \quad (48)$$

Integral of Time-weighted Squared Error (ITSE): similar ao ISE, mas inclui um peso crescente com o tempo. Isso significa que ele penaliza mais fortemente os erros que ocorrem tardiamente na resposta. Um ITSE alto indica que o erro demorou para ser eliminado, sugerindo um sistema com resposta lenta ou oscilações prolongadas, já um ITSE baixo significa que o erro foi rapidamente reduzido, tornando o sistema mais eficiente. O cálculo do índice é descrito na equação (49).

$$ITSE = \int_0^{\infty} t e^2(t) dt \quad (49)$$

Integral of Absolute Control Action (IAU): mede o esforço de controle aplicado ao sistema. Quanto maior o IAU, maior o esforço de controle aplicado. Ou seja, um IAU alto pode indicar que o controlador faz grandes variações no sinal de controle, o que pode ser indesejado em sistemas com restrições de atuação ou consumo de energia e um IAU baixo sugere que o controle é mais econômico, mas pode resultar em respostas mais lentas. Este índice é calculado a partir da equação (50), em que $u(t)$ representa o sinal de controle ao longo do tempo.

$$IAU = \int_0^{\infty} |u(t)| dt \quad (50)$$

6 RESULTADOS

O presente capítulo detalha os resultados obtidos a partir das simulações e experimentos, essenciais para a validação da arquitetura mecânica e dos algoritmos de controle propostos. Inicialmente, são apresentadas as análises de engenharia preliminares, incluindo as simulações estruturais para verificar a integridade da estrutura da aeronave e as simulações aerodinâmicas para quantificar os efeitos dos perfis em condições de voo.

Em seguida, se inicia com as respostas do sistema em ambiente simulado, detalhando o desempenho dos controladores *Fuzzy*, *Fuzzy-PID* e *PID* de forma isolada para cada grau de liberdade: *roll*, *pitch*, *yaw* e controle de posição. Posteriormente, se avalia as respostas dos controles ante a diversos tipos de distúrbios e, por fim, o capítulo aborda a validação experimental do desempenho do controle de atitude, apresentando as respostas de *roll* e *pitch* obtidas em condições de voo amarrado.

6.1 RESULTADOS DAS SIMULAÇÕES ESTRUTURAIS

Nesta seção são realizadas simulações de forças estáticas aplicadas às estruturas gangorras e à asa com o intuito de validar a integridade estrutural da asa e garantir sua capacidade de suportar as cargas aerodinâmicas de voo, foi conduzida uma análise de Elementos Finitos (FEA) sob condições de carregamento estático utilizando o *software* Autodesk Fusion. Este procedimento simula as forças críticas que a estrutura pode encontrar, permitindo a avaliação da segurança estrutural e da rigidez do projeto. Adicionalmente, serão apresentadas simulações em ambiente CFD (Dinâmica dos Fluidos Computacional – *Computational Fluid Dynamics*) para analisar o comportamento aerodinâmico da asa utilizando o *software* Autodesk CFD.

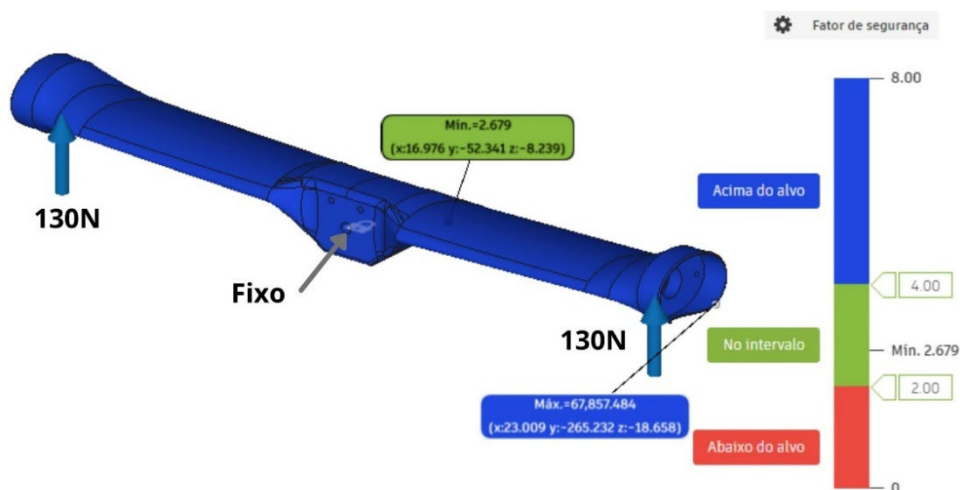
6.1.1 Simulações de Forças

A simulação de carregamento estático da asa foi configurada para representar o momento de máxima solicitação estrutural. O modelo considerou o centro da asa como fixo (restrição de deslocamento e rotação), replicando o ponto de fixação ao servomotor, como mostrado na seção 3.1. As cargas de 130 N foram aplicadas nas extremidades de ambas as asas apontando para o semieixo positivo Z, simulando condições de máxima potência dos motores que, como apresentado na seção 4.3,

cada conjunto motor-hélice pode exercer um empuxo máximo de 3,7 kgf, ou 36,4 N. Essas forças estáticas representam uma carga de projeto conservadora, tipicamente associada a um fator de segurança elevado para as forças de sustentação experimentadas durante manobras de alto fator de carga. Os resultados da simulação por FEA forneceram métricas cruciais para a avaliação da segurança e desempenho estrutural.

Na Figura 80 é apresentado o mapa de fator de segurança (FS) obtido na simulação, com um valor de FS de 2,679. Este resultado indica que a tensão máxima experimentada na asa é 2,679 vezes menor do que a tensão limite de escoamento do material (próximo de 43 Mpa) (Santana *et.al.*, 2018). Um fator de segurança substancialmente acima de 2,0 confirma que a estrutura possui uma margem de segurança robusta para evitar a falha permanente sob as condições de carregamento simuladas.

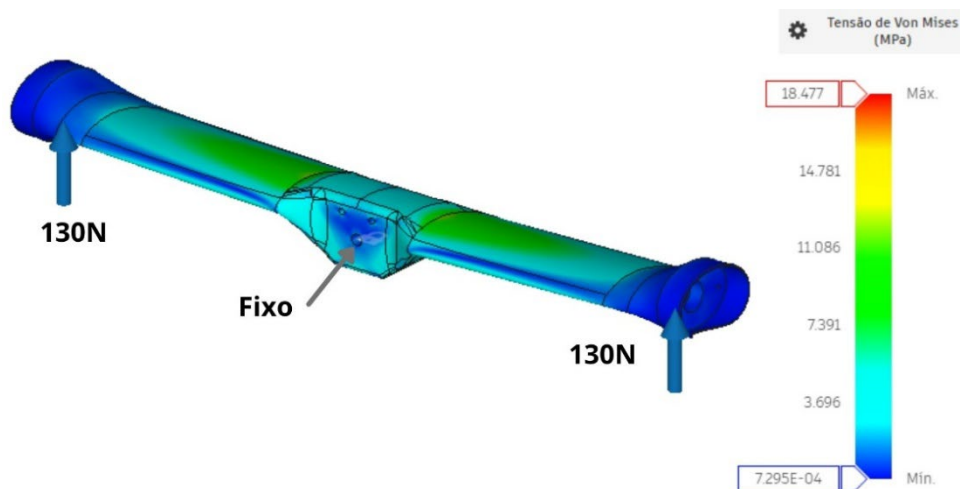
Figura 80 – Mapa de fator de segurança na superfície da asa.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Na Figura 81 é apresentado o mapa de tensão de Von Mises, que mostra que para a simulação realizada, a máxima tensão registrada na estrutura foi de 18,477 MPa, valor este bastante inferior ao valor máximo suportado pelo material PLA (Santana *et.al.*, 2018). A Tensão de Von Mises é o critério de falha mais comum para materiais dúcteis, representando a tensão uniaxial equivalente que causaria a mesma energia de distorção. A localização dessa tensão máxima é crítica, pois aponta para a região de maior concentração de estresse.

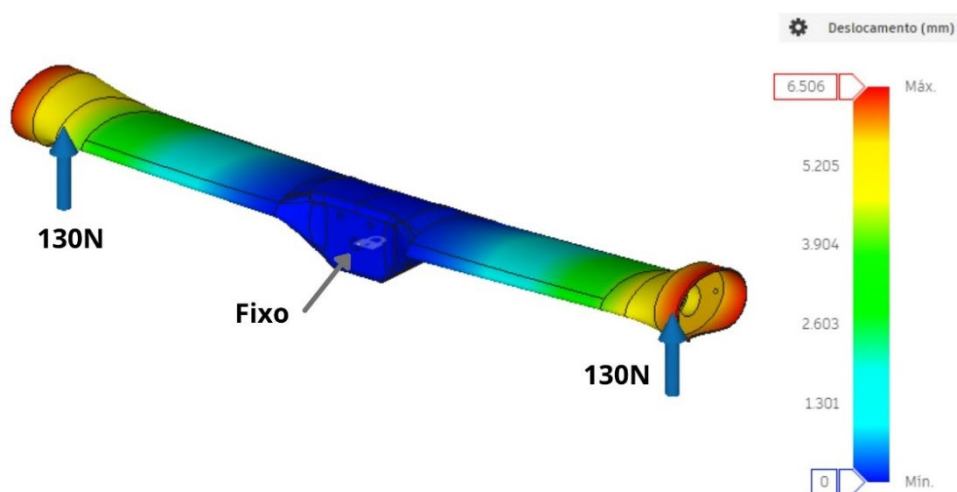
Figura 81 – Mapa de tensão de Von Mises na superfície da asa.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Na Figura 82 é apresentado o mapa de deslocamento, que mostra que o deslocamento máximo ocorreu nas pontas das asas e foi medido em 6,506 mm. Essa métrica avalia a rigidez da estrutura e embora o deslocamento não cause a falha estrutural, um valor excessivo pode impactar negativamente o desempenho aerodinâmico e a eficácia do sistema, alterando o formato do perfil em voo e desviando os vetores de empuxo. O valor obtido demonstra que a deformação é baixa conforme os limites do material e aerodinamicamente essa deformação não prejudica o desempenho já que o deslocamento do vetor de empuxo nessa condição é suficientemente pequeno.

Figura 82 – Mapa de deslocamento da asa.

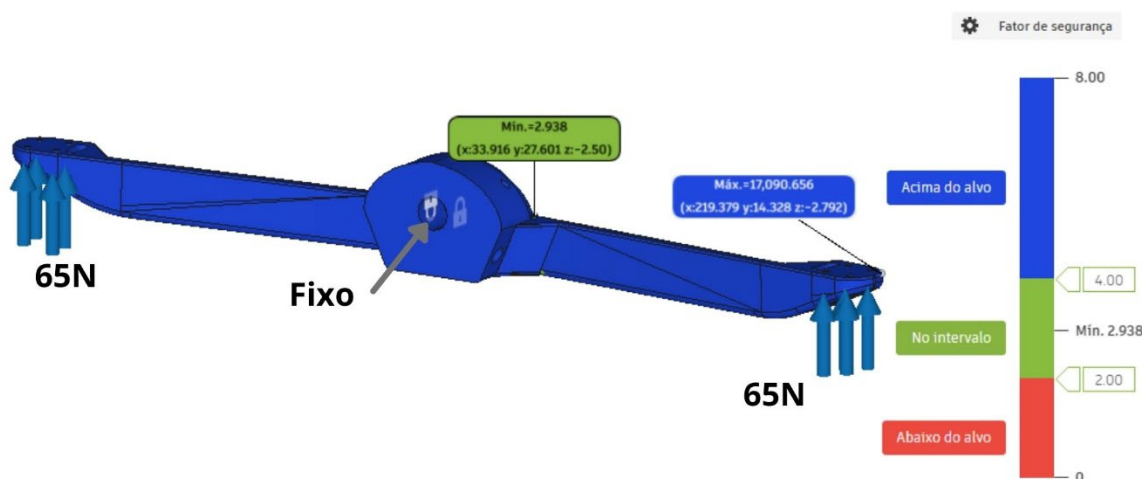


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Foi realizada uma simulação de FEA sob condições de carregamento estático também na estrutura gangorra, de forma complementar e similar ao realizado no componente asa. A simulação configurou a estrutura com sua região central fixada (restrições totais de deslocamento), modelando o ponto de conexão à asa e seu eixo de rotação. Duas cargas estáticas de 65 N foram aplicadas simultaneamente em ambas as extremidades do componente.

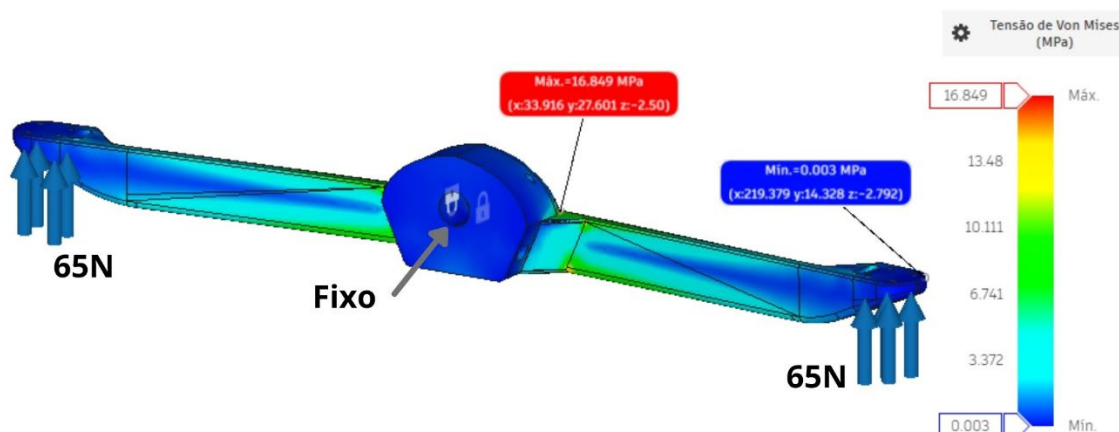
Nas Figuras 83, 84 e 85 mostram-se os resultados obtidos nessa simulação, sendo eles os mapas de fator de segurança, tensão de Von Mises e deslocamento, respectivamente. Os resultados mostram que se obteve $FS = 2,938$, tensão máxima de 16,849 MPa e deslocamento máximo de 3,165 mm. Esses resultados mostram que as estruturas gangorras são capazes de suportar as forças previstas no projeto com relativa folga, garantindo que a peça opera inteiramente dentro de seu regime elástico e possui uma margem de segurança de 65,97% em relação à tensão de escoamento do material (Santana *et.al.*, 2018). A rigidez demonstrada pelo baixo deslocamento máximo confirma que o componente manterá sua precisão geométrica e funcionalidade sob as condições de carregamento operacional, evitando deformações permanentes e falha por excesso de deflexão.

Figura 83 – Mapa do fator de segurança da estrutura gangorra.



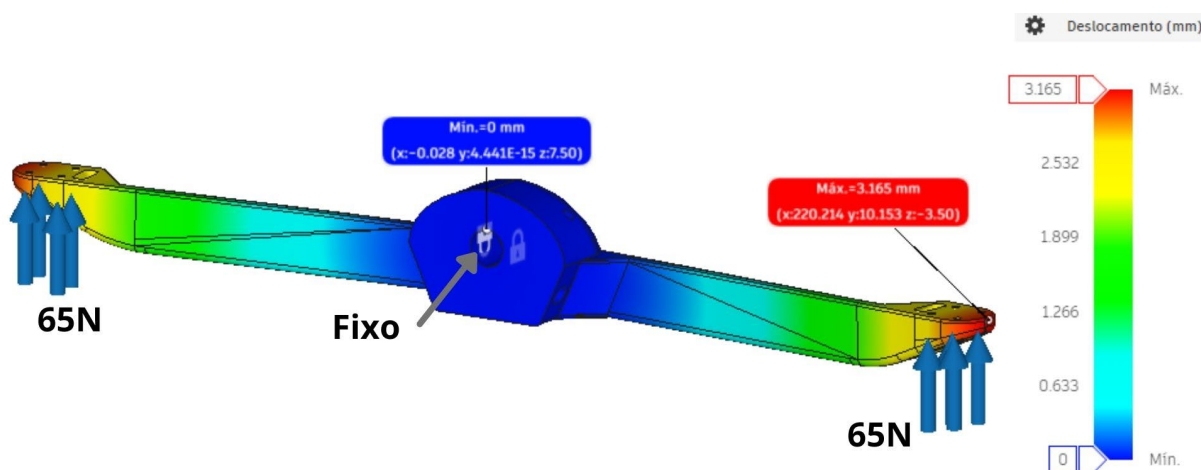
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 84 – Mapa de tensão de Von Mises da estrutura gangorra.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 85 – Mapa de deslocamento da estrutura gangorra.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

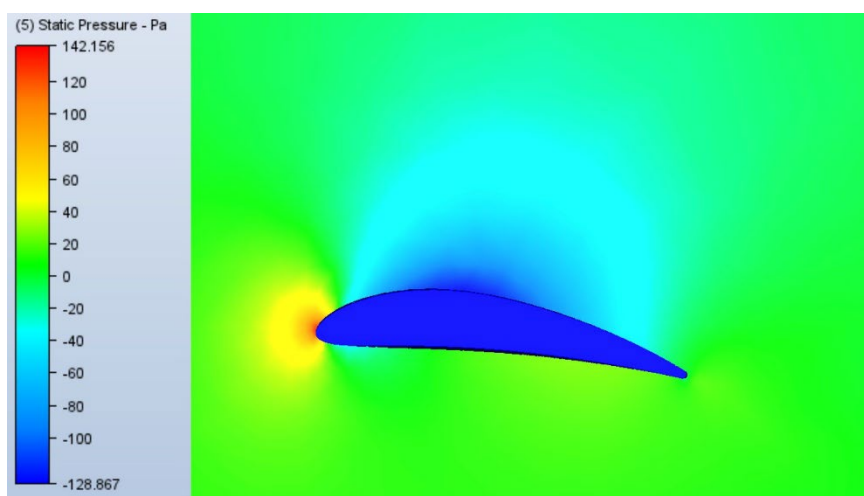
6.1.2 Simulações Aerodinâmicas

Complementarmente às análises estruturais, foram realizadas simulações aerodinâmicas com a asa para caracterizar seu desempenho em condições de voo e validar o perfil aerodinâmico escolhido. A Dinâmica de Fluidos Computacional (CFD) foi empregada utilizando o *software* Autodesk CFD, que permite a visualização detalhada da interação do fluxo de ar com a superfície da asa.

A simulação foi configurada com o vento relativo incidindo sobre a asa a uma velocidade de 15 m/s, valor estimado para o regime de voo nominal do modelo. O objetivo principal foi analisar os diagramas de pressão estática e os padrões de velocidade do fluxo de ar sobre e sob o perfil, que são os fatores determinantes para a geração de sustentação e arrasto.

A Figura 86 apresenta o mapa de contorno de pressão, que revela a distribuição detalhada da pressão estática sobre a superfície do perfil aerodinâmico, confirmando o princípio fundamental da sustentação. Na superfície superior (extradorso), onde o fluxo de ar é acelerado, a pressão estática mínima registrada foi de -128,867 Pa (vácuo relativo). Por outro lado, na superfície inferior (intradorso), a pressão média se manteve em um valor positivo, próximo a 10 Pa. Esta disposição cria um gradiente de pressão significativo, em que a baixa pressão no extradorso e a pressão comparativamente maior no intradorso resultam em uma força líquida perpendicular à direção do escoamento. Este diferencial de pressão é o mecanismo primário responsável pela força de sustentação, pois as forças exercidas pelo fluido apontam predominantemente para cima. Por outro lado, a pressão estática máxima de 142,156 Pa foi observada no bordo de ataque da asa. Esta região, que corresponde ao ponto de estagnação principal, é onde o fluxo de ar é forçado a parar, resultando no maior acúmulo de pressão estática além de estar diretamente relacionada à força de arrasto.

Figura 86 – Pressão estática sobre o perfil aerodinâmico da asa.

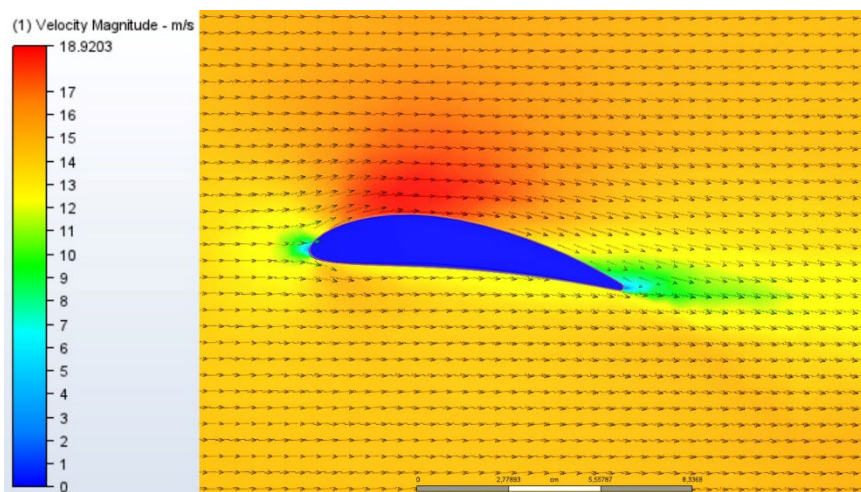


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Os resultados do mapa de velocidade do fluxo de ar são mostrados na Figura 87, em que é confirmada a aceleração do escoamento sobre a superfície superior. Em concordância com o Princípio de Bernoulli, em que a pressão estática é inversamente proporcional à velocidade do escoamento, a velocidade máxima atingida pelo vento foi observada na superfície superior da asa, em que o ar foi acelerado para 18,92 m/s. Este aumento de velocidade em relação à velocidade de entrada (15 m/s) é a causa direta da queda de pressão observada na Figura 86, demonstrando que o perfil

aerodinâmico NACA 84XX cumpre seu papel de gerar sustentação de forma eficaz na velocidade de projeto simulada.

Figura 87 – Mapa de velocidade do fluxo de ar sobre o perfil aerodinâmico da asa.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A simulação de CFD permitiu a quantificação direta das forças aerodinâmicas sob a condição de escoamento de 15 m/s. Os resultados primários demonstraram que a força de sustentação gerada pela asa foi de 1,9822 N, enquanto a força de arrasto resultante foi de 0,5982 N. Com base nestes valores e utilizando as equações (8), (9) e (10) da seção 3.1, foram calculados os coeficientes de sustentação, de arrasto e razão de planeio, respectivamente, os quais são apresentados na Tabela 6. Estes coeficientes são cruciais para a modelagem do desempenho de voo, indicando que a asa é capaz de gerar 3,31 unidades de sustentação para cada unidade de arrasto.

Tabela 6 – Forças e coeficientes da asa

Força de Sustentação (L_{sus})	1,9822 N
Força de Arrasto (D)	0,5982 N
Coeficiente de Sustentação (C_L)	0,4693
Coeficiente de Arrasto (C_D)	0,1416
Coeficiente de Planeio (C_P)	3,3136

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

6.2 RESULTADOS SIMULADOS DE CONTROLE

Nesta seção, são apresentados os resultados das simulações computacionais de voo do drone realizadas no ambiente MATLAB/*Simulink*. Os testes contemplam os controles dos ângulos de atitude *pitch*, *roll* e *yaw* separadamente, bem como o controle

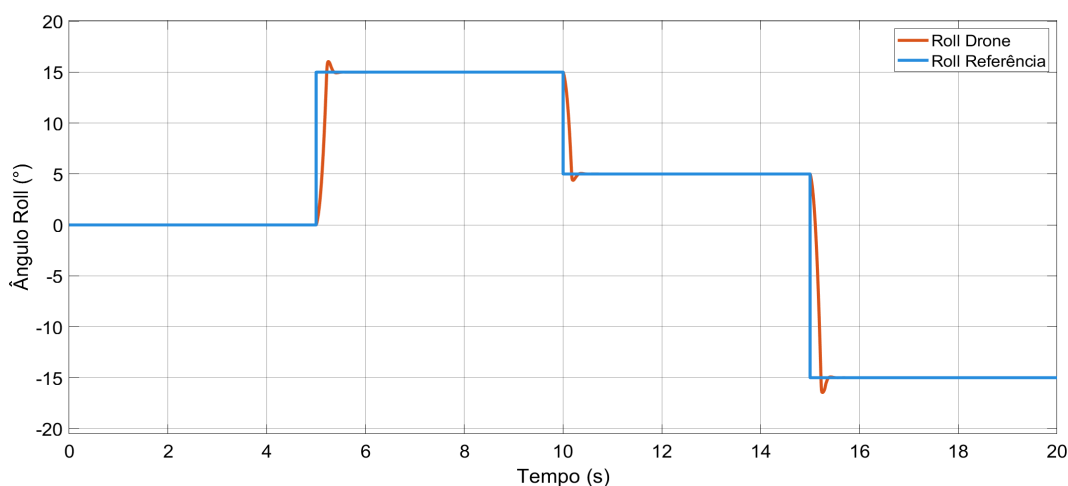
de posição em espaço tridimensional. Adicionalmente, são explorados cenários com aplicação de distúrbios externos e ruídos de sensoriamento, permitindo avaliar a robustez e a capacidade de resposta do sistema de controle frente a perturbações dinâmicas. O esquema utilizado para as simulações é o apresentado na Figura 78.

