



Universidade de Brasília - UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE
Engenharia Aeroespacial

**Projeto de uma bancada experimental para
análise de vetorização de empuxo em VANTs**

Autor: Kleyson de Moura Nacarat da Silva
Orientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Brasília, DF
2025



Kleyson de Moura Nacarat da Silva

Projeto de uma bancada experimental para análise de vetorização de empuxo em VANTs

Monografia submetida ao curso de graduação
em Engenharia Aeroespacial da Universidade
de Brasília, como requisito parcial para ob-
tenção do Título de Bacharel em Engenharia
Aeroespacial.

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE

Orientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Brasília, DF

2025

Kleyson de Moura Nacarar da Silva

Projeto de uma bancada experimental para análise de vetorização de empuxo em VANTs/ Kleyson de Moura Nacarar da Silva. – Brasília, DF, 2025-
80 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE , 2025.

1. Vetorização de empuxo. 2. VANTS. I. Prof. Dr. Rafael Castilho Faria Mendes. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade de Ciências e Tecnologias em Engenharia - FCTE. IV. Projeto de uma bancada experimental para análise de vetorização de empuxo em VANTS

Kleyson de Moura Nacarat da Silva

Projeto de uma bancada experimental para análise de vetorização de empuxo em VANTs

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

**Prof. Dr. Rafael Castilho Faria
Mendes**
Orientador

**Prof. Dr. Thiago Felipe Kurudez
Cordeiro**
Convidado 1

Prof. Dr. Diogo de Oliveira Costa
Convidado 2

Brasília, DF
2025

Este trabalho é dedicado a todos os engenheiros, pesquisadores e entusiastas da aviação experimental, cuja dedicação à inovação e à segurança impulsiona o avanço das tecnologias aeronáuticas e inspira as próximas gerações a voar mais alto.

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus por ter me guiado em todos os momentos da minha vida, iluminando meus caminhos e permitindo que realizasse meus sonhos.

Agradeço à minha namorada, pelo amor, paciência e constante apoio ao longo da minha formação. Sua presença foi essencial nos momentos mais difíceis e sua compreensão durante as longas horas de estudo e dedicação a este trabalho foi inestimável.

Aos meus familiares, por acreditarem em mim desde o início, dando incentivo, conselhos e orações que me sustentaram em cada etapa dessa jornada. Sem a base que me deram, nada disso seria possível.

Aos amigos que estiveram ao meu lado, seja com palavras de encorajamento, com momentos de descontração que aliviaram o peso da rotina ou com ajuda direta nas tarefas do curso. A amizade e parceria de vocês fizeram toda a diferença.

Este trabalho é também fruto da paciência e da presença de todos que, mesmo à distância ou em silêncio, torceram por mim. Meu sincero muito obrigado.

*“Tudo tem uma ocasião, e há um
tempo certo para todo
propósito debaixo do céu”
(Bíblia Sagrada, Eclesiastes 3, 1)*

Resumo

O crescente uso de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) em aplicações civis, industriais e de defesa tem impulsionado o desenvolvimento de sistemas de controle mais precisos e adaptáveis, especialmente em ambientes com restrições operacionais severas. Dentre as soluções emergentes, a vetorização de empuxo destaca-se como uma técnica promissora para ampliar a estabilidade e a manobrabilidade dessas plataformas, permitindo o redirecionamento ativo da força propulsiva. Este trabalho tem como objetivo o desenvolvimento de uma bancada experimental baseada na replicação adaptada do sistema proposto por [Werner et al. \(2022\)](#), voltado à observação vetorial de empuxo em motores elétricos inclináveis. A metodologia envolve o projeto estrutural em software de desenho técnico, a seleção de sensores, além do planejamento para aquisição e leitura de dados. Como resultado, espera-se apresentar um modelo técnico funcional da bancada e avaliar suas possibilidades de aplicação em futuras estratégias de controle baseadas em realimentação de força. Este projeto visa estabelecer uma base experimental acessível e confiável para a investigação prática de sistemas propulsivos vetoriais em VANTs multirrotores.

Palavras-chave: Vetorização de empuxo, Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), Bancada experimental, Controle de voo, Motores elétricos inclináveis, Estabilidade e manobrabilidade, Sistemas de propulsão.

Abstract

The growing use of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) in civil, industrial, and defense applications has driven the development of increasingly precise and adaptable control systems, especially in environments with severe operational constraints. Among the emerging solutions, thrust vectoring stands out as a promising technique to enhance the stability and maneuverability of these platforms by enabling active redirection of the propulsive force. This work aims to develop an experimental test bench based on an adapted replication of the system proposed by [Werner et al. \(2022\)](#), focused on the vectorial observation of thrust in tiltable electric motors. The methodology involves the structural design using technical drawing software, sensor selection, and planning for data acquisition and processing. As a partial outcome, the project is expected to deliver a functional technical model of the bench and assess its potential applications in future force-feedback-based control strategies. This research aims to establish an accessible and reliable experimental foundation for the practical investigation of vectoring propulsion systems in multirotor UAVs.

Key-words: Thrust vectoring, Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), Experimental test bench, Flight control, Tiltable electric motors, Stability and maneuverability, Propulsion systems.

Lista de ilustrações

Figura 1 – F110 da GE em pós-combustão total durante um teste em solo. Fonte: Força Aérea dos EUA e GE Aviation News Staff (2022).	20
Figura 2 – Teste estático de um motor de foguete de propulsão sólida. NASA and MARSHALL (2015).	20
Figura 3 – Diagrama do sistema STOVL do F-35B <i>Lightning II</i> , incluindo <i>LiftFan</i> , 3BSM e roll posts. Fonte: Kjelgaard (2022).	21
Figura 4 – Ilustração da geração de tração pela hélice. Fonte: NASA (2025)	22
Figura 5 – Montagem detalhada de um protótipo com comprimento de braço B = 0,3 m e diâmetro da hélice de 14 polegadas. Fonte: Qiu and Xu (2021)	25
Figura 6 – Banco de teste de rotor. Fonte: Kolaei et al. (2018)	26
Figura 7 – MTB instalado no túnel de vento do Exército dos EUA. Fonte: Russell and Conley (2020)	27
Figura 8 – Detalhe do módulo de rotor e sensores. Fonte: Russell and Conley (2020)	27
Figura 9 – Bancada completada para aquisição de dados de empuxo vetorial. Werner et al. (2022).	28
Figura 10 – Vista isométrica da bancada experimental modelada em CAD. Fonte: Autor.	31
Figura 11 – Sistema de rotação desenvolvido para empuxo vetorial. Fonte: Autor.	32
Figura 12 – Vista explodida do sistema de rotação desenvolvido para empuxo vetorial. Fonte: Autor.	33
Figura 13 – Estrutura da bancada. Fonte: Autor.	34
Figura 14 – <i>Datasheet</i> do motor brushless 2212 920kV. Fonte: ReadyToSky.	36
Figura 15 – Posição final dos extensômetros. Fonte: Autor.	39
Figura 16 – Peso de referência. Fonte: Autor.	40
Figura 17 – Posicionamento do peso de referência. Fonte: Autor.	41
Figura 18 – Sistema de referencia. Fonte: Autor.	42
Figura 19 – Teste de ângulos do motor NEMA 17. Fonte: Autor.	43
Figura 20 – Medições do RPM. Fonte: Autor	44
Figura 21 – RPM em função da porcentagem do motor. Fonte: Autor.	46
Figura 22 – <i>Pull</i> médio nos eixos X e Y em função do ângulo de inclinação do motor. Fonte: Autor.	47
Figura 23 – <i>Pull</i> nos eixos X e Y em função da % do motor. Fonte: Autor.	48
Figura 24 – <i>Pull</i> nos eixos X e Y em função da % do motor. Fonte: Autor.	49
Figura 25 – <i>Pull</i> médio nos eixos X e Y em função da % do motor.	50
Figura 26 – <i>Pull</i> nos eixos X e Y em função da % do motor. Fonte: Autor.	51
Figura 27 – <i>Pull</i> nos eixos X e Y em função da % do motor. Fonte: Autor.	52

Lista de tabelas

Tabela 1	–	Capacidades e limitações da bancada experimental proposta	30
Tabela 2	–	Medição de RPM. Fonte: Autor.	45
Tabela 3	–	Valores médios de <i>pull</i> nos eixos X e Y em função do ângulo de inclinação do motor.	46
Tabela 4	–	Média das medições para o ângulo de 90°. Fonte: Autor.	48
Tabela 5	–	Média das medições para o ângulo de 67,5°. Fonte: Autor.	49
Tabela 6	–	Média das medições para o ângulo de 45°. Fonte: Autor.	49
Tabela 7	–	Média das medições para o ângulo de 22,5°. Fonte: Autor.	50
Tabela 8	–	Média das medições para o ângulo de 0°. Fonte: Autor.	51
Tabela 9	–	Tabela de componentes eletrônicos utilizados na bancada experimental.	54