6.2.1 Controle de Atitude

6.2.1.1 Simulação do Controle de *Roll*

Nas Figuras 88, apresenta-se a resposta do ângulo de *roll*, considerando três mudanças na referência. A primeira mudança ocorre aos 5s, quando a referência é alterada para 15° , exigindo uma manobra rápida e sustentada do sistema. A segunda mudança acontece aos 10s, quando a referência é reduzida de 15° para 5° , testando a capacidade do controlador de amortecer o movimento e acomodar-se a um valor menor. Finalmente, aos 15s, é aplicada uma mudança brusca para -15° , simulando uma inversão de manobra e avaliando a precisão da resposta em regime transiente. A resposta do controlador *Fuzzy* no eixo *roll* demonstrou ser suficientemente rápida e precisa frente às mudanças de referência impostas no cenário de simulação.

Figura 88 – Controle de *roll* do drone em voo.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Tabela 7 – Índices e parâmetros de desempenho do controle de *roll*.

	Máximo Sobressinal (%)	Tempo de Subida (s)	Tempo de Acomodação (s)	IAE	ITAE	ISE	ITSE	IAU
<i>Fuzzy Asa</i>	0,67	0,20	0,31	6,35	126,90	78,30	1566	0,03

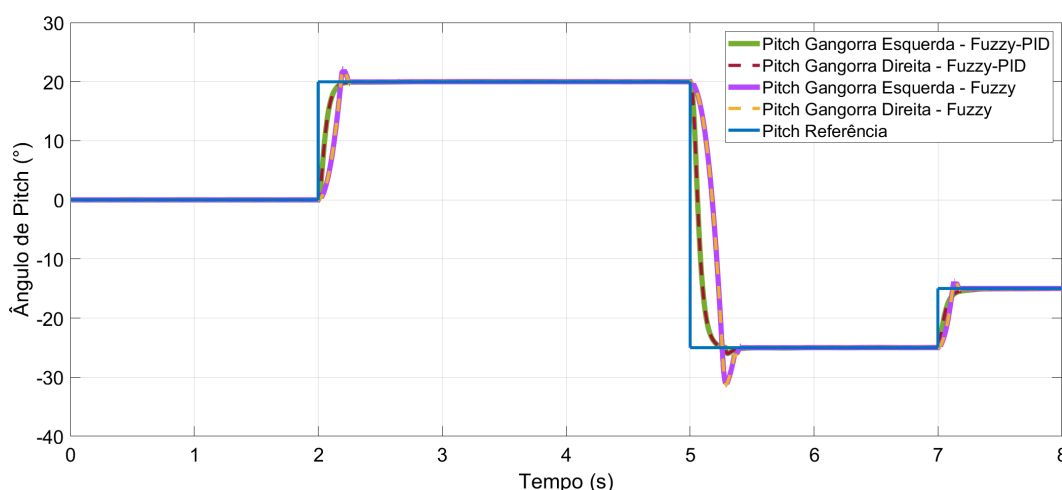
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Na Tabela 7 mostram-se os índices e parâmetros de desempenho para o controle do *roll*. A resposta apresentou um máximo sobressinal médio de apenas 0,67%, indicando excelente amortecimento e precisão no seguimento de trajetória. O tempo de subida médio foi de 0,20s e o tempo de acomodação médio de 0,31s, resultados que atestam a agilidade e a capacidade do sistema em estabilizar-se rapidamente. Além disso, os índices de desempenho integrais, que quantificam a qualidade da minimização do erro ao longo do tempo apresentam valores aceitáveis, ressaltando um baixo valor do IAU (0,03), o qual indica que a rápida resposta foi alcançada com uma ação de controle eficiente e suavizada, evitando o desgaste excessivo dos atuadores e garantindo a economia de energia. Para a medição dos parâmetros de máximo sobressinal, tempo de subida e tempo de acomodação, é utilizada a média dos parâmetros medidos em cada transição.

6.2.1.2 Simulação do Controle de *Pitch*

Para o controle de *pitch* do drone, os controles *Fuzzy* e *Fuzzy-PID* foram submetidos a um cenário de mudanças de referência com o objetivo de avaliar a capacidade de resposta e estabilidade dos sistemas frente a variações abruptas na trajetória desejada. Inicialmente o ângulo *pitch* das gangorras está estabilizado em 0° , aos 2s há uma mudança de referência para 20° , posteriormente aos 5s a referência muda para -25° e aos 7s para -15° , como mostra a Figura 89. Observa-se que ambos os controladores conseguem seguir as variações de todas as referências estabelecidas.

Figura 89 – Comparativo do controle *pitch* dos controladores *Fuzzy* e *Fuzzy-PID*.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Tabela 8 – Índices e parâmetros de desempenho do controle de *pitch*

	Máximo Sobressinal (%)	Tempo de Subida (s)	Tempo de Acomodação (s)	IAE	ITAE	ISE	ITSE	IAU
<i>Fuzzy</i> Sugeno	14,93	0,18	0,25	11,76	94,09	338,30	2707	7,49
<i>Fuzzy</i> -PID	0,7	0,12	0,17	5,46	43,70	123,60	989	0,11

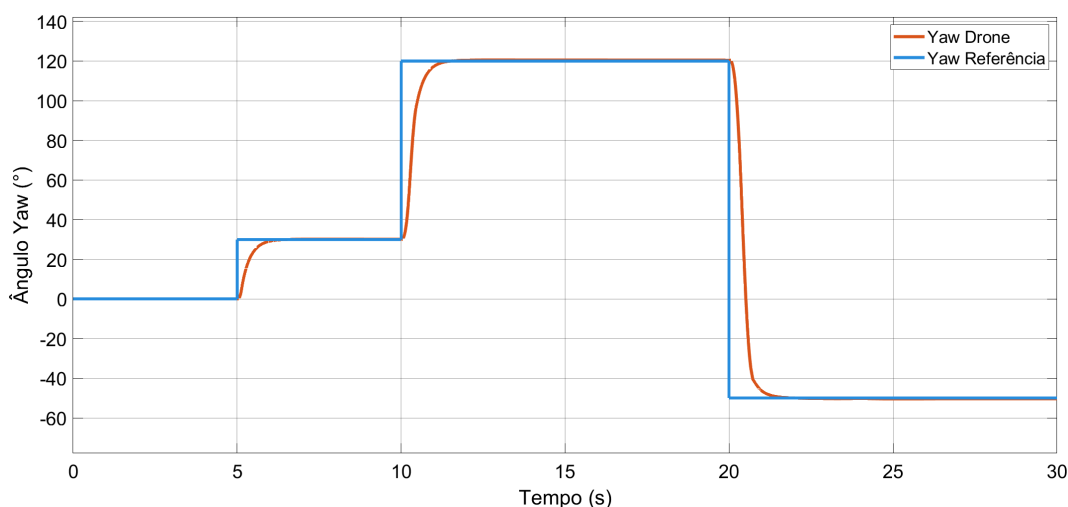
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise visual da Figura 89 revela uma resposta superior do controlador *Fuzzy*-PID, onde é evidente que este possui maior rapidez no rastreamento da referência devido à sua curva amortecida, enquanto o controlador *Fuzzy* apresenta sobressinais mais evidentes. Essas observações qualitativas são integralmente confirmadas pelos parâmetros e índices de desempenho detalhados na Tabela 8. O controle *Fuzzy*-PID apresenta um máximo sobressinal médio de 0,7%, uma redução drástica em comparação aos 14,93% apresentado pelo controle *Fuzzy*, demonstrando um desempenho superior. A agilidade do *Fuzzy*-PID é evidenciada por um tempo de subida médio de 0,12s, inferior aos 0,18s do *Fuzzy*, assim como no tempo de acomodação médio foi de 0,17s para o híbrido e de 0,25s para o *Fuzzy*. A análise dos índices integrais consolida a superioridade do controlador *Fuzzy*-PID, que obteve os melhores resultados em todas as métricas, validando a escolha da arquitetura híbrida para o controle *pitch*.

6.2.1.3 Simulação do Controle de Yaw

O controle do ângulo *yaw* é alcançado, como abordado na seção 5.1.1 com um controlador PID, através da inclinação diferencial das estruturas gangorras, gerando torques simétricos e opostos em torno do eixo vertical Z_B do drone. Esse mecanismo de controle vetorial promove a rotação controlada da aeronave em seu próprio eixo. A eficácia desse mecanismo foi avaliada em simulação sob um cenário de mudanças de referências. Inicialmente estabilizado em 0° , o comando de *yaw* é alterado para 30° aos 5s. Aos 10s, é aplicada uma grande manobra para 120° , exigindo uma alta taxa de giro e testando a estabilidade em amplos desvios angulares. Por fim, aos 20s, a referência é invertida para -50° , avaliando a capacidade do controlador inverter rapidamente a direção da rotação. A Figura 90 ilustra a resposta do sistema a estas variações na referência e a Tabela 9 os parâmetros e índices de desempenho.

Figura 90 – Simulação computacional de controle yaw



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Tabela 9 – Índices e parâmetros de desempenho do controle yaw.

	Máximo Sobressinal (%)	Tempo de Subida (s)	Tempo de Acomodação (s)	IAE	ITAE	ISE	ITSE	IAU
Controle Yaw	0	1,41	1,06	127	3821	12080	362500	0,18

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A resposta do controlador no eixo yaw neste cenário de manobras amplas demonstrou uma performance notavelmente eficiente, conforme evidenciado na Figura 90. A atuação do mecanismo de inclinação diferencial das gangorras resultou em um comportamento amortecido com sobressinais inexistentes, indicando que o controlador geriu o torque diferencial de forma precisa, evitando a ultrapassagem da referência em todas as mudanças. Além disso, a resposta foi marcada por uma transição rápida no início do regime transitório e um excelente amortecimento ao se aproximar das referências.

Esta eficiência é corroborada pelos parâmetros e índices mostrados na Tabela 9, em que o controlador não registrou máximo sobressinal (0%), confirmando o amortecimento ideal na resposta angular. O valor do tempo de subida médio foi de 1,41s e o tempo médio de acomodação de 1,06s atesta a capacidade do sistema se estabilizar rapidamente na nova atitude sem oscilações prolongadas. O baixo valor de IAU (0,18) é particularmente relevante, indicando que a precisão foi alcançada com uma ação de controle que otimiza o esforço dos atuadores (inclinação das gangorras), garantindo a economia de energia.

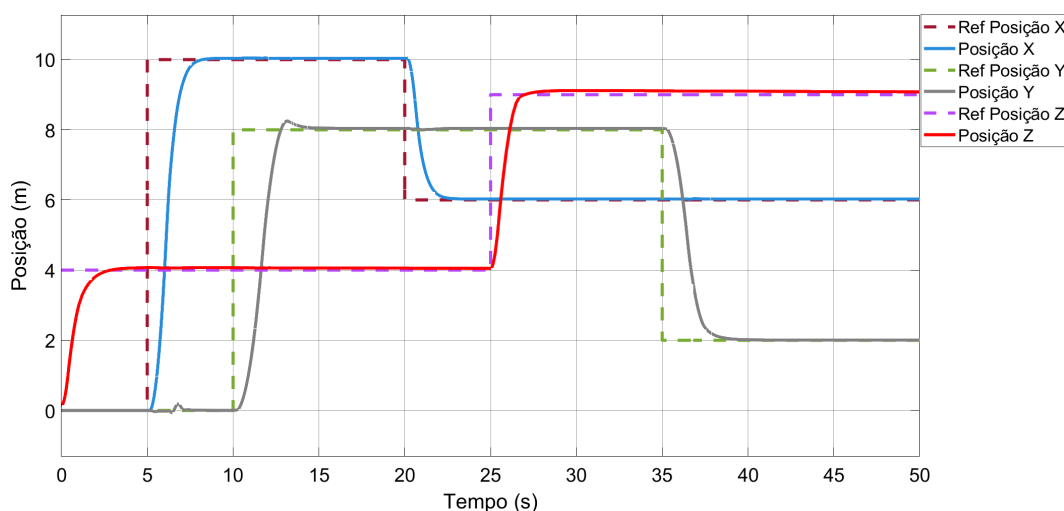
6.2.2 Controle de Posição Espacial

A presente simulação busca validar o comportamento do drone em voo, seguindo determinadas orientações espaciais para atestar a precisão e a eficácia dos controladores de translação.

Seguimento de trajetória tipo degrau

A Figura 91 apresenta as posições X, Y e Z do drone e suas respectivas referências ao longo do tempo. O cenário proposto envolve uma série de mudanças sequenciais nas referências de posição dos eixos no referencial inercial. Inicialmente, o VANT se encontra estabilizado no solo, na origem do referencial. A simulação é iniciada com uma mudança imediata da referência na altitude Z para 4m. O voo horizontal é iniciado aos 5s, com uma mudança da referência no eixo X para 10m, seguida por uma translação no eixo Y para 8m aos 10s. Essas etapas avaliam a capacidade do sistema de transladar e reestabilizar-se horizontalmente. Aos 20s, há uma mudança no eixo X para 6m. Aos 25s, a referência de altitude Z é elevada para 9m, testando a capacidade de subida coordenada com o controle de posição horizontal. O cenário é finalizado aos 35s, com uma translação para o eixo Y em 2m.

Figura 91 – Respostas de mudanças de referências de posições espaciais.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise das respostas de translação do VANT confirma que o sistema apresentou resultados satisfatórios mesmo diante de expressivas mudanças de referência espacial, validando a eficácia do controlador PID de atitude no domínio da posição. Entretanto, uma oscilação foi observada no eixo Y após os 5s, coincidindo com o regime transitório da primeira mudança de referência no eixo X. Este fenômeno

é atribuído à rápida variação de inclinação das estruturas gangorras exigidas pelo controlador. Conforme foi demonstrado na equação (18), o torque no eixo *roll* é diretamente dependente da posição angular das gangorras (α_1 e α_2). Portanto, uma variação abrupta nas inclinações α_1 e α_2 pode causar perturbações momentâneas no eixo *roll* devido ao acoplamento dinâmico entre os atuadores. Contudo, é fundamental ressaltar que o controle de atitude inerente ao sistema foi capaz de corrigir a perturbação de forma rápida e eficaz, garantindo a estabilidade da aeronave. Adicionalmente, observou-se um pequeno sobressinal na resposta do eixo Y durante a sua primeira mudança de referência aos 10s. As respostas dos eixos X e Z não apresentam sobressinal.

Com base nos índices e parâmetros de desempenho apresentados na Tabela 10, pode-se concluir que o sistema demonstrou alta velocidade de rastreo em todos os eixos, sendo capaz de se acomodar rapidamente nas referências impostas, com baixos sobressinais e a capacidade de admitir erros estacionários (e_{ss}) reduzidos após a acomodação.

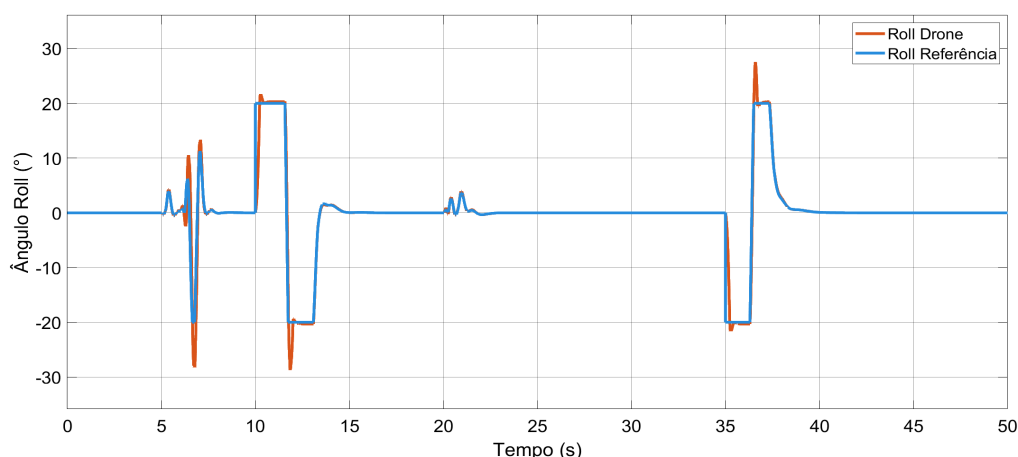
Tabela 10 – Índices e parâmetros de desempenho para mudanças de referência espacial.

	Máximo Sobressinal	Tempo de Subida (%)	Tempo de Acomodação (s)	e_{ss} (m)	IAE	ITAE	ISE	ITSE
Posição X	0,4	3,1	2,3	0,02	16,5	172,3	99,9	705,2
Posição Y	3,1	2,7	3,2	0,009	23,1	491,8	123,5	2360,1
Posição Z	1,7	2,2	2,1	0,08	10,4	202,3	21,0	346,1

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A seguir, nas Figuras 92, 93 e 94 são apresentadas as respostas das variáveis de atitude para as mudanças de referências espaciais.

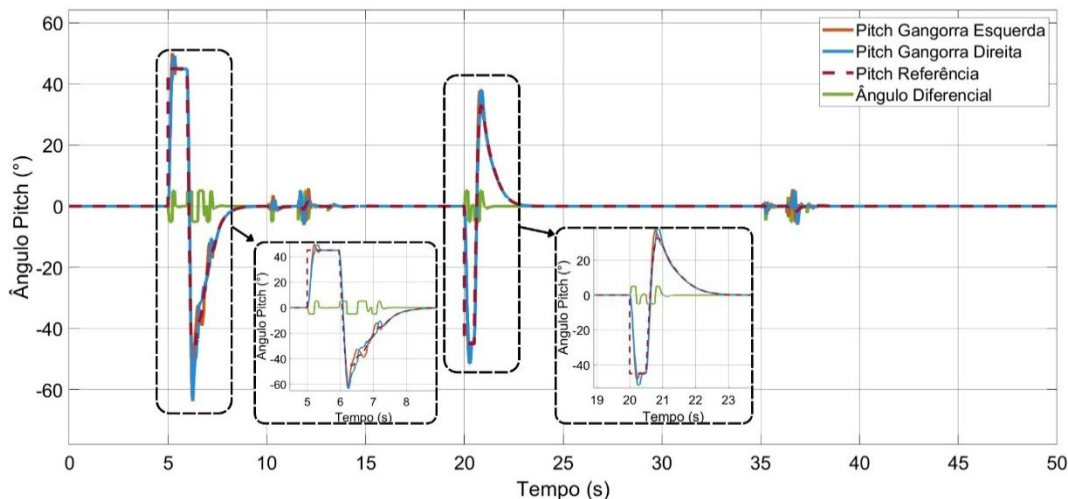
Figura 92 – Ângulo *roll* na primeira simulação de mudanças de referências espaciais.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise detalhada da variável de atitude *roll* ao longo da simulação de controle de posição revela o acoplamento intrínseco do sistema. Variações expressivas no referencial de *roll* são observadas aos 5s e 20s. Nesses instantes, o controlador *roll* atuou ativamente para compensar desvios de posição momentâneos no eixo Y. Tais desvios são causados por perturbações dinâmicas decorrentes de variações abruptas nos ângulos de inclinação das estruturas gangorras, conforme discutido na análise da translação. A rápida ação do controle de *roll* demonstrou a eficiência do sistema em mitigar o acoplamento dinâmico. Aos 10s e 35s, quando ocorreram as mudanças de referência de posição no eixo Y, as variações no *roll* foram suaves e bem amortecidas. Isso indica que o controlador de atitude conseguiu realizar a vetorização de empuxo necessária para a translação em Y com alta precisão e baixa oscilação, demonstrando a eficiência na alocação de comandos de *roll* quando a perturbação inicial é contornada. Nos demais momentos, a variável angular *roll* permaneceu estável em 0° , indicando que o controlador atingiu e manteve o equilíbrio de forma satisfatória quando não havia comandos ativos de translação lateral.

Figura 93 – Ângulo *pitch* das gangorras na primeira simulação de mudanças de referências espaciais.



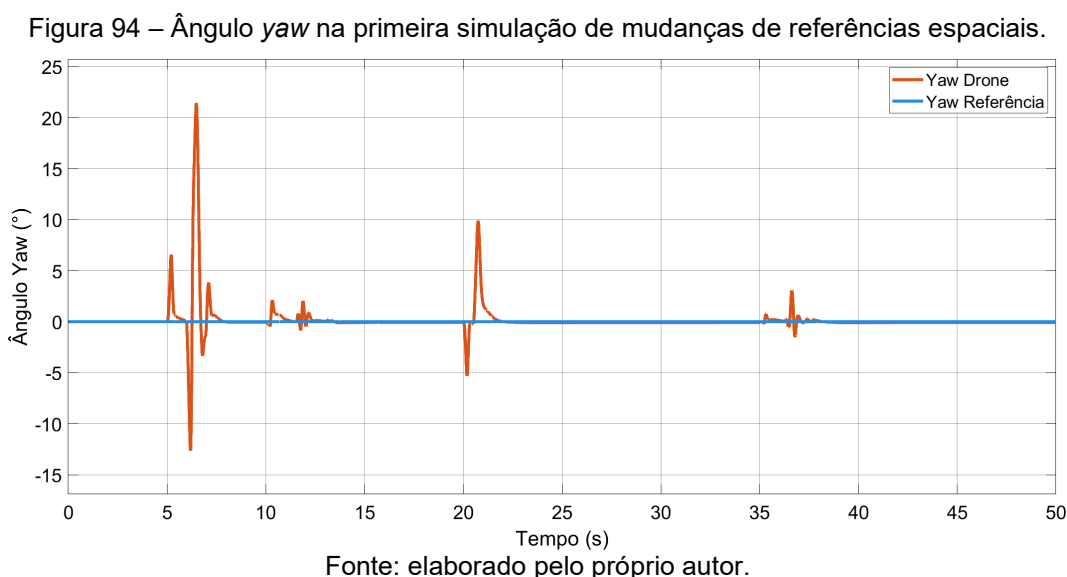
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise das respostas angulares das estruturas gangorras no eixo *pitch* confirma que a referência de atitude foi seguida de forma eficiente e precisa pelo controlador, demonstrando a estabilidade do sistema ao longo do eixo longitudinal.

Entretanto, a observação do ângulo diferencial das gangorras revela um aspecto crucial do acoplamento do sistema. É possível notar que o controle de *yaw* atuou em todas as mudanças de posição nos eixos X e Y (ilustrada pela resposta em verde do ângulo diferencial). Isso é esperado, pois o sistema de propulsão vetorial

frequentemente utiliza os rotores para correções de *yaw* coordenadas durante a translação, garantindo que o drone mantenha a orientação desejada enquanto se move lateral ou longitudinalmente.

Nas mudanças de posição relacionadas ao eixo X (aos 5s e 20s), os ângulos de inclinação das gangorras foram mais expressivos. Isso ocorre porque o eixo X do corpo é o responsável pela principal força de aceleração/frenagem frontal. A oscilação no eixo Y, observada anteriormente na análise de translação, acontece justamente próxima da primeira variação abrupta no ângulo das gangorras (passando de $+45^\circ$ para -45° subitamente). Este evento confirma que o acoplamento dinâmico entre a mudança rápida do vetor de empuxo (ação para X) e a resultante no torque de *roll* é uma tese válida da instabilidade momentânea observada.



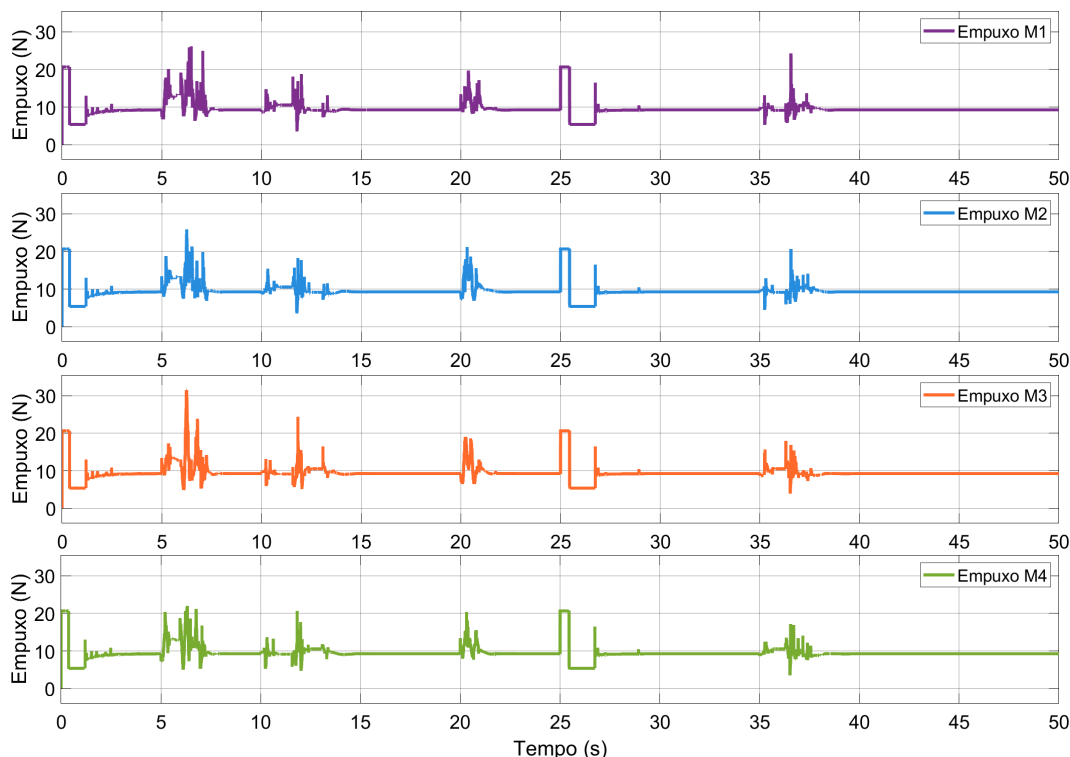
A análise da variável de atitude *yaw* durante a simulação de controle de posição demonstrou que o sistema se comportou conforme o esperado, apresentando algumas oscilações controladas nos momentos de mudanças de referência de posição nos eixos X e Y. Essas oscilações são um resultado direto do acoplamento dinâmico introduzido pela movimentação das estruturas gangorras e da asa, já que a variação abrupta no vetor de empuxo gera torques indesejados no eixo vertical.

Entretanto, a eficácia do controle de *yaw* foi confirmada pela sua rápida ação corretiva. O controlador demonstrou ser capaz de corrigir essas variações eventuais de forma eficiente, mantendo o ângulo *yaw* próximo à sua referência na grande maioria do tempo de simulação. Isso valida a eficiência do mecanismo de controle

diferencial de *yaw* para manter a orientação precisa da aeronave mesmo durante manobras de translação de alta demanda.

Na Figura 95 são apresentados os empuxos dos motores 1, 2, 3 e 4 nesta simulação de translação espacial.

Figura 95 – Empuxos na primeira simulação de mudanças de referências espaciais.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise dos gráficos de empuxo revela que a demanda de empuxo de cada motor é coordenada, com todas as curvas apresentando comportamentos semelhantes ao longo de toda a simulação. Isso confirma que os controles estão distribuindo a força de sustentação e translação de forma balanceada entre os pares de motores.

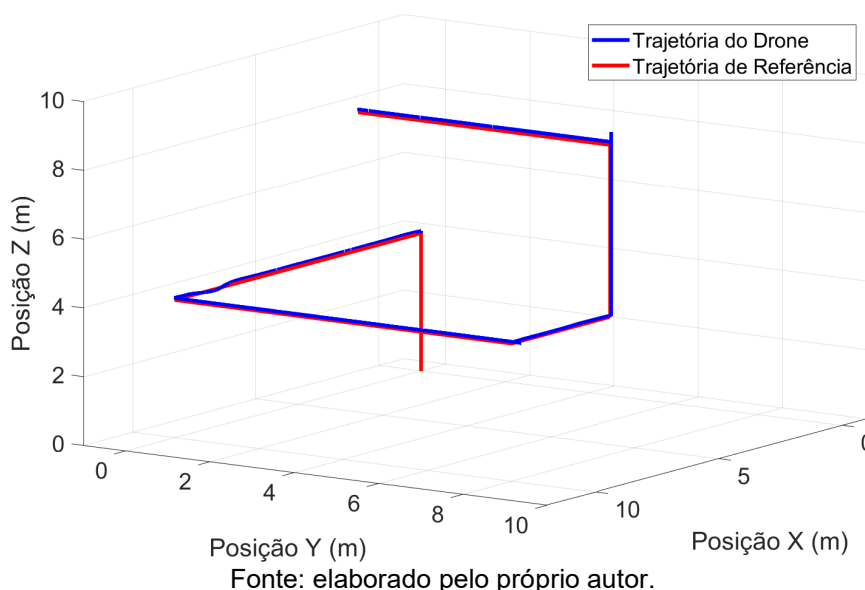
É possível observar variações de empuxo de alta frequência nos intervalos que correspondem ao regime transitório das mudanças de referência nos eixos X e Y. Este ruído de alta frequência é uma manifestação direta da ação de controle diferencial necessária para gerar os rápidos torques de *roll* e *pitch* e as forças laterais/longitudinais exigidas para a translação. Em contraste, quando a mudança de referência ocorre exclusivamente no eixo Z (aos 0s e 25s), as curvas de empuxo passam a ter formas menos ruidosas. Nesses instantes, a ação de controle principal

é a modulação uniforme do empuxo total, o que exige menos ação diferencial e resulta em uma resposta mais suave.

Por fim, o empuxo de cada motor permaneceu próximo a 10 N na maioria do tempo de voo estacionário e em regime permanente, indicando que esse valor representa o empuxo nominal necessário para suportar o peso da aeronave, e que o sistema está operando com a margem de potência necessária para as manobras.

A Figura 96 apresenta o gráfico tridimensional da trajetória do drone no espaço e seu referencial. As curvas de posição do drone e de sua referência encontram-se muito próximas, quase se sobrepondo. Este resultado é uma validação visual de alto impacto para todo o sistema de controle de posição. A proximidade das curvas indica que o VANT, mesmo sob comandos sequenciais e coordenados nos eixos X, Y e Z, demonstrou uma boa capacidade de rastreo de trajetória. A ausência de desvios significativos ou de grandes erros em regime permanente confirma que o controlador de atitude está traduzindo os comandos de posição com alta fidelidade e precisão, garantindo que a aeronave siga o caminho desejado de forma robusta e estável.

Figura 96 – Gráfico de trajetória do drone na primeira simulação de controle de posição espacial.



Seguimento de trajetória helicoidal

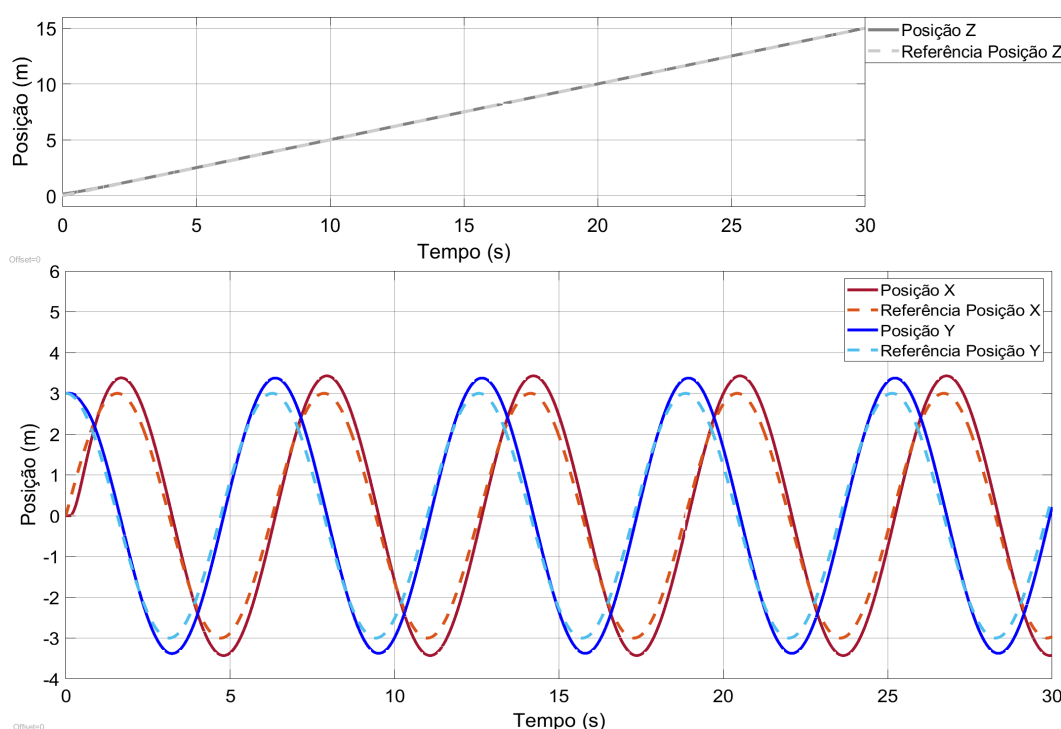
Para testar a capacidade do VANT em executar movimentos complexos e coordenados de forma contínua, o modelo é submetido a uma simulação de rastreo de trajetória helicoidal. Este tipo de manobra é um desafio significativo, pois exige a coordenação simultânea do controle de altitude Z com o movimento circular contínuo nos eixos X e Y, enquanto o controle de atitude compensa a força centrípeta e a

vetorização de empuxo necessárias. A trajetória helicoidal é caracterizada por um raio constante de 3 m e uma razão de subida de 0,5 m/s, como mostra a equação (51).

$$\begin{cases} X(t) = 3 \sin(t) \\ Y(t) = 3 \cos(t), & t \in [0, 30] \\ Z(t) = 0,5t \end{cases} \quad (51)$$

A Figura 97 apresenta as respostas de posição do drone nos eixos X, Y e Z ao longo da simulação dessa trajetória.

Figura 97 – Respostas de posição em simulação de trajetória helicoidal.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise das respostas de posição apresentadas na Figura 97 demonstra que o drone alcançou um rastreamento de trajetória adequado sob o comando helicoidal. Observa-se que a trajetória real da aeronave se manteve consistentemente próxima da referência, com baixos erros em regime permanente (Tabela 11). De forma ainda mais expressiva, a curva de posição em Z praticamente se sobrepôs à sua referência, indicando que a taxa de subida constante de 0,5 m/s foi executada com precisão excepcional e sem atrasos perceptíveis.

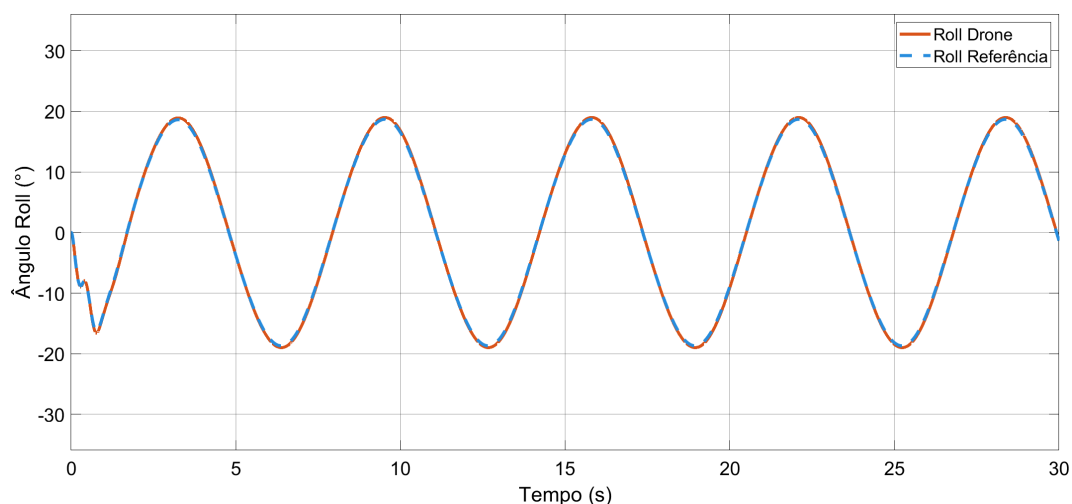
Tabela 11 – Índices e parâmetros de desempenho para mudanças de referência espacial.

	e_{ss} (m)	IAE	ITAE	ISE	ITSE
Posição X	0,35	9,8	145,9	3,9	58,4
Posição Y	0,34	8,8	137,4	3,2	51,3
Posição Z	0,006	0,3	3,2	0,01	0,03

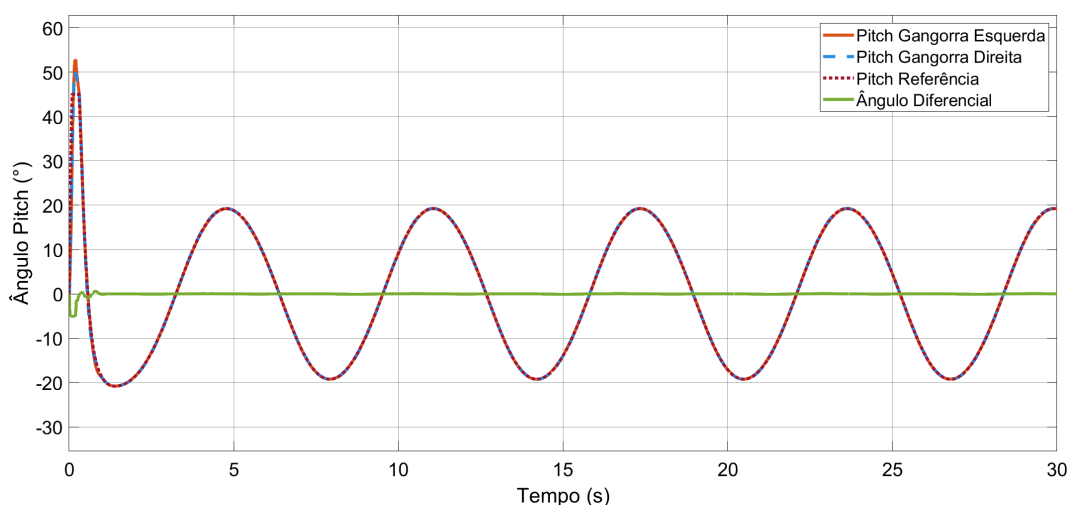
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A Tabela 11 mostra os índices de desempenho para este cenário. A observação da trajetória real em relação à referência demonstra que, embora o rastreo seja eficiente, o sistema exibe um erro de regime permanente de 0,35 m em X e 0,34 m em Y. Esse erro indica que o drone não está exatamente sobre a referência desejada, mas sim rastreando-a com um pequeno *offset* constante após a fase transitória inicial. Entretanto, a posição Z é rastreada de forma excelente, associado a um baixo erro de estado estacionário e baixos índices de erro.

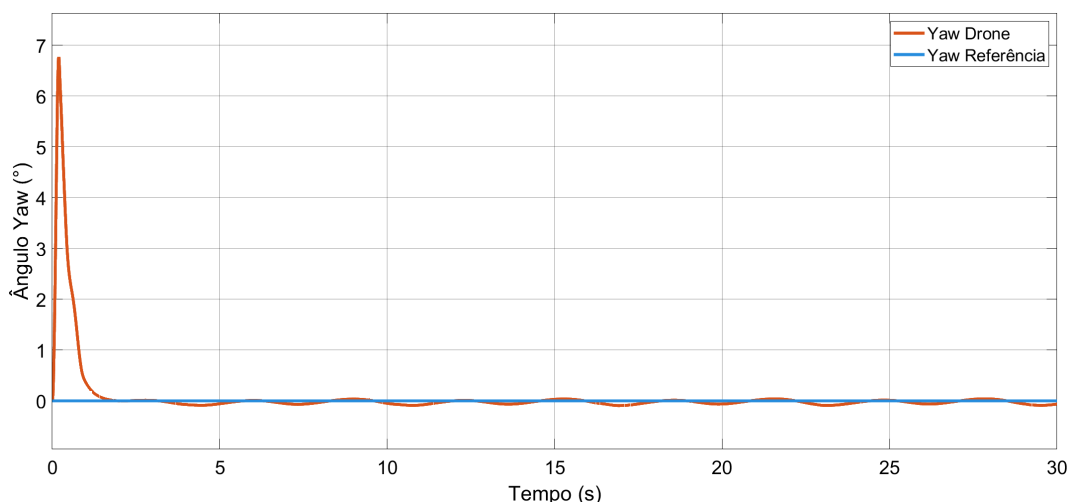
A seguir, nas Figuras 98, 99 e 100 são apresentados os gráficos das variáveis de atitude *roll*, *pitch* e *yaw*.

Figura 98 – Ângulo *roll* do drone no seguimento de trajetória helicoidal.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 99 – Ângulo *pitch* do drone no seguimento de trajetória helicoidal.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 100 – Ângulo *yaw* do drone no seguimento de trajetória helicoidal.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise das respostas de atitude (*roll*, *pitch*, *yaw*) durante a simulação da trajetória helicoidal confirma a boa eficácia dos controladores no regime de voo contínuo e coordenado: O ângulo de *roll* apresentou um desempenho exemplar, com sua curva de resposta praticamente se sobrepondo à curva de referência.

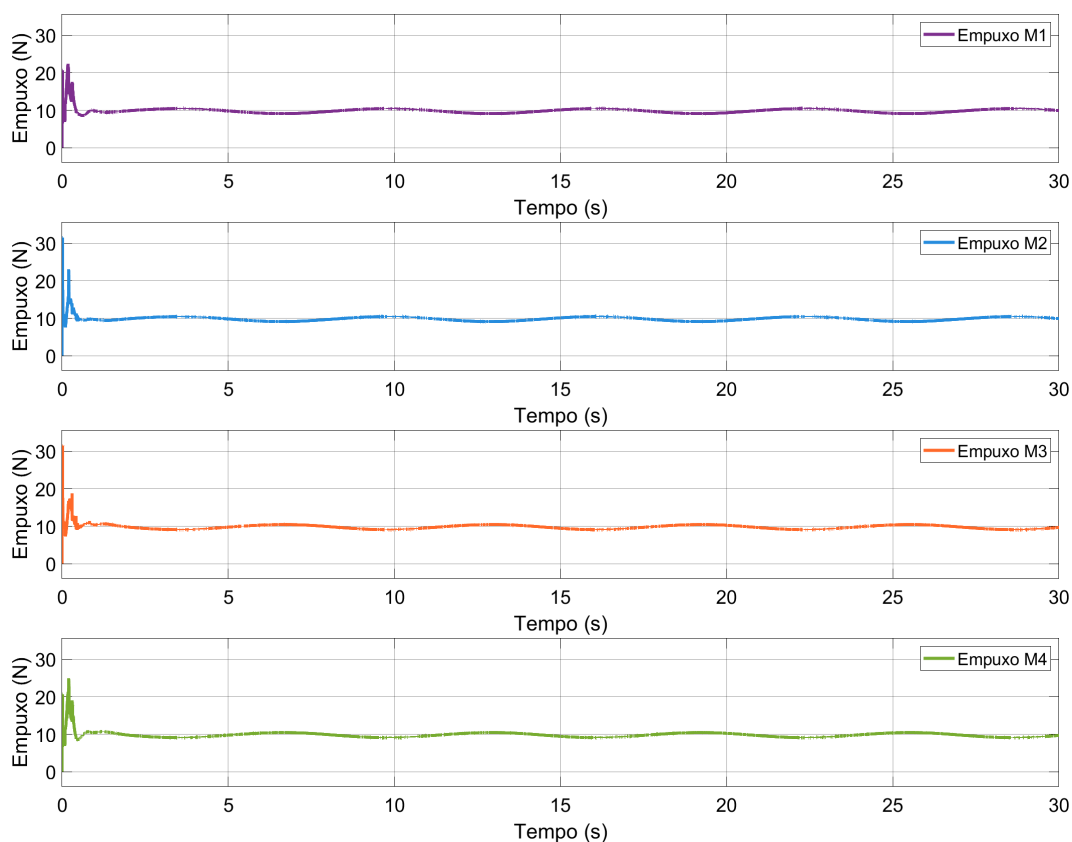
Os ângulos de *pitch* das estruturas gangorras exibiu uma resposta mais intensa no início da manobra. Foi observado um grande sobressinal inicial, elevando o ângulo de inclinação das gangorras para próximo de 50°. Contudo, o controle atuou rapidamente e, logo em seguida, a resposta foi capaz de seguir a referência de forma quase sobreposta, demonstrando o excelente amortecimento e a rápida acomodação do controlador no regime permanente da hélice. O ângulo de *yaw* também apresentou um sobressinal logo ao iniciar a simulação, resultando em um pico de 7° de rotação

do drone. No entanto, o controlador rapidamente corrigiu o pico e a resposta seguiu a referência com apenas pequenas oscilações residuais.

A análise dos gráficos de empuxo dos motores na Figura 101 revela o esforço dinâmico necessário para iniciar a manobra helicoidal coordenada. Ao iniciar a simulação, os empuxos apresentaram variações de alta frequência. Este comportamento é esperado e reflete a ação corretiva intensa e imediata do controlador de atitude para gerar as forças de aceleração iniciais e os momentos de *roll* e *pitch* necessários para estabelecer o raio e a taxa de subida.

Entretanto, logo após a fase inicial de transiente, as curvas de empuxo seguiram de forma suave, apresentando apenas pequenas oscilações residuais. Essa estabilização demonstra que, uma vez atingido o regime permanente da trajetória helicoidal, o controlador de propulsão vetorial consegue alocar os comandos de força e momento de maneira adequada, mantendo o movimento coordenado com o mínimo de variação desnecessária de RPM, o que é crucial para a economia de energia do VANT.

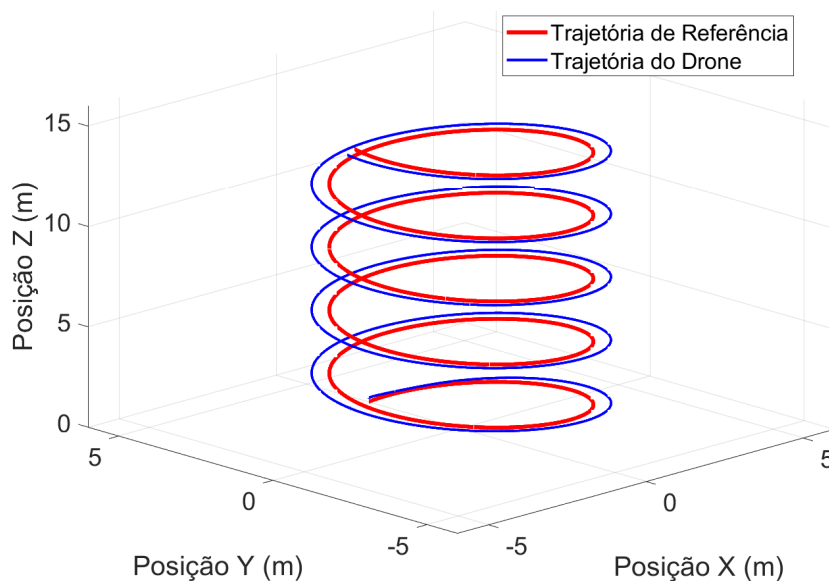
Figura 101 – Empuxo dos motores no seguimento de trajetória helicoidal.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A Figura 102 apresenta o gráfico tridimensional da trajetória helicoidal do drone.