Lista de abreviaturas e siglas

VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VTOL	Vertical Take-Off and Landing (Decolagem e Pouso Vertical)
CAD	Computer-Aided Design
ADC	Conversor Analógico Digital
GMP	Grupo Motopropulsor
PETG	Polietileno Tereftalato de Etileno Glicol
FDM	Modelagem por Deposição de Fusão
TCC 2	Trabalho de conclusão de curso 2

Lista de símbolos

T	Tração [N]
F_p	Força Normal da hélice [N]
ρ	Densidade do ar [kg/m^3]
n	Rotação da hélice [rps ou rpm]
C_t	Coefficiente de tração [-]
J	Razão de avanço
V	Velocidade [m/s]
D_p	Diâmetro da hélice [m]
η_p	Eficiência propulsiva da hélice [-]
P_p	Potência da hélice [W]
C_p	Coefficiente de potência [-]
A_P	Área do disco da hélice [m^2]
α_P	Ângulo efetivo de incidência do fluxo sobre a hélice [$^\circ$]
α	Ângulo de ataque da asa [$^\circ$]
i_P	Ângulo da hélice [$^\circ$]
$\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}$	Derivada do upwash em relação ao ângulo de ataque [$1/^\circ$]
α_w	Ângulo de ataque da asa [$^\circ$]
α_{0w}	Ângulo de ataque da asa para sustentação nula [$^\circ$]
P_x	Componente da força propulsiva na direção longitudinal (eixo X) [N]
P_z	Componente da força propulsiva na direção vertical (eixo Z) [N]
β	Ângulo de atitude da aeronave [$^\circ$]
M_{CG_P}	Momento da força propulsiva em relação ao centro de gravidade [N·m]
x_P	Coordenadas da posição da hélice no eixo x [m]

z_P	Coordenadas da posição da hélice no eixo z [m]
x_{cg}	Coordenadas do centro de gravidade da aeronave no eixo x [m]
z_{cg}	Coordenadas do centro de gravidade da aeronave no eixo z [m]
"	Polegada [-]
θ	Ângulo de inclinação do motor [°]
atan	Arco tangente [-]

Sumário

1	INTRODUÇÃO	16
1.1	Motivação	16
1.2	Objetivos	18
1.2.1	Objetivos específicos	18
2	REFERENCIAS TEÓRICAS	19
2.1	Empuxo Vetorial	19
2.2	Equacionamento de empuxo de hélices	21
2.2.1	Tração	22
2.2.2	Força P	23
2.2.3	Equações gerais da vetorização de empuxo	24
2.3	Empuxo Vetorial em VANTs	24
2.4	Bancadas de teste para empuxo vetorial em VANTs	25
3	METODOLOGIA	29
3.1	Bancada de Teste	29
3.1.1	Modelagem Estrutural e Mecanismos	31
3.1.1.1	Sistema de inclinação do motor	32
3.1.1.2	Demais estruturas	34
3.1.2	Seleção de componentes eletrônicos	35
3.1.2.1	Posicionamento dos extensômetros	37
3.1.3	Ajuste do Coeficiente de Ganho das Pontes	39
3.2	Planejamento experimental	42
4	RESULTADOS	45
4.1	Análise de RPM	45
4.2	<i>Pull</i> por Ângulo	46
4.3	Análise dos dados para 90°	48
4.4	Análise dos dados para 67,5°	49
4.5	Análise dos dados para 45°	49
4.6	Análise dos dados para 22,5°	50
4.7	Análise dos dados para 0°	51
4.7.1	Conclusão da Análise	52
5	CONCLUSÃO	53
5.1	Limitações do Estudo	54

5.2	Recomendações para Trabalhos Futuros	55
	Referências	57
6	APÊNDICE A - CAD	60
7	APÊNDICE B - PLANTA ELETRÔNICA	67
8	APÊNDICE C - CÓDIGOS	68

1 Introdução

Este capítulo discute a motivação por trás do estudo sobre empuxo vetorial em VANTs, destacando a importância das equipes de competição universitárias, como o SAE BRASIL AeroDesign, na formação de engenheiros aeroespaciais. Tais competições oferecem uma plataforma prática para aplicar o conhecimento teórico e resolver desafios técnicos, como a escolha do sistema propulsivo em aeronaves de pequeno porte e VANTs. Além disso, o aumento das aplicações civis e militares de VANTs, aliado ao crescimento do mercado global, mostra outro caminho para inovações em estabilidade e controle. Este trabalho propõe soluções experimentais para a implementação de empuxo vetorial em VANTs.