Figura 102 – Trajetória tridimensional drone no seguimento de trajetória helicoidal.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

6.2.3 Respostas à Distúrbios

Para validar a eficiência dos sistemas de controle de voo, o modelo foi submetido a uma série de simulações com aplicação de distúrbios externos, com o objetivo de avaliar sua capacidade de manter o controle de posição mesmo em condições adversas e não previstas. Para todos os casos, a posição de referência (X, Y, Z) escolhida é (0, 0, 2). No Apêndice A mostra-se o diagrama de blocos do sistema de controle com as inserções dos distúrbios apresentados a seguir.

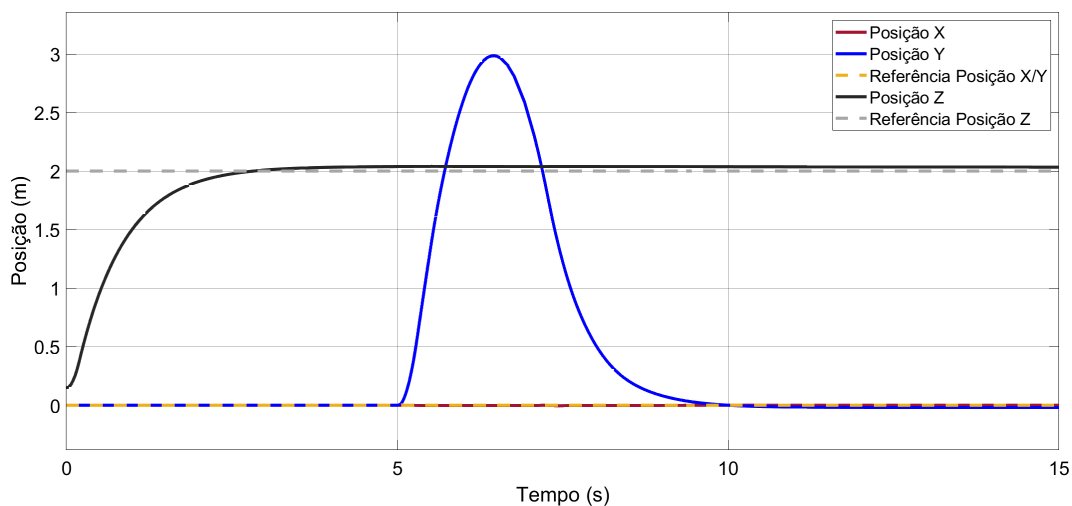
6.2.3.1 Distúrbio Lateral

- **Distúrbio tipo Impulso**

Aos 5s aplica-se um distúrbio lateral do tipo impulso com magnitude de 50 N e duração de 0,3s diretamente no centro de massa da aeronave, simulando um vento de curta duração e alta intensidade, como uma rajada de vento lateral súbita. A Figura 103 apresenta o gráfico da posição do drone nos eixos X, Y e Z durante a aplicação desse distúrbio. Observa-se que o impacto do distúrbio está no eixo Y, que é a direção da perturbação e depois de 4s a posição de eixo Y volta à posição de referência, demonstrando a rejeição ao distúrbio aplicado.

Por outro lado, não houve acoplamento do impulso lateral com os demais eixos (X, Z). O controlador de altitude manteve o drone estabilizado na altura de referência (2m) e a posição longitudinal X também permaneceu inalterada.

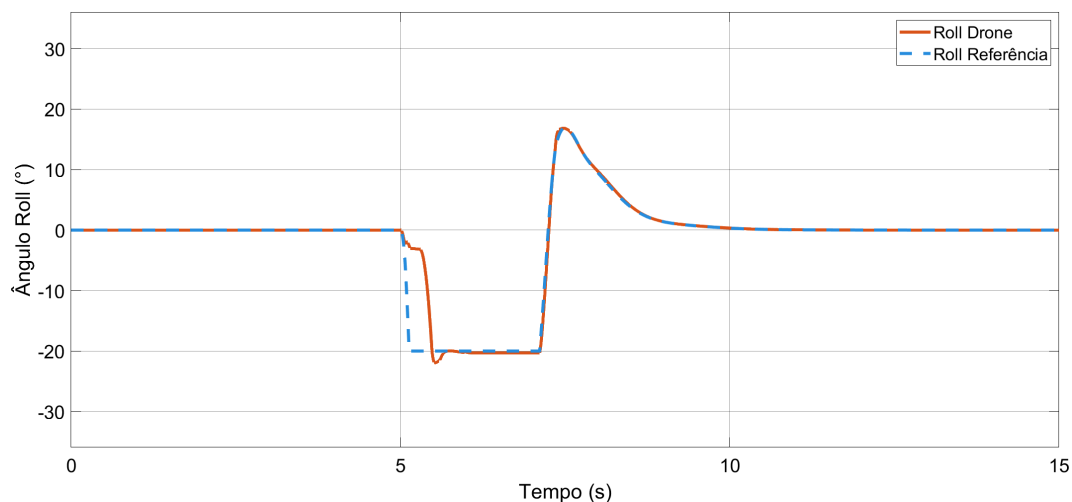
Figura 103 – Posição do drone ao distúrbio lateral de impulso.



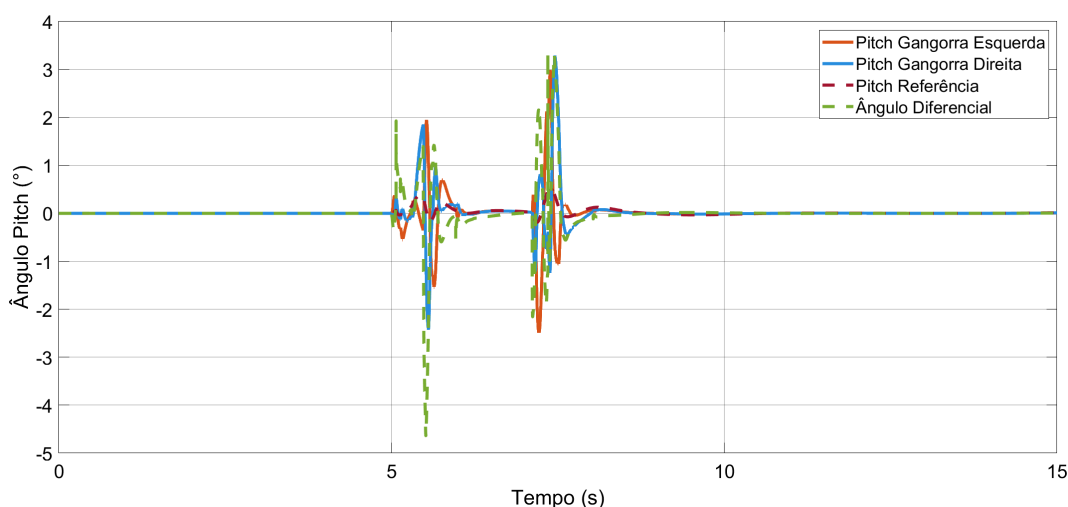
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

As Figuras 104, 105 e 106 apresentam as respostas das variáveis angulares *roll*, *pitch* e *yaw* após a aplicação do impulso lateral.

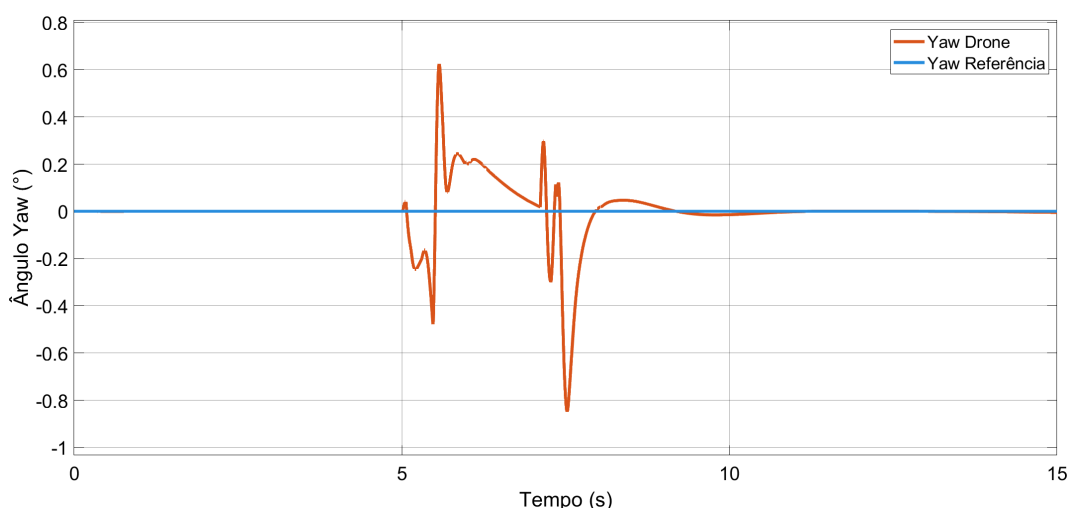
Figura 104 – Ângulo *roll* ao distúrbio lateral de impulso.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 105 – Ângulo *pitch* das gangoras ao distúrbio lateral de impulso.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 106 – Ângulo *yaw* ao distúrbio lateral de impulso.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

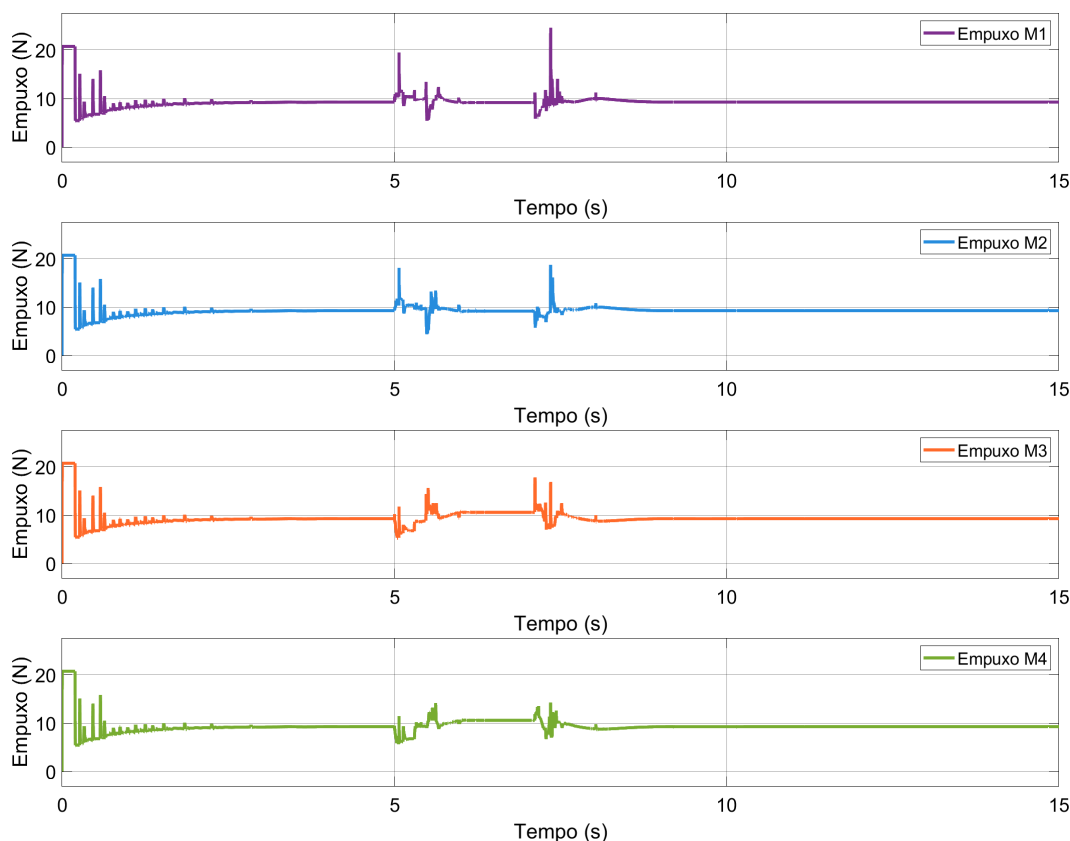
O ângulo de *roll* mostra a maior variação angular, o que é esperado, visto que a perturbação foi aplicada no eixo lateral Y. O pico de *roll* é uma resposta direta à perturbação, e o controlador utilizou a inclinação do corpo para gerar a força horizontal que compensou o desvio de posição em Y. A amplitude e a rápida correção dessa variação confirmam a agilidade do controle no eixo que sofreu o impacto primário.

A resposta de *pitch* apresentou variações pequenas e controladas, mantendo-se no intervalo entre -2° e 3° . Esta variação se deve ao acoplamento dinâmico secundário do impulso lateral e à atuação do sistema de controle para manter a estabilidade longitudinal e a altitude, indicando que o controle de *pitch* manteve a atitude adequadamente.

O ângulo de *yaw* variou muito pouco, oscilando apenas entre $-0,8^\circ$ e $0,6^\circ$. A baixa amplitude de variação confirma que o impulso, sendo aplicado no centro de massa, gerou um torque de perturbação em *yaw* mínimo.

Na Figura 107 apresenta-se as respostas de empuxo dos motores para esta simulação.

Figura 107 – Empuxo dos motores ante ao distúrbio lateral de impulso.



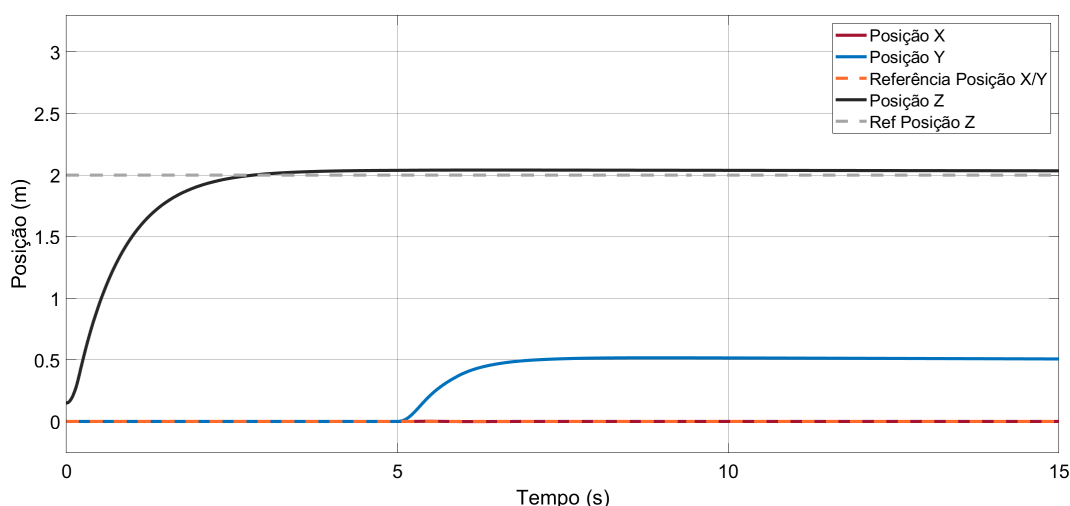
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Observa-se que o empuxo variou de forma controlada e mais expressiva em dois momentos cruciais: no início da simulação, quando ocorre a variação inicial de empuxo necessária para que o drone ganhe altitude e estabilize-se na referência de *Z* (2m). E aproximadamente aos 5s, quando ocorre a variação de empuxo em resposta direta ao impulso lateral aplicado. Os controladores de atitude e posição exigem uma modulação rápida e diferencial do empuxo para anular o deslocamento lateral e o torque induzido. No restante da simulação, o sinal de empuxo dos motores permaneceu relativamente estável em torno de 10 N.

- **Distúrbio tipo degrau**

Em um cenário mais rigoroso, o VANT foi submetido a um teste para avaliar a capacidade de rejeição de distúrbio em regime permanente. Para tal, aos 5s foi aplicada uma força lateral contínua (do tipo degrau) com magnitude constante de 10 N diretamente no centro de massa da aeronave. Este tipo de perturbação simula o efeito de um vento lateral constante e ininterrupto, exigindo que o controlador de atitude e os de posição mantenham um esforço de controle contínuo e sustentado para gerar a força horizontal oposta (vetorização de empuxo) necessária para anular o distúrbio e manter a aeronave estabilizada na posição de referência. Na Figura 108 mostram as posições X, Y e Z do drone para esta simulação.

Figura 108 – Posição do drone ao distúrbio lateral contínuo.

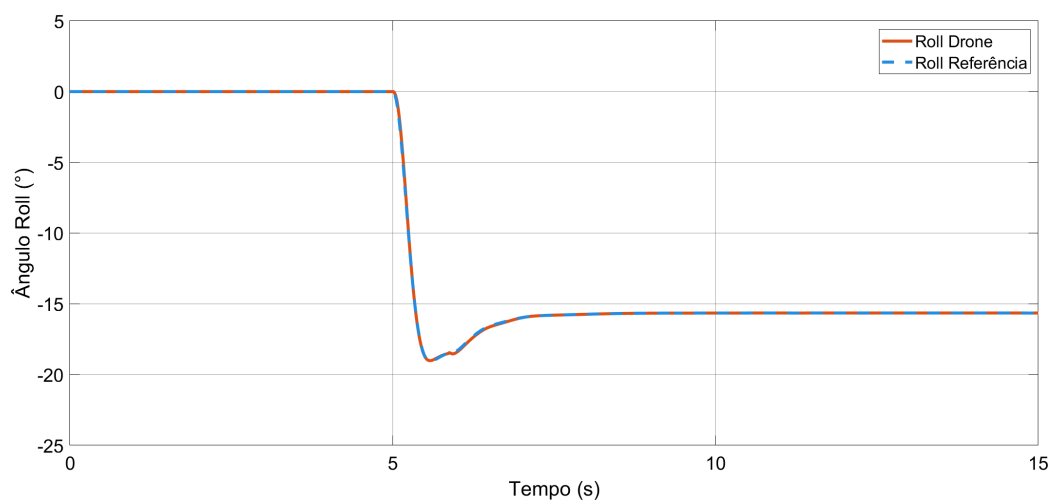


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

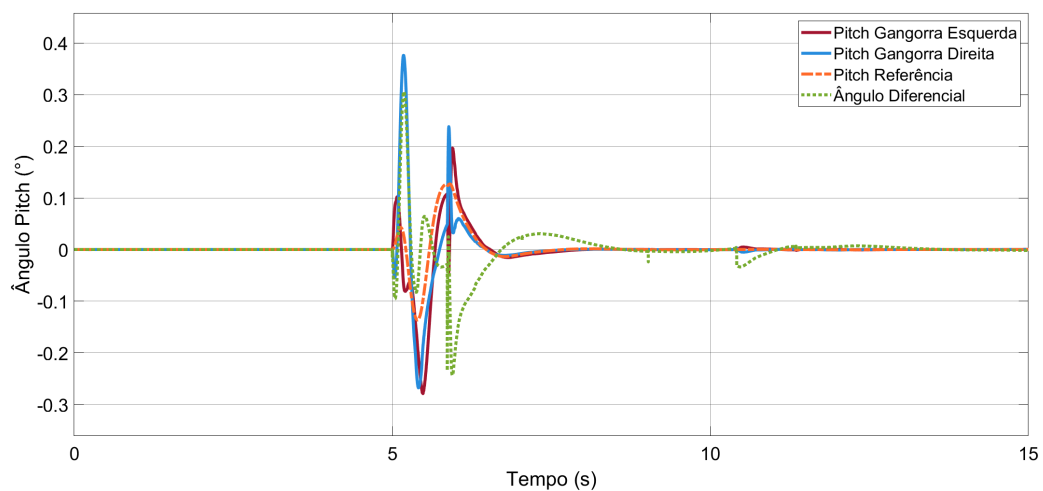
O sistema de controle mostrou um desempenho adequado nos eixos não perturbados: a posição do eixo Z segue a referência esperada (mantendo-se em *hovering*), com mínima variação. A posição do eixo X também não sofre alterações significativas, confirmando a capacidade do sistema em isolar o distúrbio lateral.

No entanto, o impacto da força constante é notório no eixo Y. A posição Y sofre com o distúrbio, levando o sistema a um erro estacionário de aproximadamente 0,5 m. A magnitude do erro pode ser considerada aceitável para a intensidade do distúrbio aplicado, demonstrando que o controlador compensa a maior parte da força externa.

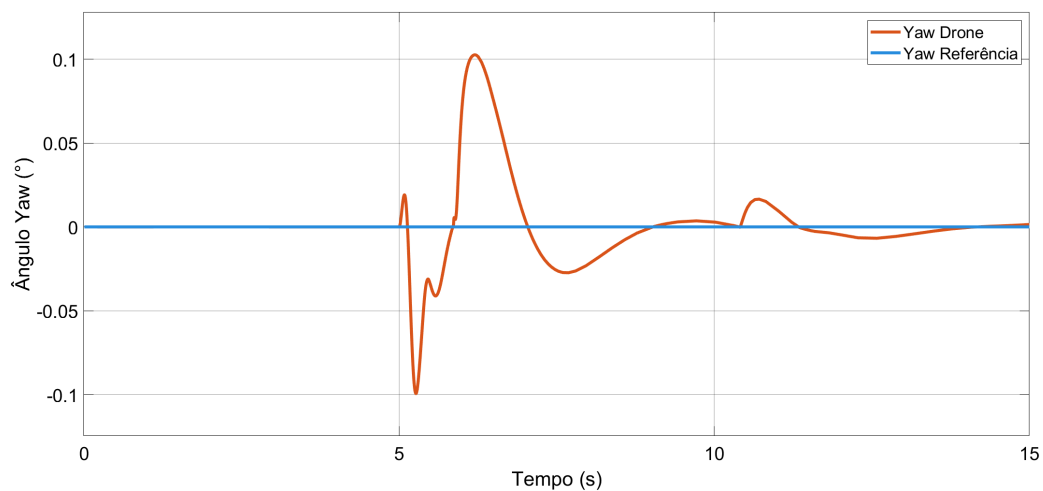
As Figuras 109, 110 e 111 apresentam as respostas angulares do drone durante a aplicação da força lateral contínua.

Figura 109 – Ângulo *roll* ao distúrbio lateral contínuo.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 110 – Ângulo *pitch* das gangorras ao distúrbio lateral contínuo.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 111 – Ângulo *yaw* ao distúrbio lateral contínuo.

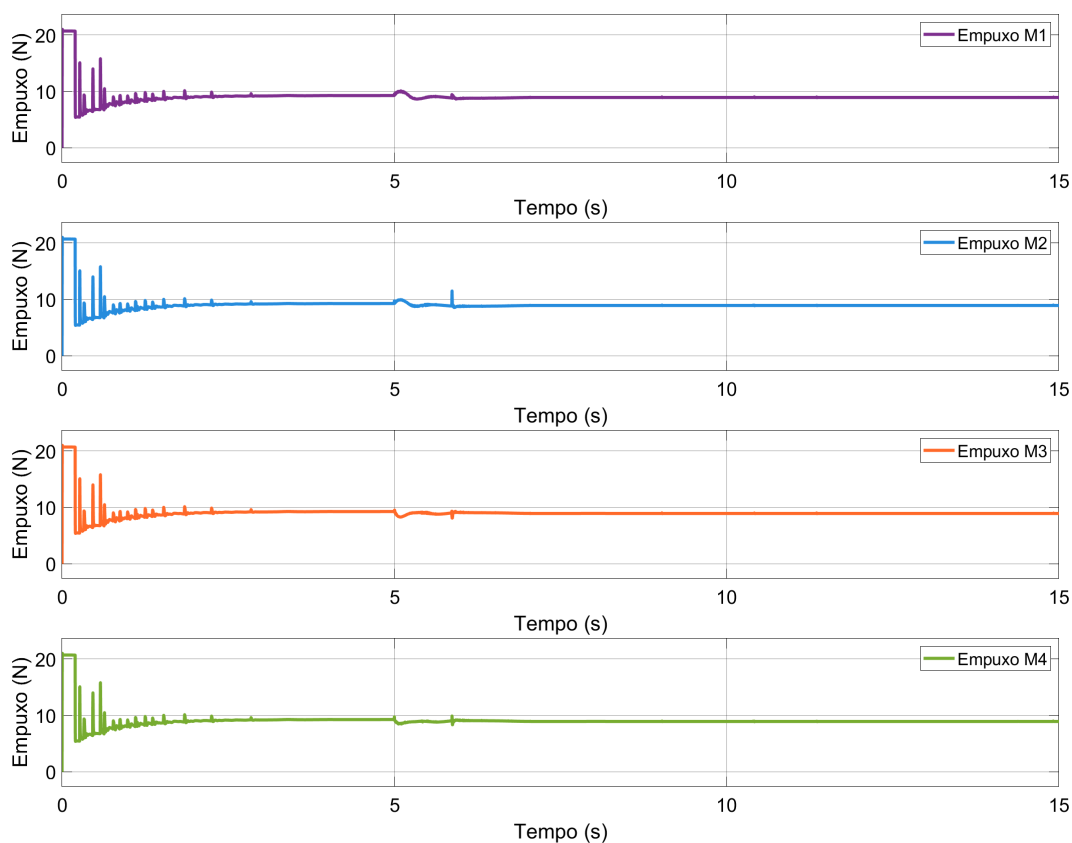
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise revela a estratégia do controlador para manter a posição inercial: o ângulo de *roll* demonstra a resposta mais crítica e informativa. Na busca contínua de compensar a força de distúrbio constante de 10 N, o controlador de atitude impôs uma mudança contínua no ângulo de *roll*, estabilizando a aeronave em um novo ângulo de equilíbrio de aproximadamente -16° . Esta inclinação constante é essencial, pois o *roll* gera uma componente horizontal do empuxo total (vetorização) que é igual e oposta à força de 10 N do distúrbio. Essa resposta confirma que o sistema está utilizando ativamente o controle de atitude para rejeitar o distúrbio em regime permanente, um requisito fundamental para o voo em ambientes com vento.

Por outro lado, os ângulos *pitch* e *yaw* apresentaram pequenas variações logo após os 5s (início da perturbação). Essas variações transitórias são resultantes do acoplamento dinâmico secundário da força lateral. No restante do tempo, o controle de *pitch* e *yaw* manteve os ângulos estabilizados na referência de 0° , confirmando a capacidade do sistema em isolar o distúrbio.

Na Figura 112 mostram-se os valores de empuxo dos motores para esta simulação.

Figura 112 – Empuxo dos motores ante ao distúrbio lateral contínuo.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

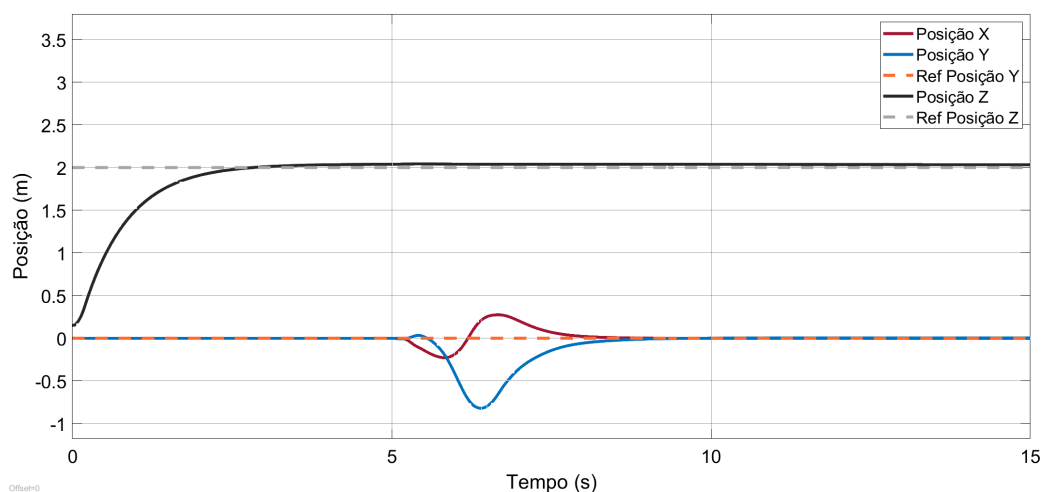
A análise das respostas de empuxo dos motores durante o teste de distúrbio contínuo corrobora as observações anteriores. É notável que no início da simulação, quando o drone estava ganhando altitude, os gráficos de empuxo apresentaram pequenas oscilações. Essa modulação de alta frequência é o resultado da ação do controlador de altitude para compensar a inércia e estabilizar o VANT no *setpoint* de Z inicial, exigindo rápidas correções diferenciais nos motores. No restante da simulação, as curvas de empuxo ficaram relativamente estáveis em torno do seu valor nominal de 10 N, com exceção de uma pequena variação logo após os 5 segundos. Esta variação pontual representa a ação do sistema para iniciar e sustentar o novo ângulo de *roll* necessário para vetorizar o empuxo e contrariar a força de 10 N do distúrbio contínuo.

6.2.3.2 Distúrbio no Motor 4

Para avaliar a capacidade do sistema em mitigar falhas ou atuações anômalas de um único propulsor, o VANT foi submetido a um teste de distúrbio interno. Este cenário simula um aumento repentino de potência no motor 4, o que poderia ser causado por um erro no sinal de comando ou uma falha elétrica. A perturbação é caracterizada por uma força extra de 5 N, aplicada como um impulso de curta duração de 0,2s aos 5s da simulação. O impacto dessa força extra em um único motor desequilibra imediatamente a soma dos empuxos e, mais criticamente, o balanço de torques, gerando um momento indesejado nos eixos *roll*, *pitch* e *yaw*.

Na Figura 113 são mostradas as posições X, Y e Z do drone para este cenário.

Figura 113 – Posição do drone ante à perturbação no motor 4.



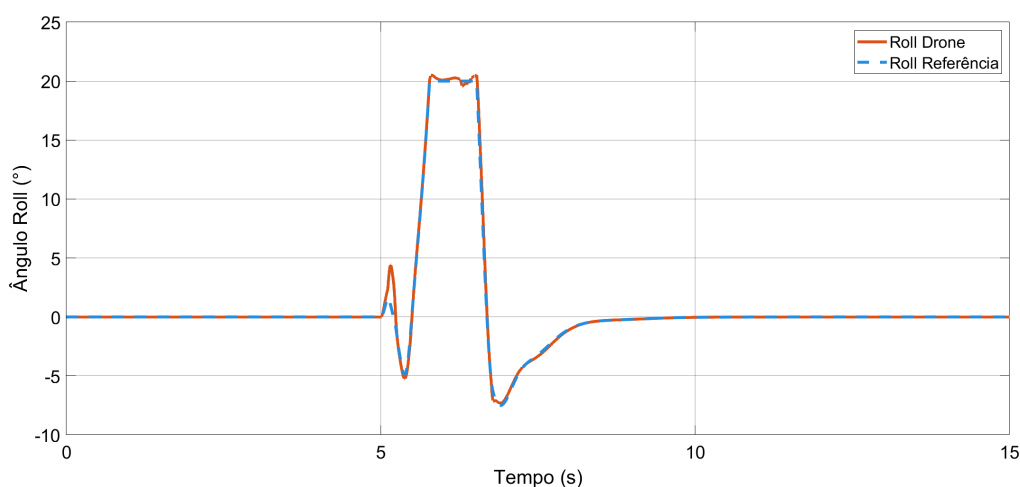
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise das respostas de posição do drone nos eixos X, Y e Z após a perturbação no motor 4 revela o impacto do desequilíbrio interno de força e momento. Inicialmente, o drone executa a subida, atingindo e estabilizando-se no *setpoint* de altitude conforme esperado em 2m. No instante exato da perturbação, o acréscimo de 5 N no motor 4 desequilibra a força total e o balanço de torques causando um deslocamento lateral e longitudinal imediato. A posição no eixo Y sofre uma variação, atingindo um máximo de -0,8 m e a posição no eixo X também é afetada, atingindo um desvio de 0,3 m.

O controle de posição, agindo através do controle de atitude, foi capaz de anular rapidamente esses desvios causados pelo impulso interno, demonstrando a alta capacidade de rejeição de distúrbios do sistema. A rápida correção e a subsequente estabilização próxima ao *setpoint* original confirmam a eficácia dos controladores para compensar falhas momentâneas de atuadores.

Nas Figuras 114, 115 e 116 são apresentadas as respostas das variáveis angulares *roll*, *pitch* e *yaw* para este cenário de simulações.

Figura 114 – Ângulo *roll* ante à perturbação no motor 4.



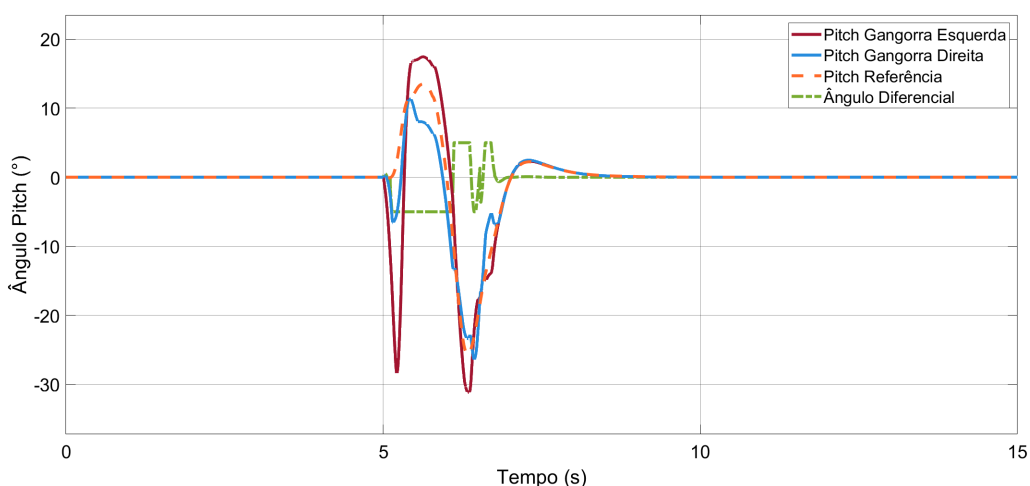
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Observa-se imediatamente uma reação aguda e significativa no ângulo de *roll* logo aos 5s, momento da aplicação do impulso de 5 N no motor 4. Este pico é o reflexo direto do torque indesejado gerado pela assimetria súbita de empuxo. O controlador de *roll* atua rapidamente, resultando em um relativo sobressinal enquanto tenta compensar esse torque.

Entretanto, é crucial notar que, logo após o pico e sua rápida correção, a resposta de *roll* seguiu a referência ativamente, com uma variação controlada e

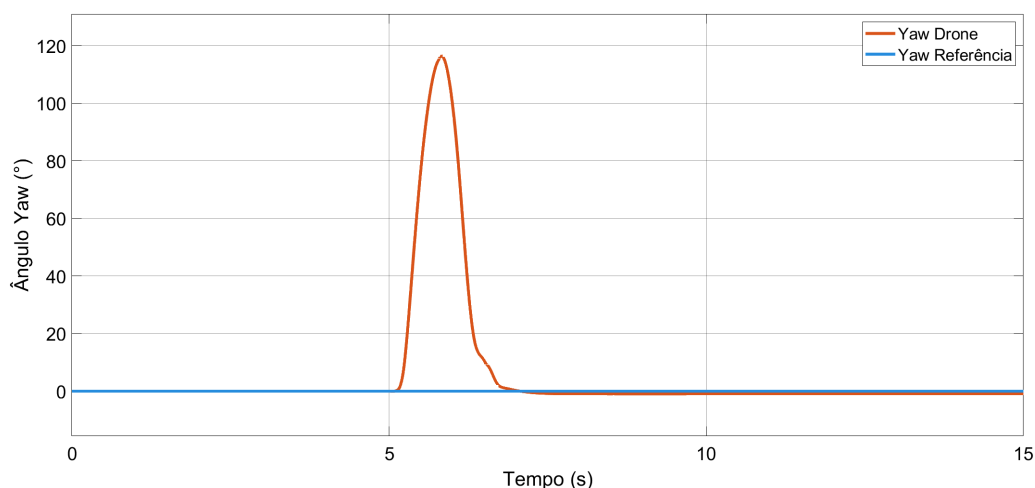
sustentada, buscando compensar a posição Y. Ou seja, a perturbação no motor não apenas gerou um torque de *roll*. O controlador de posição, por sua vez, exige que o *roll* se incline para gerar uma força horizontal compensatória. O controle de *roll* executa essa inclinação necessária e rapidamente anula o erro angular, demonstrando a capacidade do sistema em traduzir a correção de posição em comandos de atitude suaves após neutralizar o pico inicial do distúrbio.

Figura 115 – Ângulo *pitch* das gangorras ante à perturbação no motor 4.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 116 – Ângulo *yaw* ante à perturbação no motor 4.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

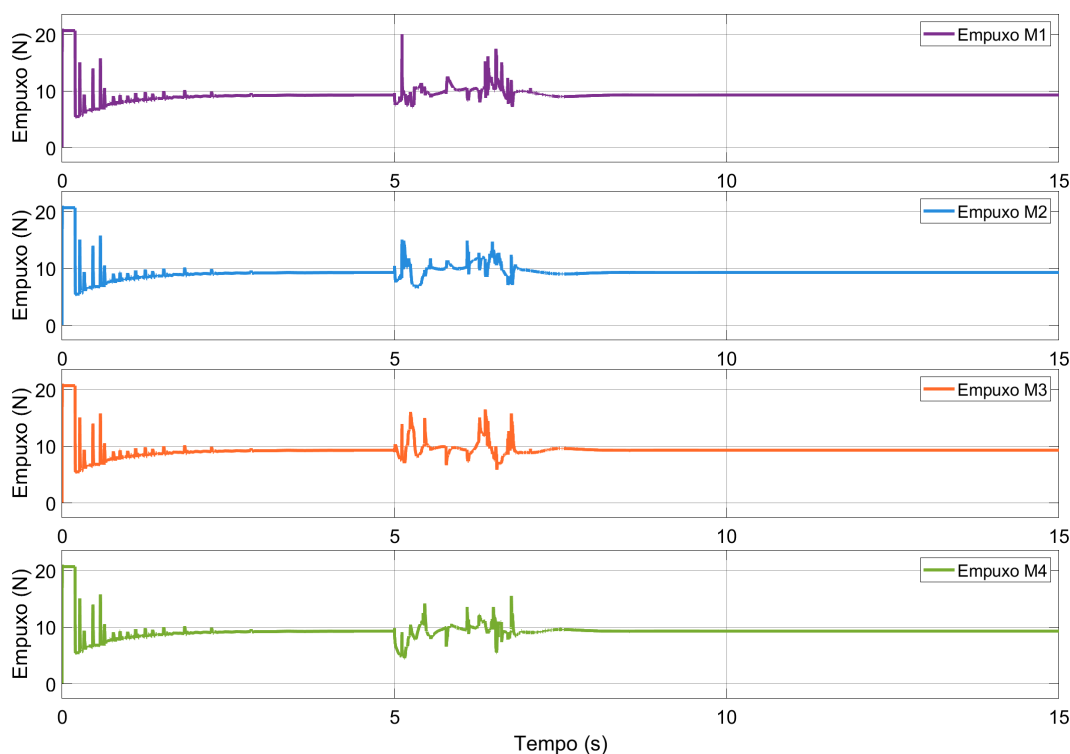
As respostas das variáveis angulares *pitch* das estruturas gangorras e *yaw* também apresentaram variações de grande sinal logo após a aplicação do distúrbio no motor 4, indicando um alto grau de acoplamento dinâmico. O ângulo de *pitch* das gangorras exibiu uma variação considerável, indo de -30° até próximo de 20°. Essa grande amplitude de movimento é a resposta de emergência do controle de atitude

para compensar o desequilíbrio de empuxo e o torque gerado pelo Motor 4, que possui componentes que afetam o eixo longitudinal. O controlador utiliza a máxima capacidade de vetorização para reverter o momento de perturbação e restaurar o equilíbrio da aeronave no menor tempo possível.

O ângulo de yaw também apresentou uma grande variação, atingindo 120° logo após o distúrbio. Essa rotação brusca é causada pelo torque de reação significativo gerado pelo súbito e não compensado aumento de empuxo no motor 4. A ação do controlador de yaw é então a de utilizar a inclinação diferencial dos rotores restantes para gerar um torque oposto e trazer rapidamente a aeronave de volta à sua orientação de referência.

Apesar da magnitude dessas variações, a rápida atuação dos controladores, aliada à capacidade de vetorização do empuxo, permite que o VANT se recupere e restabeleça a estabilidade, demonstrando a capacidade de manipulação de grandes torques do sistema de propulsão vetorial. Na Figura 117 são apresentados os empuxos gerados pelos motores neste cenário.

Figura 117 – Empuxos dos motores ante à perturbação no motor 4.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

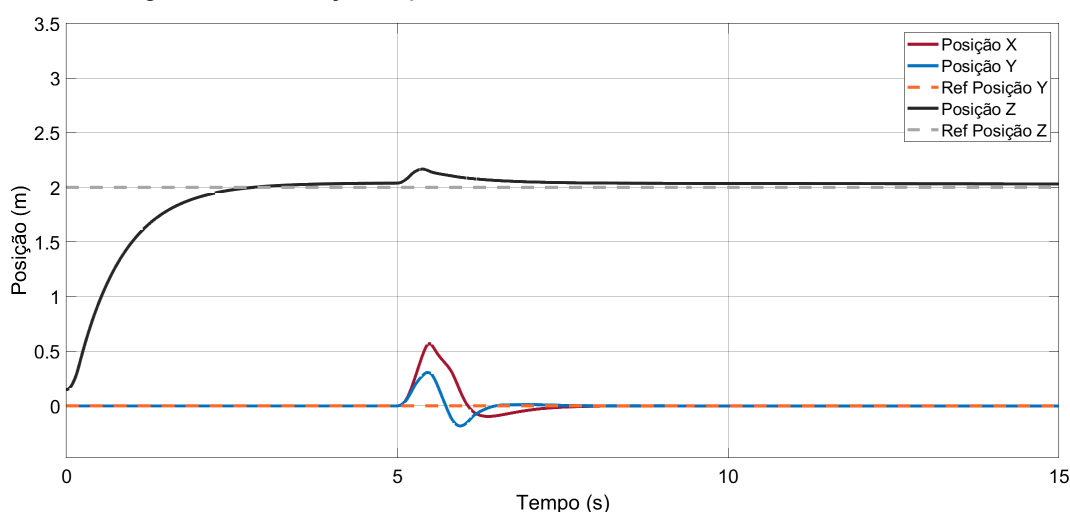
O gráfico de empuxo dos motores, sob o teste de falha no motor 4, apresentou o mesmo comportamento observado nas simulações de distúrbios anteriores. No

momento do distúrbio e na fase de ganho de altitude inicial, houve uma variação controlada e pontual na demanda de empuxo, refletindo a necessidade de anular rapidamente o torque indesejado e compensar o deslocamento em X e Y. No entanto, após essa correção inicial, o sinal de empuxo rapidamente retornou e se estabilizou próximo ao seu valor nominal de 10N.

6.2.3.3 Distúrbio nos Três Eixos

Em um teste abrangente de estresse dinâmico, o VANT é submetido a um cenário de perturbação multiaxial com forças de 25 N aplicadas simultaneamente nos três eixos (X, Y e Z) do centro de massa do drone, a partir dos 5s com duração de 0,2s. A Figura 118 mostra os resultados das posições X, Y e Z do modelo no espaço.

Figura 118 – Posição espacial do drone ante a distúrbio nos três eixos.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

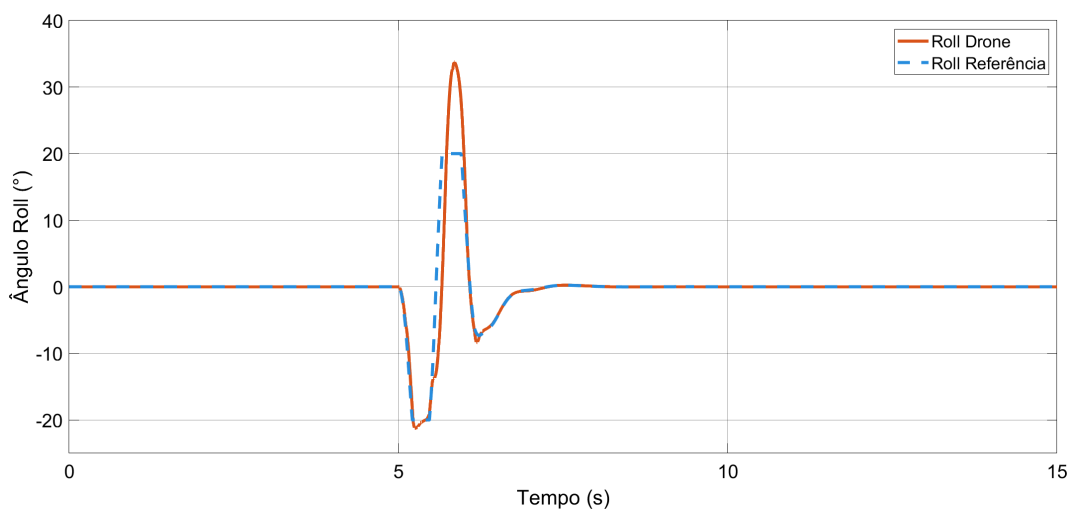
A análise das posições do drone nos eixos X, Y e Z após a aplicação das forças simultâneas demonstrou a excelente capacidade do sistema de controle em lidar com perturbações multiaxiais e acopladas. Apesar da alta exigência imposta pela aplicação de forças em todos os eixos, os desvios de posição foram mantidos em um patamar muito baixo. A posição no eixo X variou com um máximo próximo de 0,5 m, enquanto a posição no eixo Y variou com um máximo próximo de 0,3 m. Já a posição na altitude Z variou com um máximo próximo de 0,2 m.

A rápida atuação do controle de atitude e dos controles PID de posição, que gerou o empuxo vetorial de compensação em todas as direções, permitiu que o VANT absorvesse a perturbação tridimensional com mínimo impacto na posição. O sistema

mostrou ser eficaz em anular os deslocamentos e restaurar a posição de *hovering* com rapidez e precisão.

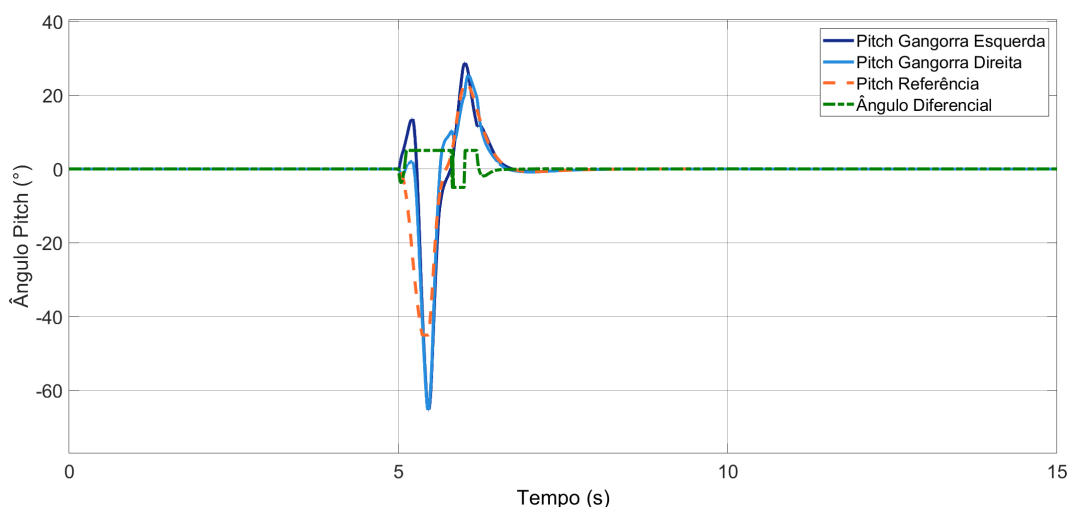
Nas Figuras 119, 120 e 121 a seguir são apresentadas as respostas das variáveis angulares *roll*, *pitch* e *yaw*.