1.1 Motivação

Equipes de competição universitárias desempenham um papel fundamental na formação de graduandos, incluindo daqueles que cursam engenharia aeroespacial, por representarem uma das formas mais didáticas e completas de aplicar os conhecimentos adquiridos em sala de aula. Essa aplicabilidade prática abrange diversas áreas do setor aeroespacial, tanto no desenvolvimento de veículos voltados para operações dentro da atmosfera quanto para aplicações em ambiente espacial. Dentro desse amplo escopo, a área aeronáutica, permitiu a exploração de temas como dinâmica de voo, propulsão, aerodinâmica e sistemas embarcados, com especial atenção às aeronaves de pequeno porte e aos veículos aéreos não tripulados (VANTs). Sob essa perspectiva, as competições de AeroDesign se destacam.

O programa Competição SAE BRASIL AeroDesign é um desafio lançado aos estudantes de Engenharia que tem como principal objetivo propiciar a difusão e o intercâmbio de técnicas e conhecimentos de Engenharia Aeronáutica, através de aplicações práticas e da competição entre equipes. Ao participar do programa SAE AeroDesign o aluno se envolve com um caso real de desenvolvimento de projeto aeronáutico, desde sua concepção, projeto detalhado, construção e testes [de Engenheiros da Mobilidade \(2025\)](#).

Por sua complexidade técnica, por envolver múltiplas áreas da engenharia e por exigirem dos estudantes não apenas domínio teórico, mas também habilidades de projeto, construção, teste e operação de aeronaves remotamente pilotadas, tornam essa competição mais importante para formação de um engenheiro. Os desafios propostos nessas competições criam um ambiente fértil para a inovação e para a investigação de soluções que

podem, inclusive, ser aplicadas futuramente em contextos industriais ou acadêmicos mais avançados.

Durante o desenvolvimento de projetos aeronáuticos, tanto para aeronaves remotamente pilotadas quanto para aquelas com piloto a bordo, a seleção adequada do grupo motopropulsor é essencial para atender aos objetivos da aeronave. Essa escolha vai além da simples seleção de componentes, exigindo uma abordagem integrada que considere: os requisitos específicos da missão (carga útil, autonomia e manobrabilidade), as interações aerodinâmicas em diferentes regimes de voo, a validação experimental dos parâmetros de desempenho e diversos outros parâmetros técnicos. A complexidade dessa seleção está associada não apenas a uma escolha direta, mas envolve todas as áreas atuantes no projeto e construção da aeronave. Por esse motivo, estudos preliminares e experimentação são de suma importância para o sucesso do projeto final.

No âmbito da inovação tecnológica e resolução de desafios complexos no setor aeroespacial, durante a fase de concepção do projeto técnico da equipe Mamutes do Cerrado Aerodesign - equipe vinculada à Universidade de Brasília (UnB) - para a competição SAE BRASIL AeroDesign 2024, conduziu-se um estudo preliminar sobre a viabilidade de implementação de angulação fixa (sistema passivo) no sistema propulsivo do VANT da equipe. Esta análise teve como objetivo principal otimizar o desempenho durante a fase de decolagem, considerando os requisitos operacionais estabelecidos pelo regulamento técnico da competição.

Embora os resultados do estudo tenham demonstrado potencial teórico significativo para melhoria de desempenho, a solução foi realizar outras medidas na implementada na configuração final da aeronave competitiva. Esta decisão técnica revela, contudo, um campo para investigações futuras, particularmente no que tange à aplicação de sistemas de vetorização de empuxo em VANTs de pequeno porte.