Figura 119 – Ângulo *roll* ante a distúrbio nos três eixos.

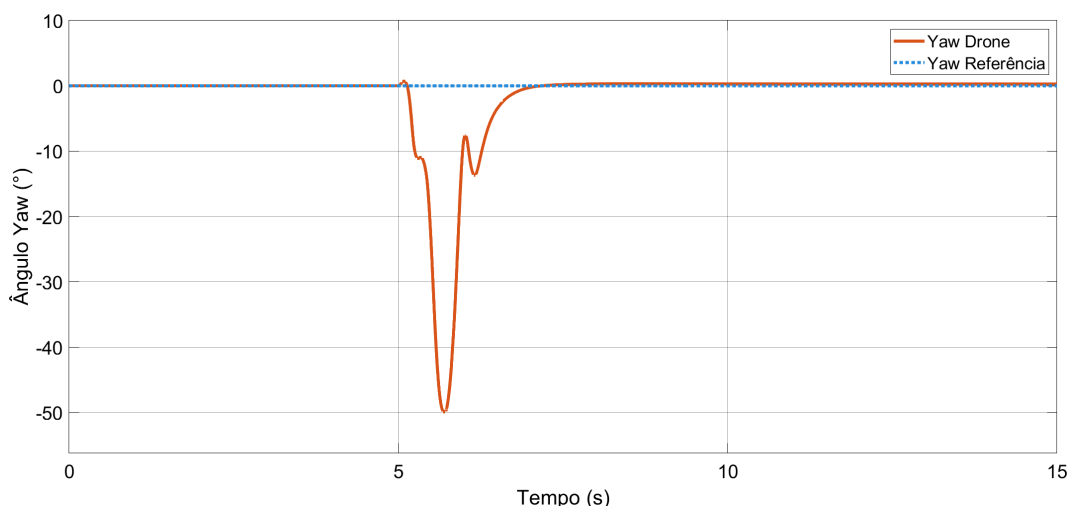


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A variável de atitude *roll* mostrou o comportamento esperado para o eixo primário de reação a distúrbios laterais. O ângulo permaneceu estável na maioria do tempo, variando de forma significativa apenas no intervalo que se seguiu à aplicação do distúrbio multiaxial. Essa variação brusca foi uma resposta do controlador na busca por retomar a posição espacial de referência. Inicialmente, houve uma variação angular que atingiu aproximadamente -20° , seguida por uma inversão brusca que levou o ângulo para próximo de 30° , que gerou um grande sobressinal. O controlador utilizou a máxima capacidade de vetorização de empuxo para gerar a força compensatória e reverter o torque de perturbação imposto, restabelecendo a estabilidade da aeronave.

Figura 120 – Ângulo *pitch* das gangorras ante a distúrbio nos três eixos.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 121 – Ângulo *yaw* ante a distúrbio nos três eixos.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

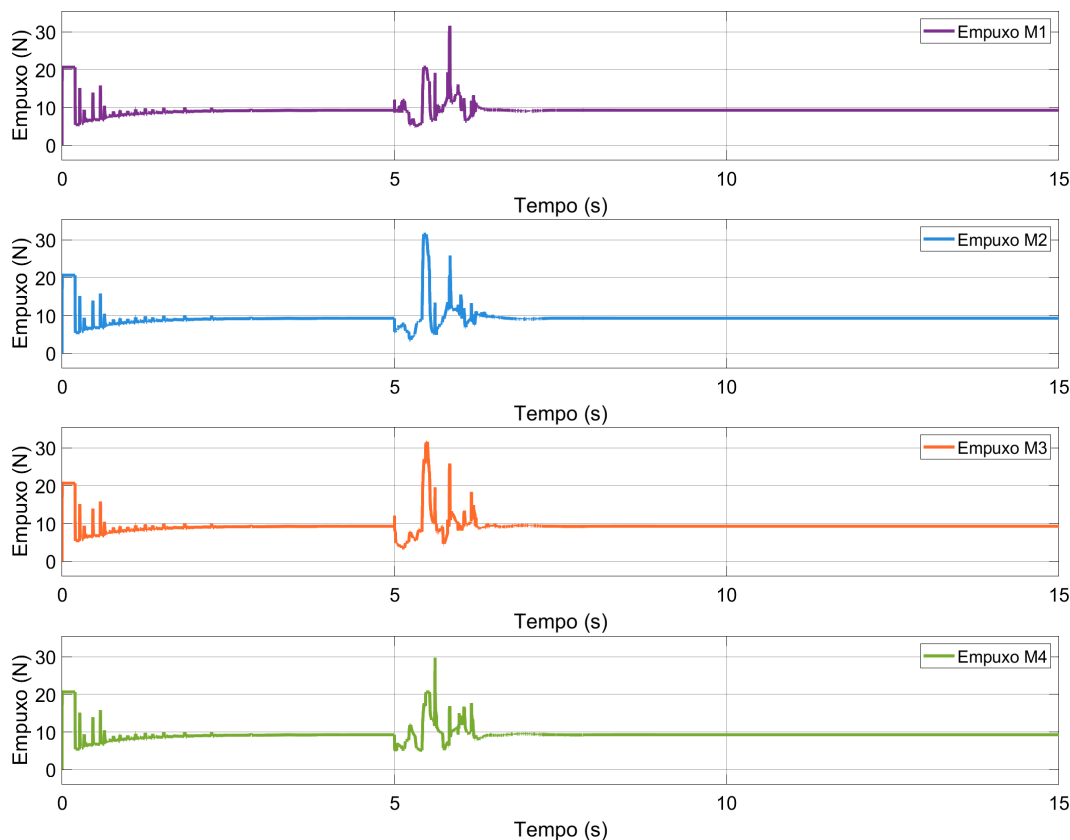
As variáveis *pitch* e *yaw* também registraram variações significativas, evidenciando o intenso distúrbio multiaxial. O ângulo de *pitch* exibiu uma variação extrema, atingindo aproximadamente -60° . Este pico é uma reação de máxima urgência do controlador para gerar o torque e a componente de força longitudinal necessária para anular as perturbações nos eixos X e Z. De forma similar, o *yaw* apresentou uma grande variação, indo para -50° . Este desvio reflete o forte torque de reação induzido pela ação abrupta do *roll* e *pitch* e pela componente de força em Y.

Entretanto, é fundamental destacar que, apesar da magnitude dessas variações iniciais, os controladores rapidamente corrigiram os desvios. O sistema demonstrou uma capacidade excepcional de recuperação, anulando os grandes erros

angulares e restaurando a atitude de equilíbrio em um curto espaço de tempo, o que atesta a eficácia dos controles sob condições de estresse dinâmico extremo.

Na Figura 122 são apresentadas as respostas de empuxo dos motores para este cenário.

Figura 122 – Empuxo dos motores ante a distúrbio nos três eixos.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

O gráfico de empuxo dos motores, sob o estresse do distúrbio de forças multiaxiais, mais uma vez apresentou o mesmo comportamento observado nos cenários de perturbação anteriores.

6.2.3.4 Ruídos nos Sensores

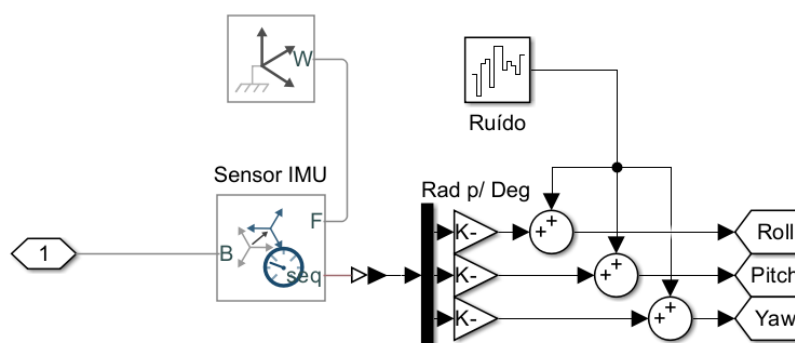
Em aplicações de baixo custo, como no modelo proposto, a aquisição de dados por meio de sensores inerciais está sujeita a perdas de precisão, principalmente devido à alta suscetibilidade a ruídos elétricos e à degradação intrínseca dos próprios sensores ao longo do tempo. Para avaliar o impacto dessas limitações na estabilidade e no desempenho do sistema de controle, foi realizada uma simulação com a introdução de ruídos significativos nas leituras dos ângulos de *roll*, *pitch* e *yaw* como

mostra a Figura 123, que está incluída também no Apêndice A. Este ruído foi modelado utilizando o bloco *Band-Limited White Noise*, que simula um ruído branco limitado em banda, o qual possui as seguintes características:

- Ruído Branco (*White Noise*): um sinal aleatório que possui densidade espectral de potência constante em toda a banda de frequência, o que significa que todas as frequências são igualmente representadas.
- Limitado em Banda (*Band-Limited*): o ruído foi filtrado para conter apenas frequências até um limite específico, o que o torna mais representativo de ruídos físicos em sistemas digitais.

Os parâmetros de configuração do ruído são: Tempo de Amostragem (*Sample Time*) de 0,1 s, definindo a taxa de atualização do ruído, Potência de Ruído (*Noise Power*) de 0,1, que estabelece a variância e a intensidade do sinal de perturbação adicionado à medição do sensor.

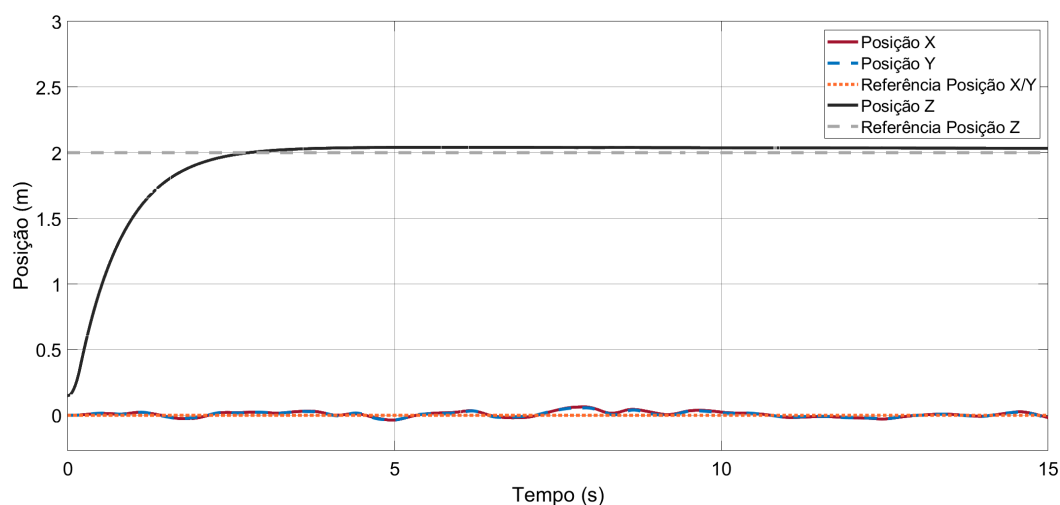
Figura 123 – Aplicação de ruídos nas leituras dos sensores.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

O objetivo dessa simulação foi verificar como o sistema de controle reage diante de medições imprecisas de atitude, especialmente no que diz respeito à manutenção da posição espacial do drone. A Figura 124 apresenta as curvas de posição obtidas nesse cenário, permitindo observar o comportamento do veículo sob condições adversas de sensoriamento.

Figura 124 – Posição espacial do drone ante a ruídos na leitura de atitude.

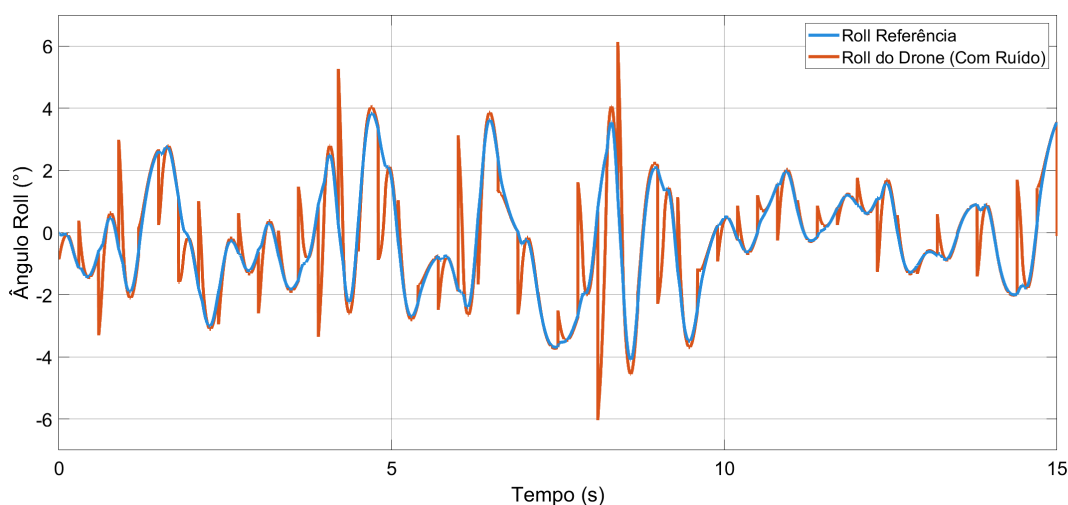


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A análise do gráfico de posição do drone sob a condição de ruído branco limitado em banda, nas leituras de atitude revela o impacto da medição imprecisa na estabilidade da translação. É possível observar que as curvas de posição em X e Y apresentam pequenas ondulações. Este comportamento é uma manifestação direta da propagação do ruído do sensor de atitude para o controlador de posição: As medições ruidosas de *roll* e *pitch* levam o controlador a interpretar que a atitude real do drone está constantemente desviada, mesmo quando ela está estável. Em resposta a essa informação ruidosa, o controlador de atitude emite correções contínuas e desnecessárias nos vetores de empuxo. Essas correções desnecessárias se traduzem em movimentos laterais e longitudinais indesejados, resultando nas pequenas ondulações observadas na trajetória.

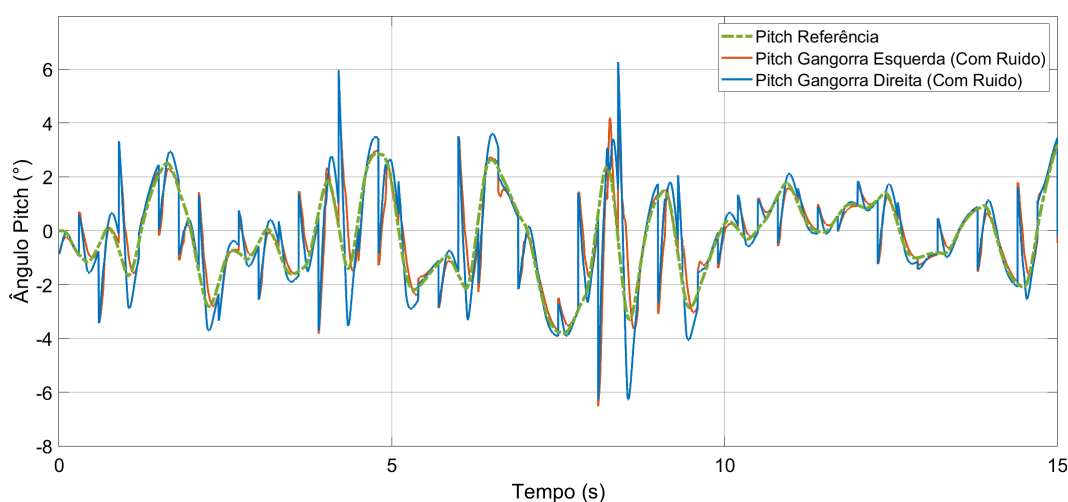
Apesar dessas oscilações de alta frequência, o sistema de controle de posição consegue manter o drone próximo à referência, demonstrando que os controladores possuem uma margem de tolerância ao ruído.

Nas Figuras 125, 126 e 127 mostram as respostas das variáveis angulares de *roll*, *pitch* (das gangorras esquerda e direita) e *yaw* ao adicionar os ruídos.

Figura 125 – Ângulo *roll* do drone ante a ruídos na leitura de atitude.

Apesar da presença do ruído na realimentação, o controlador de *roll* demonstrou capacidade de manter o ângulo próximo da referência estipulada pelos controles de atitude e posição. O fato de as variações serem limitadas a um intervalo relativamente estreito e do sistema não ter entrado em instabilidade comprova a tolerância do controlador à degradação do sinal de sensoriamento. A inércia do VANT e as frequências de corte do próprio controle atuaram como um filtro natural, evitando que o ruído de alta frequência comprometesse de forma catastrófica a estabilidade angular.

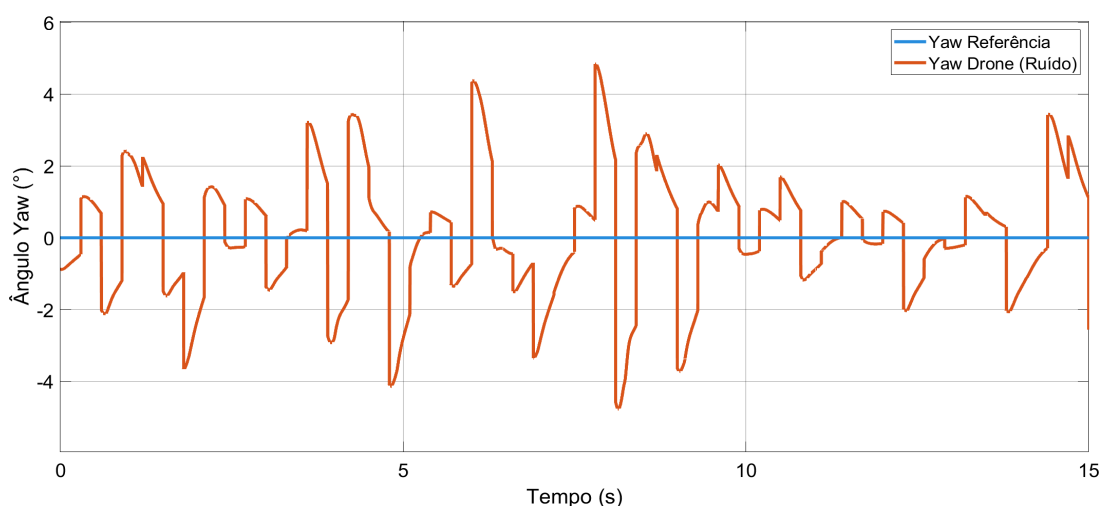
A Figura 126 apresenta as respostas de inclinação das gangorras para este cenário.

Figura 126 – Ângulos *pitch* das gangorras ante a ruídos na leitura de atitude.

As respostas de inclinação angular das estruturas gangorras (esquerda e direita) demonstraram um comportamento controlado mesmo sob a condição de ruído nos sensores de atitude. As variações angulares de ambas as gangorras se mantiveram próximas ao intervalo de -6° a 6° . Esta variação, embora controlada, é o reflexo direto da propagação do ruído: o controlador de atitude, ao receber medições ruidosas de *pitch*, comanda as gangorras para realizar micro-correções contínuas.

O fato das inclinações serem limitadas a um intervalo tão estreito demonstra que os controladores de atitude não estão amplificando o ruído a ponto de causar movimentos extremos. O sistema mantém a estabilidade angular com pequenos ajustes de vetorização de empuxo, confirmando que a dinâmica do VANT e a sintonização do controlador proporcionam uma filtragem passiva eficaz contra ruídos de alta frequência.

Figura 127 – Ângulo yaw do drone ante a ruídos na leitura de atitude.

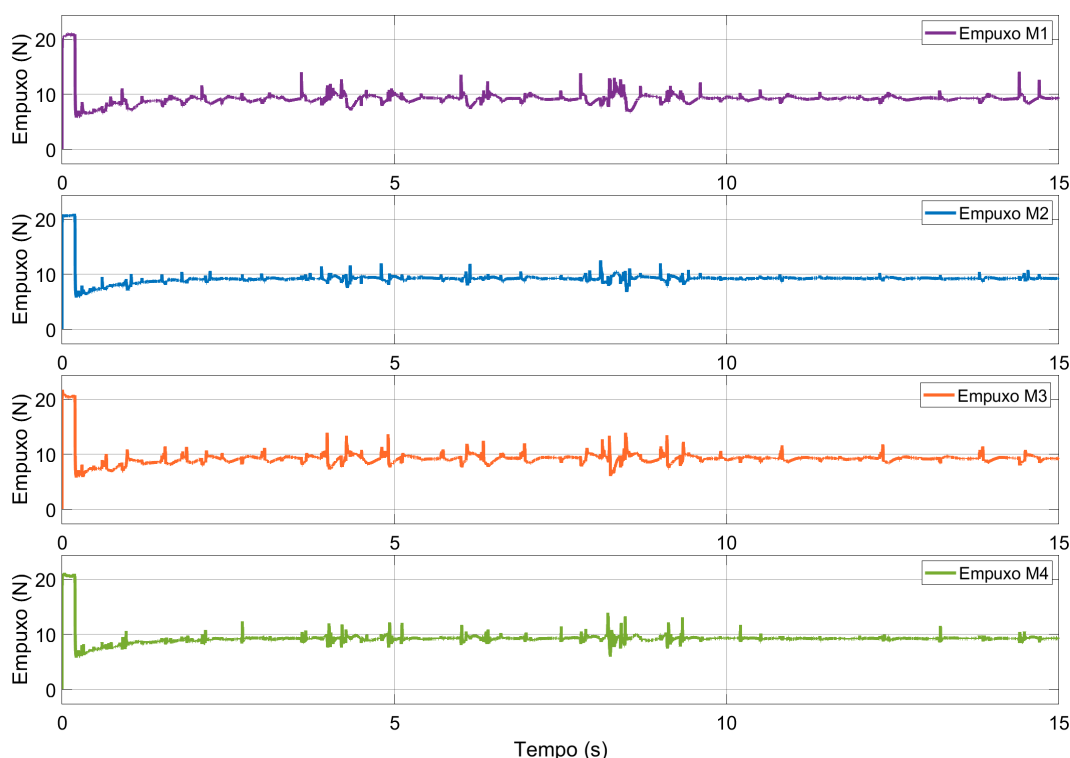


Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A resposta do ângulo *yaw* mostra-se na Figura 127, e *também* se manteve dentro dos limites de estabilidade, variando aproximadamente no intervalo de -5° a 5° . Apesar dos picos mais elevados, o sistema demonstrou capacidade de amortecimento, mantendo o *yaw* dentro de um desvio aceitável.

Na Figura 128 mostra as respostas de empuxo dos motores 1, 2, 3 e 4 para este cenário de ruídos.

Figura 128 – Empuxos dos motores ante a ruídos na leitura de atitude.



Fonte: elaborado pelo próprio autor.

O gráfico de empuxo dos motores para o cenário com ruído nos sensores demonstrou um comportamento que confirma a estabilidade do sistema de sustentação. Observa-se que, em média, o empuxo total e o empuxo de cada motor ficaram próximos ao valor nominal. Isso indica que os controladores de altitude mantiveram a sustentação adequada para o peso do VANT, mesmo com a informação ruidosa de *roll*, *pitch* e *yaw*.

Apesar da estabilidade média, o empuxo apresentou pequenas variações contínuas. Essas flutuações de baixa amplitude são a manifestação resultante das correções contínuas e desnecessárias do controlador de atitude, que está reagindo ao ruído percebido nas variáveis angulares. O sistema está gastando uma pequena quantidade de energia para realizar micro-correções que, embora causem as leves ondulações na posição (X e Y), garantem que o controle angular não se degrade drasticamente.

6.3 RESULTADOS EXPERIMENTAIS EM VOO AMARRADO

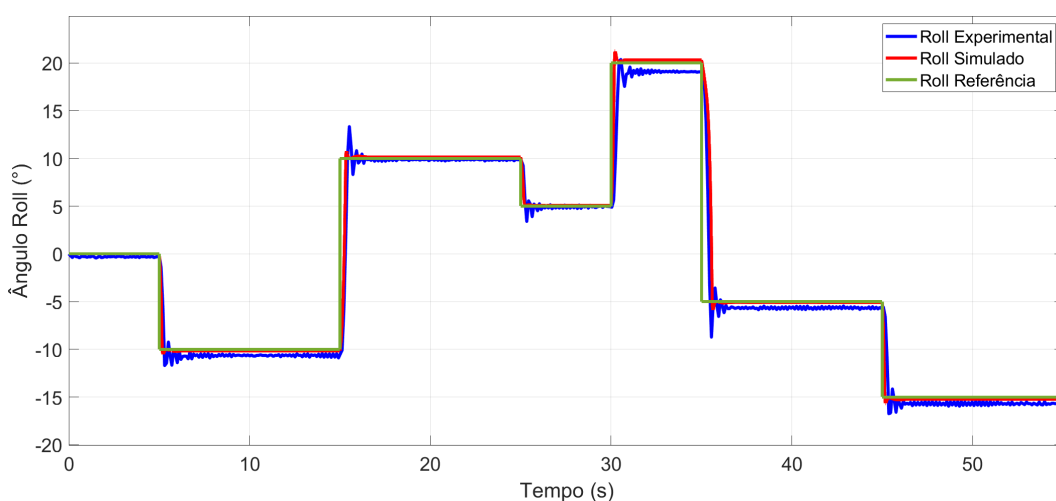
Nesta seção são apresentados os resultados experimentais dos controles de *roll* e *pitch*, em condições de voo amarrado, isto é, sem que o veículo alçasse voo.

Para a leitura de dados angulares no ambiente experimental, utiliza-se o algoritmo Madgwick AHRS, proporcionando maior precisão às leituras.

Essa abordagem permitiu validar, em ambiente controlado, o seguimento das referências de atitude das estruturas gangorras e da asa, utilizando o servomotor para os ajustes necessários. As medições obtidas nessas condições possibilitaram observar com precisão a resposta dos controles de *roll* e *pitch* frente às referências impostas, assegurando que as estruturas mecânicas se comportassem conforme o esperado ao receber os comandos do controlador.

Na Figura 129 são apresentadas as respostas de *roll* em um cenário de seis mudanças de referência tanto em ambiente real (amarrado) quanto em simulado. A validação experimental do controle *Fuzzy* de *roll*, realizada em condições de voo amarrado, demonstrou uma resposta visualmente similar àquela obtida no ambiente simulado. Ambas as curvas apresentaram um rápido rastreamento do *setpoint* e um comportamento bem amortecido. Ressaltando, a resposta mais oscilatória no caso do *roll* experimental, comportamento já esperado devido a efeitos não modelados, como o atrito, folga do rolamento do servomotor e as não-linearidades do atuador. Na Tabela 12 são apresentados os índices e parâmetros de desempenho para este cenário.

Figura 129 – Controle de *roll* em condições de voo amarrado.



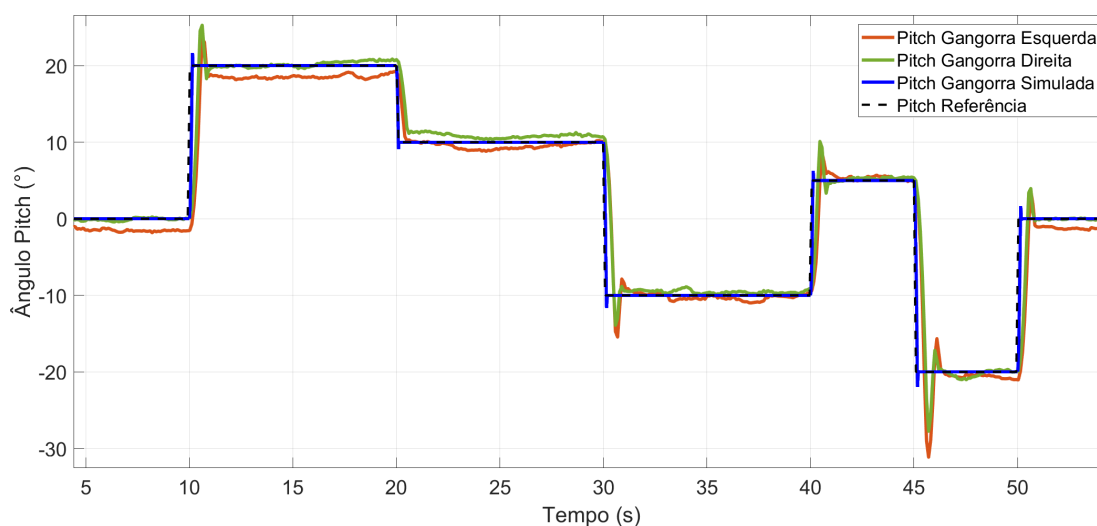
Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Tabela 12 – Índices e parâmetros de desempenho do controle *Fuzzy* de *roll* simulado e experimental.

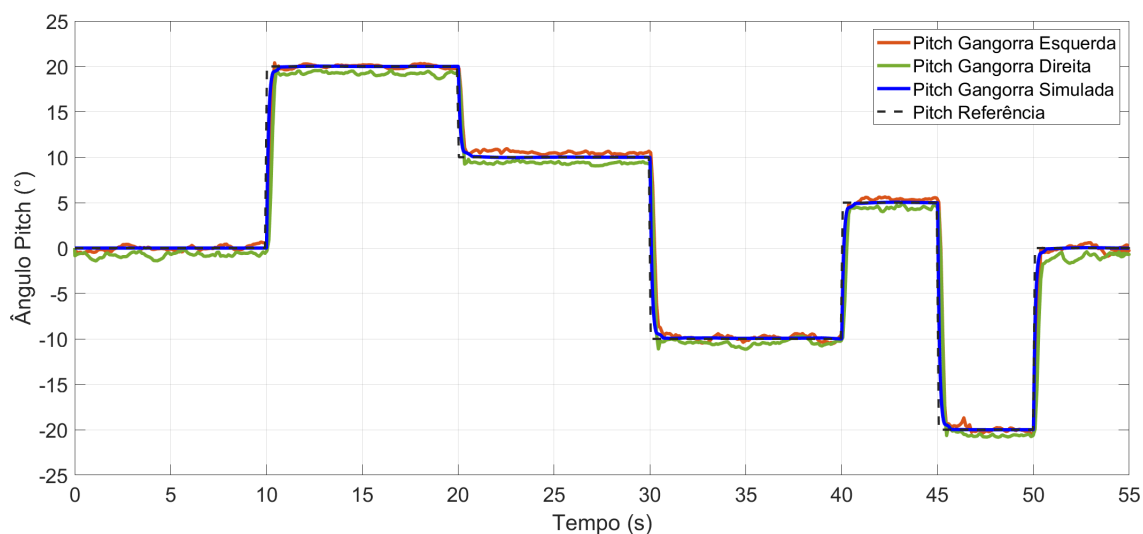
	Máximo Sobressinal (%)	Tempo de Subida (s)	Tempo de Acomodação (s)	IAE	ITAE	ISE	ITSE
<i>Roll</i> Simulado	2,0	0,27	0,29	28,2	835,4	343,6	10365,3
<i>Roll</i> Experimental	16,3	0,36	1,05	50,9	1487,6	367,1	11306,2

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

A seguir são mostradas as respostas do controle de *pitch* em condições de voo amarrado, usando o controle *Fuzzy*, mostradas na Figura 130, e usando o controle *Fuzzy-PID*, mostradas na Figura 131.

Figura 130 – Controle de *pitch* em condições de voo amarrado com controlador *Fuzzy*.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 131 – Controle de *pitch* em condições de voo amarrado com controlador *Fuzzy-PID*.

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

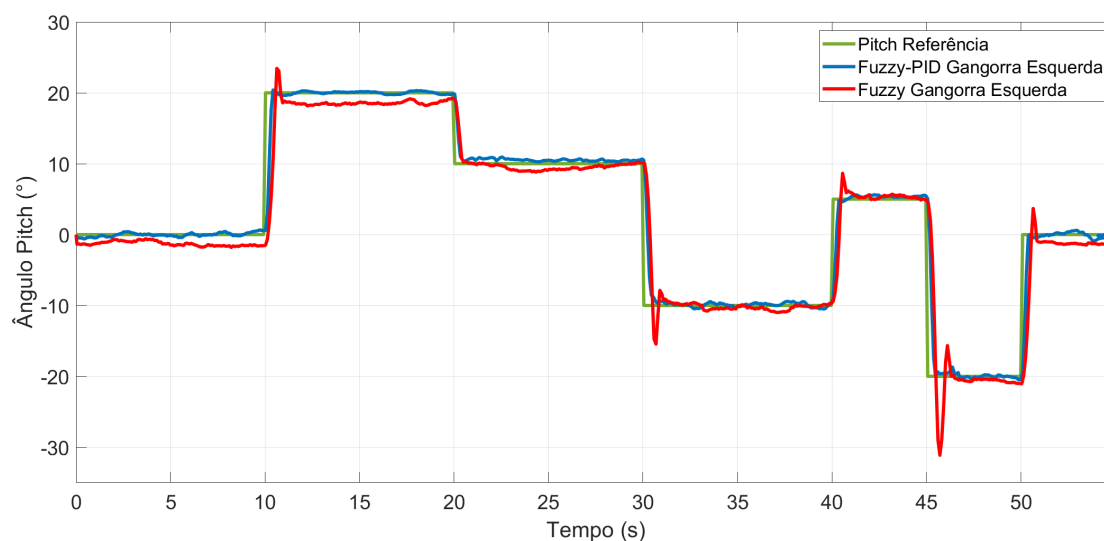
A validação experimental das respostas de *pitch* das inclinações das estruturas gangorras, usando o controle *Fuzzy*, revelou que as curvas obtidas se mostraram próximas em comportamento geral às da simulação, especialmente em regime permanente, porém com sobressinais mais pronunciados ao final do regime transitório. Já a análise da resposta de *pitch* utilizando o controlador *Fuzzy*-PID demonstrou um desempenho satisfatório, com as curvas experimentais apresentando baixo sobressinal e um rastreamento mais próximo ao obtido no ambiente simulado. Na Tabela 13 são apresentados os parâmetros e índices de desempenho das respostas simuladas e experimentais dos controles *Fuzzy* e *Fuzzy*-PID.

Tabela 13 – Índices e parâmetros de desempenho dos controles *Fuzzy* e *Fuzzy*-PID simulado e experimental.

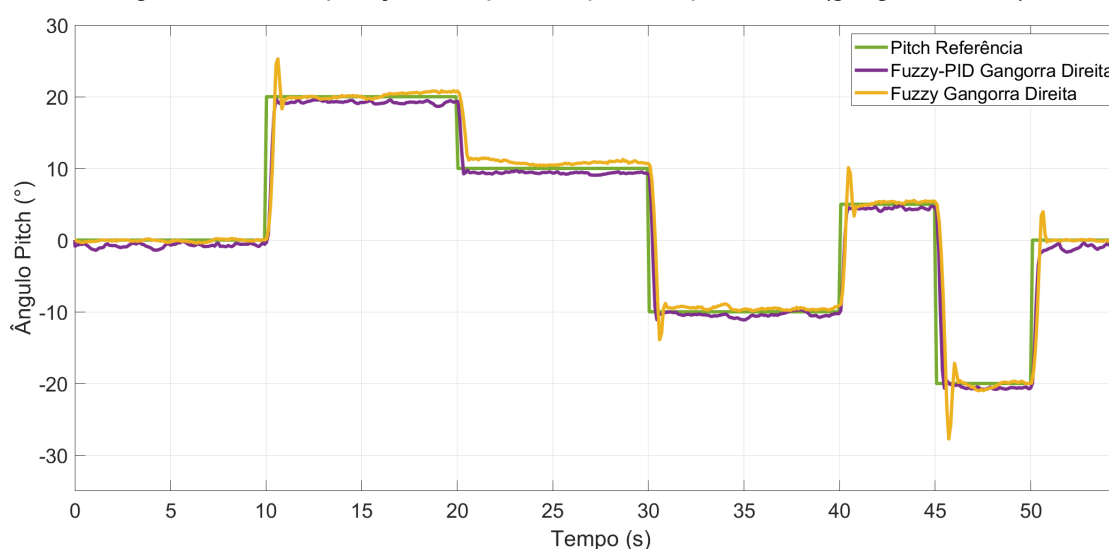
	Máximo Sobressinal (%)	Tempo de Subida (s)	Tempo de Acomodação (s)	IAE	ITAE	ISE	ITSE
<i>Fuzzy</i> Simulado	8,4	0,12	0,13	8,5	283,4	97,8	3159,9
<i>Fuzzy</i> Experimental (Esquerda)	27,5	0,51	0,74	87,1	2481,0	662,7	22086,7
<i>Fuzzy</i> Experimental (Direita)	19,3	0,50	0,77	60,2	1934,2	551,9	19217,8
<i>Fuzzy</i> -PID Simulado	0	0,31	0,28	12,7	397,7	82,9	2416,6
<i>Fuzzy</i> -PID Experimental (Esquerda)	1,4	0,33	0,35	40,6	1281,4	347,4	11801,7
<i>Fuzzy</i> -PID Experimental (Direita)	2,3	0,36	0,37	60,7	1774,4	381,6	12430,6

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Nas Figuras 132 e 133 apresenta-se uma comparação direta entre as respostas experimentais dos controles *Fuzzy* e *Fuzzy*-PID. Na Tabela 14 são apresentados os índices e parâmetros de desempenho desse cenário.

Figura 132 – Comparação *Fuzzy* e *Fuzzy-PID* experimental (gangorra esquerda)

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Figura 133 – Comparação *Fuzzy* e *Fuzzy-PID* experimental (gangorra direita)

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

Tabela 14 – Índices e parâmetros de desempenho controles *Fuzzy* e *Fuzzy-PID* experimentais.

	Máximo Sobressinal (%)	Tempo de Subida (s)	Tempo de Acomodação (s)	IAE	ITAE	ISE	ITSE
<i>Fuzzy</i> (Esquerda)	27,5	0,51	0,74	87,1	2481,0	662,7	22086,7
<i>Fuzzy</i> (Direita)	19,3	0,50	0,77	60,2	1934,2	551,9	19217,8
<i>Fuzzy-PID</i> (Esquerda)	1,4	0,33	0,35	40,6	1281,4	347,4	11801,7
<i>Fuzzy-PID</i> (Direita)	2,3	0,36	0,37	60,7	1774,4	381,6	12430,6

Fonte: elaborado pelo próprio autor.

De modo geral é possível observar que ambos os controles foram capazes de seguir a referência. Entretanto, observa-se claramente que as respostas obtidas usando o controle *Fuzzy*-PID apresentaram menores sobressinais e tempo de acomodação enquanto as respostas usando o controle *Fuzzy* apresentaram oscilações mais pronunciadas no regime transitório. Estas análises podem ser comprovadas a partir dos dados apresentados na Tabela 14, em que se observa que os resultados obtidos pelos controles *Fuzzy*-PID apresentaram melhorias expressivas em todos os parâmetros e índices de desempenho.

7 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

O ponto crucial deste trabalho é o *design* inovador da disposição estrutural do drone com propulsão vetorial que culminou na obtenção de um registro de patente, destacando o ineditismo da solução. O objetivo desta é proporcionar melhorias substanciais em manobras de mudança de direção quando comparado aos drones multirotores convencionais de estrutura rígida. As estruturas gangorras permitem movimentos livres de inclinação controlados pelo diferencial de empuxo dos motores, o que elimina a necessidade de atuadores dedicados para os eixos de *pitch* e *yaw*, simplificando drasticamente tanto o controle quanto a arquitetura mecânica quando se comparado a drones do tipo tiltrotores. Além disso, a inclinação do eixo de *roll*, realizada por um único motor na asa principal, facilita o controle lateral e torna o equipamento especialmente adequado para pesquisas acadêmicas e ambientes de ensino, reforçando seu caráter didático e experimental para o estudo de dinâmica de voo e sistemas de controle, além de possuir grande valor tecnológico para futuras implementações comerciais. O protótipo apresenta simplicidade mecânica (pela eliminação de atuadores de inclinação), maior confiabilidade operacional e segregação eficiente dos eixos de controle (*roll* pela asa e *pitch/yaw* pela inclinação das gangorras). Além do custo reduzido, reproduzível em laboratório e sustentável (pelo uso de PLA).

O trabalho iniciou-se com a modelagem 3D da aeronave, concebida especificamente para impressão 3D. Foram desenvolvidas duas versões estruturais distintas: a primeira serviu como prova de conceito, e a segunda incorporou correções e aprimoramentos que melhoraram a rigidez e a montabilidade. Após a fase de *design*, o modelo estrutural final foi implementado no ambiente de simulação *Simulink/Matlab* utilizando a biblioteca *Simscape Multibody*. Essa ferramenta permitiu a criação de um modelo dinâmico preciso, fundamental para o desenvolvimento e a sintonia dos controles de atitude *roll*, *pitch*, *yaw* e posição (X, Y, Z). Os resultados simulados obtidos, que demonstraram a eficácia do controlador híbrido *Fuzzy-PID* em cenários de rastreamento de trajetória e perturbação, validaram o modelo matemático e a estratégia de controle. Um ponto determinante para a viabilidade do projeto foi a análise do custo computacional, na qual o controle *Fuzzy-PID* demonstrou uma eficiência significativamente superior ao controle *Fuzzy* puro. Essa vantagem reside na simplicidade algorítmica da estrutura híbrida; enquanto o controlador *Fuzzy*

convencional exige uma base de regras densa e múltiplas funções de pertinência para cobrir toda a dinâmica do sistema, o *Fuzzy*-PID opera com uma lógica reduzida, possuindo menos entradas *Fuzzy* e um conjunto de regras mais enxuto. Essa arquitetura simplificada resulta em um menor tempo de processamento e menor exigência de memória, permitindo que o algoritmo seja executado em microcontroladores de baixo custo com alta taxa de amostragem. Assim, o controle híbrido não apenas otimiza o desempenho dinâmico, mas também garante a eficiência necessária para aplicações embarcadas em tempo real.

O trabalho atingiu sua etapa final com a implementação dos controles de *roll* e *pitch* no protótipo do drone impresso em 3D. Esta fase de validação em ambiente real, realizada em voo amarrado, foi essencial para comprovar a robustez e a aplicabilidade do sistema desenvolvido. Os resultados experimentais, utilizando o algoritmo Madgwick AHRS para filtragem de dados angulares, confirmaram a fidelidade do modelo de simulação e a superioridade do controle *Fuzzy*-PID na mitigação de não-linearidades e acoplamentos. Em suma, o trabalho entrega um modelo dinâmico validado e um sistema de controle resiliente, que serve de base para futuras implementações de soluções de baixo custo e alta performance.

Diante dos resultados alcançados e das limitações identificadas no presente estudo, diversas direções podem ser exploradas em trabalhos futuros, visando aprimorar e expandir o sistema de controle proposto para drones. Uma primeira sugestão é a implementação prática do controlador utilizando *hardware* dedicado, como FPGAs, o que pode proporcionar maior desempenho computacional, menor latência e viabilizar a operação em tempo real, aspectos essenciais para aplicações embarcadas e cenários de missão crítica. Além do aprimoramento estrutural do modelo, utilizando materiais poliméricos reforçados com fibra de carbono e a construção de um protótipo completamente funcional, capaz de realizar vôos de forma satisfatória e precisa, integrando também os controles de posição e yaw.

Outra linha de pesquisa de grande potencial é a exploração de métodos avançados de controle para mitigar as não-linearidades e os acoplamentos do sistema, complementando ou substituindo as estruturas *Fuzzy* e *Fuzzy*-PID. Técnicas como o Controle Preditivo por Modelo seriam valiosas, pois permitem a otimização da trajetória de controle em um horizonte futuro, gerenciando explicitamente as restrições operacionais do VANT. Alternativamente, o Controle Adaptativo por Modelo de Referência pode ser empregado para ajustar automaticamente os parâmetros do

controlador em tempo real, garantindo que o desempenho do sistema siga de perto um modelo de referência ideal, mesmo diante de variações de massa ou alterações aerodinâmicas. Além disso, a validação por Controle Robusto é essencial, utilizando ferramentas analíticas como H-Infinity ou μ -síntese para formalmente certificar que o sistema mantém a estabilidade e o desempenho desejados sob incertezas modeladas e não modeladas, conferindo maior credibilidade e aplicabilidade industrial à solução desenvolvida.

Por fim, destaca-se a importância de uma modelagem matemática mais completa do sistema, incluindo a consideração de mais graus de liberdade e das não linearidades presentes no comportamento do drone. Uma representação matemática detalhada facilitará a análise de estabilidade, desempenho e limitações do controlador, além de servir como base sólida para futuras implementações e validações experimentais.

Essas perspectivas de continuidade reforçam o potencial do presente trabalho para servir como plataforma de pesquisa e desenvolvimento, incentivando a busca por soluções cada vez mais avançadas, resilientes e acessíveis para o controle de VANTs.

REFERÊNCIAS

- ALARCÃO JÚNIOR, J. C. de; NUÑEZ, D. N. C. The use of drones in agriculture 4.0. **Brazilian Journal of Science**, Rio Verde – GO, Brasil, v. 3, n. 1, p. 1–13, 2024. DOI: 10.14295/bjs.v3i1.438. Disponível em: <https://periodicos.cerradopub.com.br/bjs/article/view/438>. Acesso em: 29 set. 2025.
- ALMEIDA, L. E. de; MIRANDA, A. de O.; SIMAS, J. de L.; ALMEIDA, A. C. M. Proposta de utilização de drones inteligentes na inspeção de plataformas de petróleo. **Brazilian Journal of Development**, São José dos Pinhais – PR, Brasil, v. 7, n. 5, p. 45124–45136, 2021. DOI: 10.34117/bjdv.v7i5.29362. Disponível em: <https://ojs.brazilianjournals.com.br/ojs/index.php/BRJD/article/view/29362>. Acesso em: 30 set. 2025.
- ANDERSON JR., J. D. **Fundamentos de engenharia aeronáutica**. São Paulo: AMGH, 2015.
- BARROS, L.; WASQUES, V.; ESMI, E.; SÁNCHEZ, D. E.; PEDRO, F. Sistemas P-Fuzzy e aplicações. In: CONGRESSO BRASILEIRO DE SISTEMAS FUZZY, 6., 2021, São José do Rio Preto, SP. **Anais [...]**. São José do Rio Preto, SP: CBSF, 2021. Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/363845971_SISTEMAS_P-FUZZY_E_APLICACOES. Acesso em: 1 dez. 2025. DOI: <https://doi.org/10.13140/RG.2.2.10052.71046>.
- BOON, M. A.; DRIJFHOUT, A. P.; TESFAMICHAEL, S. Comparison of a fixed-wing and multi-rotor UAV for environmental mapping applications: a case study. **The International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences**, Johannesburgo, África do Sul, v. XLII-2/W6, p. 47–54, 2017. DOI: 10.5194/isprs-archives-XLII-2-W6-47-2017. Disponível em: <https://doi.org/10.5194/isprs-archives-XLII-2-W6-47-2017>. Acesso em: 1 dez. 2025.
- CHATZARGYROS, G.; PPAKONSTANTINO, A.; KOTOULA, V.; STIMONIARIS, D.; TSIAMITROS, D. UAV inspections of power transmission networks with AI technology: a case study of Lesbos Island in Greece. **Energies**, Grécia, v. 17, art. 3518, 2024. DOI: 10.3390/en17143518. Disponível em: <https://www.mdpi.com/1996-1073/17/14/3518>. Acesso em: 20 nov. 2025.
- CRUZ, C. A. **A mobilidade aérea urbana e os desafios para o controle do espaço aéreo brasileiro**. 2021. 77 f. Monografia (Curso de Altos Estudos Política e Estratégia) – Escola Superior de Guerra, Rio de Janeiro, 2021. Disponível em: <https://repositorio.esg.br/handle/123456789/1463>. Acesso em: 15 nov. 2025.
- DORF, R. C.; BISHOP, R. H. **Sistemas de controle modernos**. 14. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2024.
- FARIAS FILHO, J. G. B. de. **Controle preditivo com compensação de não-linearidades para o controle de um quadricóptero**. 2016. 137 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecatrônica) – Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2016. Disponível em: <https://repositorio.ufrn.br/jspui/handle/123456789/22183>. Acesso em: 5 dez. 2025.
- IORE, L.; PRIMATESTA, S.; ENRICO, R. **Controllere adattivo MRAC per quadrirotori in presenza di incertezze e disturbi**. 2025. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em

Engenharia Aeroespacial) – Politecnico di Torino, Turim, 2025. Disponível em: <https://webthesis.biblio.polito.it/35166/>. Acesso em: 23 out. 2025.

GARG, P. Characterisation of Fixed-Wing Versus Multirotors UAVs/Drones. **Journal of Geomatics**, Uttarakhand, Índia, v. 16, n. 2, p. 152–159, 2022. DOI: 10.58825/jog.2022.16.2.44. Disponível em: https://onlinejog.org/index.php/journal_of_geomatics/article/view/44. Acesso em: 7 out. 2025.

GONÇALVES, D. **Cientistas usam drones para fazer inventário de florestas e estimar volume de madeira**. Acre, Brasil: Embrapa, 2019. Disponível em: https://www.embrapa.br/agencia-de-noticias-embrapa/busca-de-noticias/-/noticia/46891736/cientistas-usam-drones-para-fazer-inventario-de-florestas-e-estimar-volume-de-madeira?p_auth=YCsjsGwZ. Acesso em: 29 set. 2025.

GUALAZZI, G. A. S.; FONTES, M. de B.; MAGALHAES, J. H.; PAULA, J. V. de; MOLINA, M. O. E.; SANTOS, G. R. RPAs Armadas: o desafio brasileiro. *In: ACADEMIC CONGRESS ON NATIONAL DEFENCE*, 15., 2018, Brasília. **Proceedings** [...]. [S. l.: s. n.], 2018. Disponível em: https://www.gov.br/defesa/pt-br/arquivos/ajuste-01/ensino_e_pesquisa/defesa_academia/cadn/XV_cadn/rpasa_armadas_oa_desafioa_brasileiro.pdf. Acesso em: 12 nov. 2025

HEO, S.-J.; NA, W. S. Review of drone-based technologies for wind turbine blade inspection. **Electronics**, Seoul, Coréia do Sul, v. 14, art. 227, 2025. DOI: 10.3390/electronics14020227. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2079-9292/14/2/227>. Acesso em: 1 nov. 2025.

HOLLWEG, G. V. A smart parametrisation for robust adaptive PI controller applied on renewable energy power generation systems under weak and uttermost weak grid conditions. **Computers and Electrical Engineering**, [s. l.], v. 116, art. 109203, 2024. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.compeleceng.2024.109203>. Acesso em: 1 fev. 2025.

HOUX, S.; KEEP, N.; RYAN, M.; TURKMEN, A. Capstone Design: remote controlled drone using thrust vectoring. *In: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON ELECTRO INFORMATION TECHNOLOGY (eIT)*, 2022, Mankato. **Proceedings** [...]. Mankato, Estados Unidos. IEEE, 2022. p. 595-599. DOI: 10.1109/eIT53891.2022.9813867. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9813867>. Acesso em: 28 out. 2025.

KESTELOO, H. **senseFly eBee X is first certified drone to receive C2 label**. Holanda, DroneXL, 26 ago. 2022. Disponível em: <https://dronexl.co/2022/08/26/sensefly-ebex-drone-c2-label/>. Acesso em: 1 dez. 2025.

KLIR, G. J.; YUAN, B. **Fuzzy sets and fuzzy logic: theory and applications**. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1995. ISBN 0-13-101171-5.

KUMAR, R.; BHARGAVAPURI, M.; DESHPANDE, A. M.; SRIDHAR, S.; COHEN, K.; KUMAR, M. Quaternion feedback based autonomous control of a quadcopter UAV with thrust vectoring rotors. *In: AMERICAN CONTROL CONFERENCE (ACC)*, 2020, Denver. **Proceedings** [...]. Denver, Estados Unidos. IEEE, 2020. p. 3828-3833. DOI: 10.23919/ACC45564.2020.9147794. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9147794>. Acesso em: 2 nov. 2025.

LIMA, G. V. **Modelagem dinâmica e controle para navegação de um veículo aéreo não tripulado do tipo quadricóptero**. 2015. 120 f. Dissertação (Mestrado em Engenharias) –

Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, 2015. DOI: 10.14393/ufu.di.2015.385. Disponível em: <https://repositorio.ufu.br/handle/123456789/14608>. Acesso em: 20 nov. 2025.

LUO, Y.; CUI, B.; ZHANG, H. Review of thrust vectoring technology applications in unmanned aerial vehicles. **Drones**, Pequim, China, v. 9, n. 10, art. 689, 2025. DOI: 10.3390/drones9100689. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/drones9100689>. Acesso em: 2 nov. 2025.

MADGWICK, S. O. H.; HARRISON, A. J. L.; VAIDYANATHAN, R. Estimation of IMU and MARG orientation using a gradient descent algorithm. *In*: IEEE INTERNATIONAL CONFERENCE ON REHABILITATION ROBOTICS, 2011, Zurich. **Proceedings** [...]. Zurique, Suíça, IEEE, 2011. p. 1-7. DOI: 10.1109/ICORR.2011.5975346. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/document/5975346>. Acesso em: 16 out. 2025.

MENEZES, C. R. de. **Análise integrada de melhoria em um protótipo de drone multirotor solar**: simulações CFD, caracterização de encapsulantes e testes de potência. 2025. 129 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Universidade Federal do Ceará, Fortaleza, 2025. Disponível em: <https://repositorio.ufc.br/handle/riufc/82705?mode=full>. Acesso em: 5 dez. 2025.

MOHAMED, M. K.; LANZON, A. Design and control of novel tri-rotor UAV. *In*: UKACC INTERNATIONAL CONFERENCE ON CONTROL, 2012, Cardiff. **Proceedings** [...]. Cardiff, Inglaterra, IEEE, 2012. p. 304-309. DOI: 10.1109/CONTROL.2012.6334647. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/document/6334647>. Acesso em 9 out. 2025.

MOHSAN, S. A. H.; KHAN, M. A.; NOOR, F.; ULLAH, I.; ALSHARIF, M. H. Towards the unmanned aerial vehicles (UAVs): a comprehensive review. **Drones**, [s. l.], v. 6, n. 6, art. 147, 2022. DOI: 10.3390/drones6060147. Disponível em: <https://www.mdpi.com/2504-446X/6/6/147>. Acesso em: 5 out. 2025.

NIGRO, M.; PIERRI, F.; CACCAVALE, F. Control of an omnidirectional UAV for transportation and manipulation tasks. **Applied Sciences**, Potenza, Itália, v. 11, n. 22, art. 10991, 2021. DOI: 10.3390/app112210991. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/app112210991>. Acesso em: 12 out. 2025.

NISE, N. S. **Engenharia de sistemas de controle**. 8. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2023.

OGATA, K. **Engenharia de controle moderno**. 5. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2010.

PEREIRA, Ricardo. Stella Tecnologia e Grupo Thales firmam parceria. **Assuntos Militares**. [s. l.], 10 abr. 2025. Disponível em: <https://www.assuntosmilitares.jor.br/2025/04/stella-tecnologia-e-grupo-thales-firmam.html>. Acesso em: 1 dez. 2025.

ROSS, T. J. **Fuzzy logic with engineering applications**. 2. ed. Chichester: Wiley, 1995. ISBN 978-1-119-23586-6.

SANTANA, L.; ALVES, J. L.; SABINO NETTO, A. da C.; MERLINI, C. Estudo comparativo entre PETG e PLA para impressão 3D através de caracterização térmica, química e mecânica. **Revista Matéria**, Rio de Janeiro, v. 23, n. 4, e12267, 2018. DOI: 10.1590/S1517-707620180004.0601. Disponível em: <https://www.scielo.br/j/rmat/a/dpWDvBJzSXYtzbKnJdDqHVg/?lang=pt&format=html>. Acesso em: 2 dez. 2025.

SHENG, H.; ZHANG, C.; XIANG, Y. Mathematical modeling and stability analysis of tiltrotor aircraft. **Drones**, Nanquim, China, v. 6, n. 4, art. 92, 2022. DOI: 10.3390/drones6040092. Disponível em: <https://doi.org/10.3390/drones6040092>. Acesso em: 14 out. 2025.

SIMÕES, M. G. **Controle e modelagem fuzzy**. São Paulo: Editora Blucher, 2007. ISBN 9788521204169.

SINGH, R.; NISHAD, D. K.; KHALID, S. et al. A review of the application of fuzzy mathematical algorithm-based approach in autonomous vehicles and drones. **International Journal of Intelligent Robotics and Applications**, [s. l.], v. 9, p. 344–364, 2025. DOI: 10.1007/s41315-024-00385-4. Acesso em: 8 out. 2025.

SONKAR, S.; KUMAR, P.; PULI, Y. T.; GEORGE, R.; PHILIP, D.; GHOSH, A. K. Design & Implementation of an Electric Fixed-wing Hybrid VTOL UAV for Asset Monitoring. **Journal of Aerospace Technology and Management**, São José dos Campos, v. 15, 2023. DOI: 10.1590/jatm.v15.1297. Disponível em: <https://doi.org/10.1590/jatm.v15.1297>. Acesso em: 22 out. 2025.

TENANI NETO, A.; CERVANTES, A. L.; AGUEDO, R. B.; SOARES, R. C. O.; **Drone de asa inclinável e propulsores vetoriais como plataforma laboratorial**. Cabo de Santo Agostinho, PE, 2025.

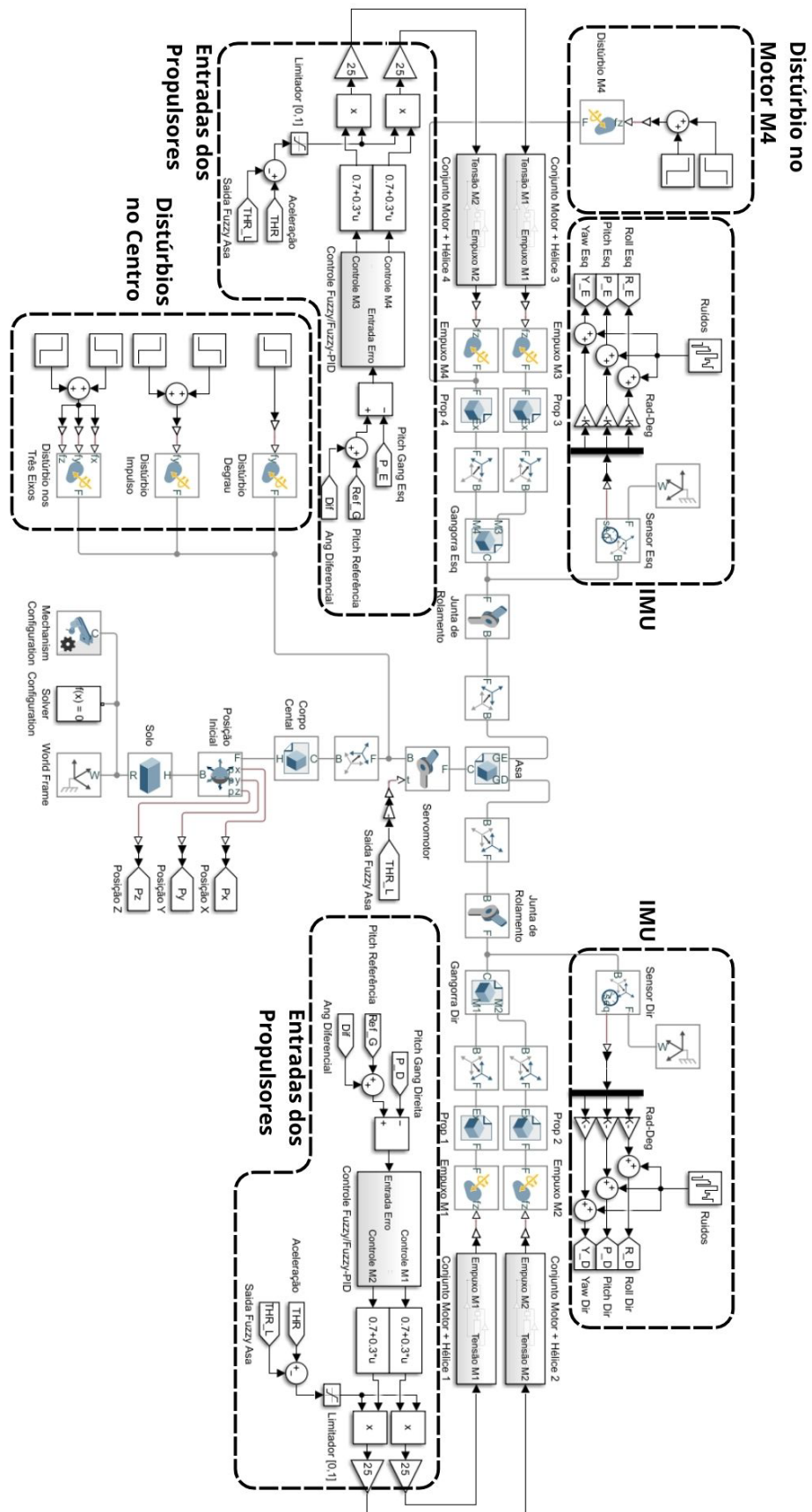
VALAVANIS, K. P.; VACHTSEVANOS, G. J. (ed.). **Handbook of unmanned aerial vehicles**. Estados Unidos. Springer, 2015. ISBN 978-9048197071.

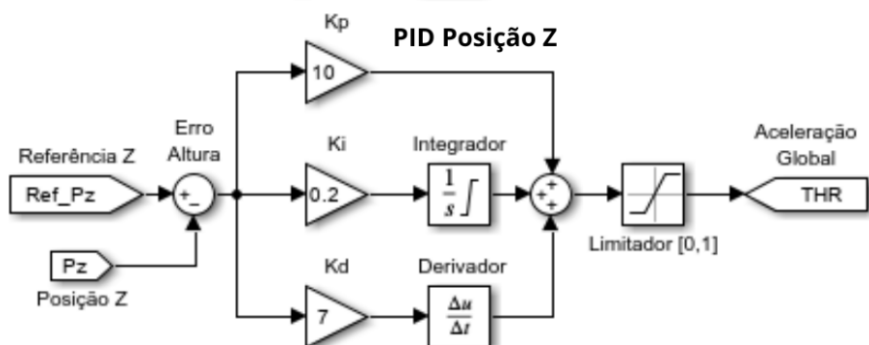
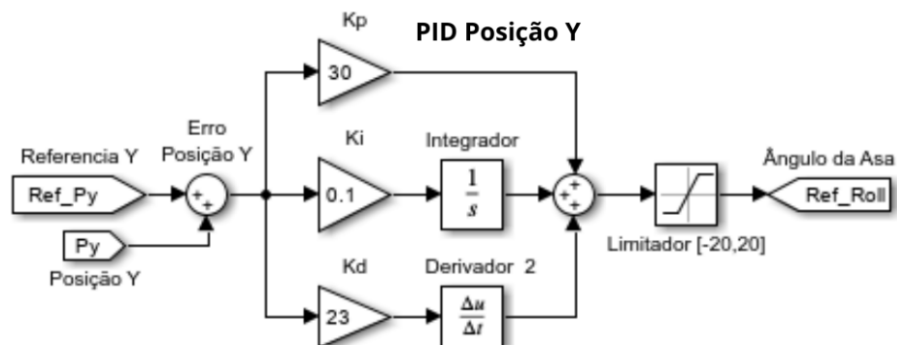
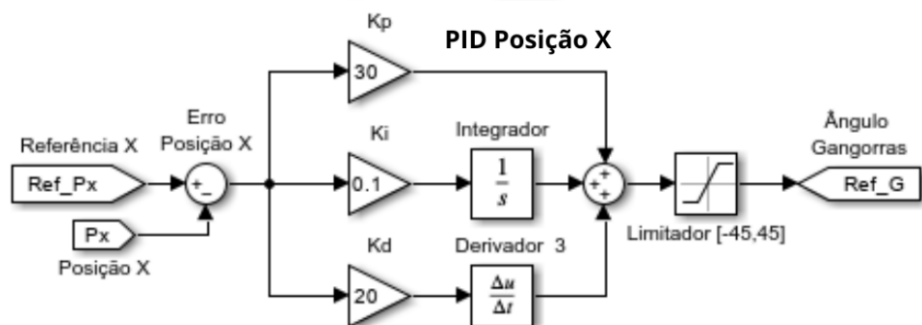
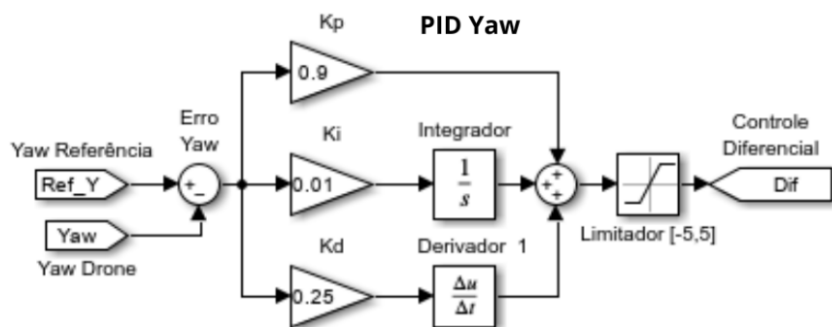
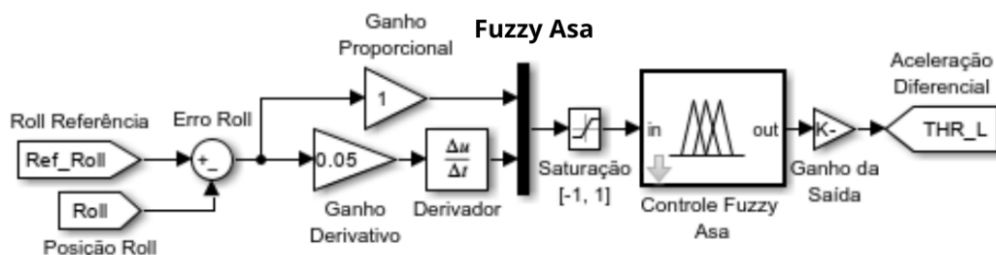
XEXÉU, G. **Conjuntos e lógica fuzzy**: introdução à teoria e aplicações. Rio de Janeiro: Editora Ciência Moderna, 2022. ISBN 978-6558421955.

YECHESKEL, D.; AROGETI, S. Dynamics and control of a hexacopter propelled by three seesaws. In: INTERNATIONAL CONFERENCE ON UNMANNED AIRCRAFT SYSTEMS (ICUAS), 2025, Charlotte. **Proceedings** [...]. Charlotte, Estados Unidos. IEEE, 2025. p. 1-8. DOI: 10.1109/ICUAS65942.2025.11007797. Disponível em: <https://ieeexplore.ieee.org/document/11007797>. Acesso em: 3 set. 2025.

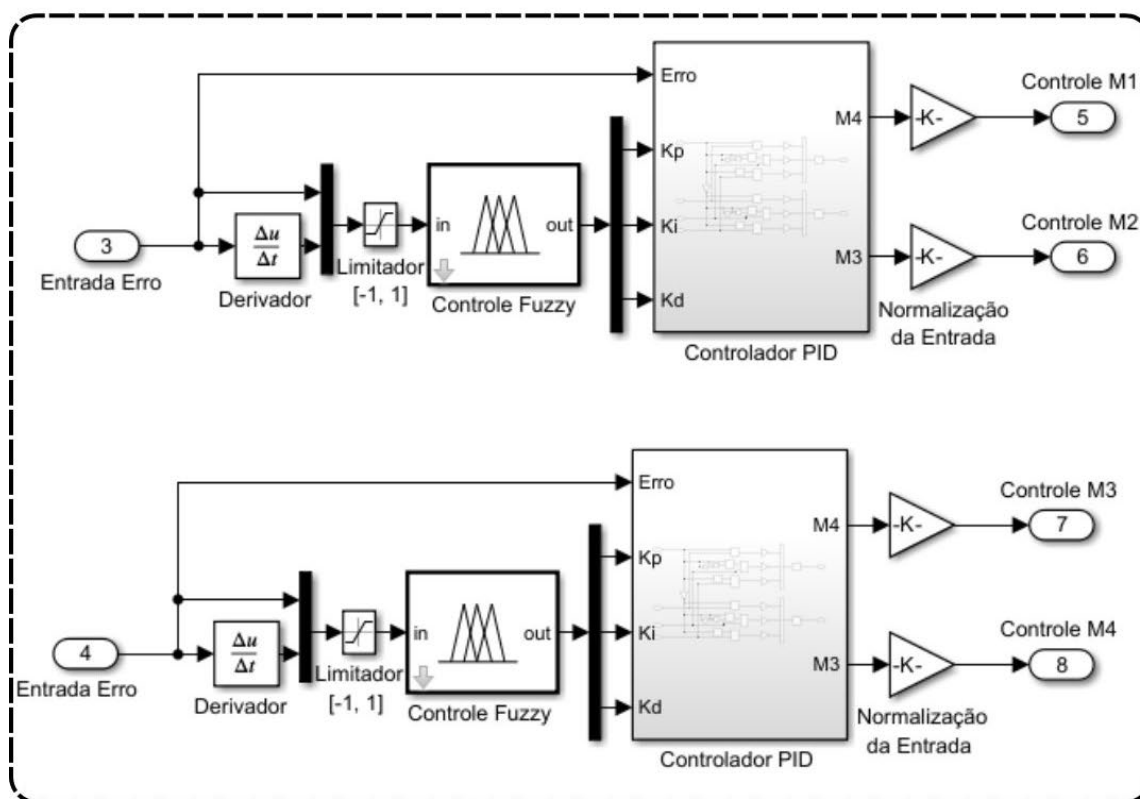
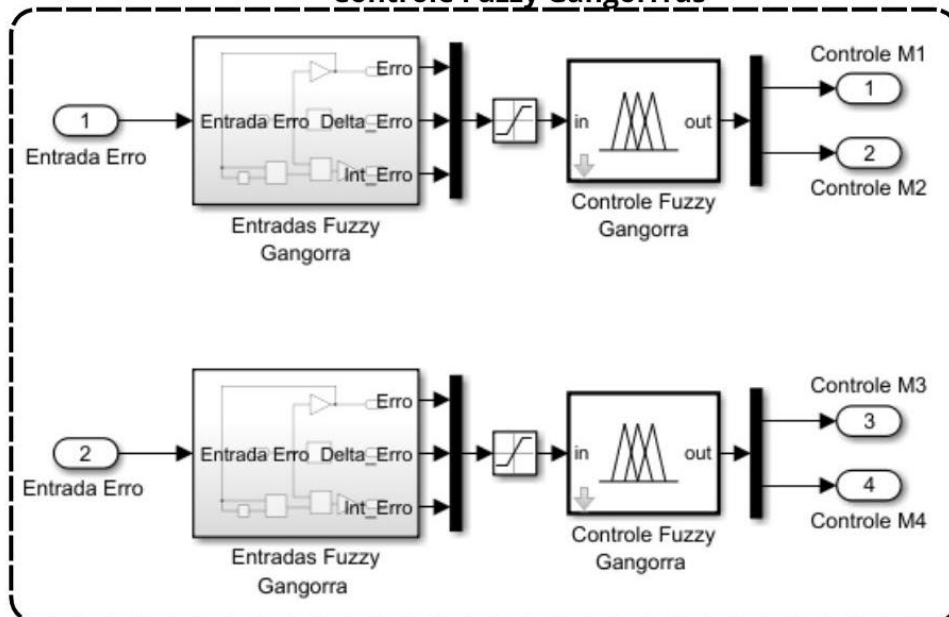
ZADEH, L. A. Is there a need for fuzzy logic? **Information Sciences**, [s. l.], v. 178, n. 13, p. 2751-2779, 2008. Disponível em: https://www.sfu.ca/~vdabbagh/Zadeh_08.pdf. Acesso em: 8 ago. 2025.

APÊNDICE A - DIAGRAMA DO SISTEMA DE CONTROLE DO DRONE NO SIMULINK/MATLAB





Controle Fuzzy Gangorras



Controle Fuzzy-PID Gangorras