Nos últimos anos, o uso de VANTs tem experimentado um crescimento exponencial em diversas aplicações civis e militares. De acordo com a plataforma de inteligência competitiva e pesquisa de mercado, [MarketsandMarkets \(2021\)](#), o mercado global de VANTs foi estimado em US\$27,4 bilhões em 2021, projetando atingir US\$58,4 bilhões até 2026, com uma taxa de crescimento anual composta de 16,4% entre 2021 e 2026. Esse crescimento acelerado tem revelado desafios técnicos significativos, particularmente no que diz respeito à estabilidade e controle desses veículos em condições operacionais complexas.

Na indústria, aplicações como entrega de mercadorias em áreas urbanas, monitoramento ambiental e operações de busca e resgate frequentemente exigem que os VANTs operem em condições de vento forte ou em espaços confinados. De acordo com os estudos realizados por [Petrìtoli et al. \(2018\)](#), a perda de estabilidade longitudinal é uma das falhas críticas mais recorrentes em sistemas UAV, impactando significativamente a segurança e a confiabilidade operacional, especialmente em missões que exigem manobras

complexas e precisas. Além disso, aplicações militares demandam cada vez mais capacidade de operação em ambientes complexos e não estruturados. As aeronaves da empresa XMobots, como o Nauru 1000C e o Nauru 100D, são um exemplo disso, pois suas capacidades de operação em áreas de difícil acesso e a necessidade de controle preciso da direção do empuxo tornam-se essenciais para o sucesso das missões de inteligência, vigilância e reconhecimento.

Este trabalho surge nesse contexto, buscando desenvolver soluções experimentais práticas para a implementação e validação de sistemas de empuxo vetorial em VANTs. Ao abordar essa lacuna tecnológica, a pesquisa pretende contribuir para aplicações industriais que demandam maior eficiência e controle dessas plataformas aéreas.

1.2 Objetivos

Desenvolver o projeto de uma bancada experimental capaz de medir o vetor de empuxo gerado por sistemas propulsivos de VANTs, com foco na aplicação futura de estratégias de controle baseadas em empuxo vetorial.

1.2.1 Objetivos específicos

- Projetar uma bancada experimental de baixo custo, baseada na deformação estrutural de um braço (haste), utilizando extensômetros e componentes eletrônicos acessíveis;
- Elaborar o desenho técnico completo da bancada de ensaio;
- Construir a bancada de ensaio de empuxo vetorial;
- Realizar testes utilizando a bancada de empuxo vetorial;
- Analisar e estudar resultados adquiridos a partir dos testes práticos;

2 Referencias teóricas

Este capítulo explora os princípios fundamentais da propulsão, com foco no empuxo vetorial e suas aplicações em aeronaves e VANTs. Serão discutidos a importância das bancadas de teste para validação experimental e as soluções inovadoras que o empuxo vetorial oferece para esses sistemas. Além disso, o capítulo apresenta a proposta de desenvolvimento de uma bancada acessível e modular para análise de empuxo vetorial em VANTs, visando contribuir tanto com a pesquisa acadêmica quanto com a prática experimental.

2.1 Empuxo Vetorial

Estudos e avanços na área de propulsão têm sido fundamentais em diversos segmentos da engenharia, na automotiva, aeronáutica e aeroespacial, por exemplo. A utilização desse princípio básico é reger um sistema capaz de gerar impulso para movimentar um veículo. Para a aviação, essa força se manifesta por meio do empuxo gerado por motores. Na indústria automobilística, a título de exemplo, busca-se implementar tecnologias para melhorar a performance dos motores de combustão interna. [Cumpsty and Heyes \(2015\)](#); [Hill and Peterson \(1992\)](#).

As novas técnicas de modelagem computacional e simulação em dinâmica dos gases fizeram com que os projetos de sistemas propulsivos se tornassem mais precisos e eficientes. No entanto, para compreender plenamente os fenômenos envolvidos, é indispensável o uso de ensaios experimentais em bancos de teste, que permitem observar e validar o comportamento real dos sistemas propulsivos em situações práticas [Cumpsty and Heyes \(2015\)](#); [Hill and Peterson \(1992\)](#).

Os bancos de teste de motores tanto de foguetes quanto para motores de aeronaves são instalações de testes que são compostas, geralmente de: um suporte, medidor de empuxo e abrigo para pessoas com aparato de controle, medição e gravação de dados; para bancos de foguetes são necessários abrigos dos tanques e medidores de pressão e temperatura. As Figuras 1 e 2 referem-se a testagem de um motor turbofan F110 e teste estático de um motor de foguete de propulsão sólida, respectivamente [Barrère et al. \(1960\)](#).

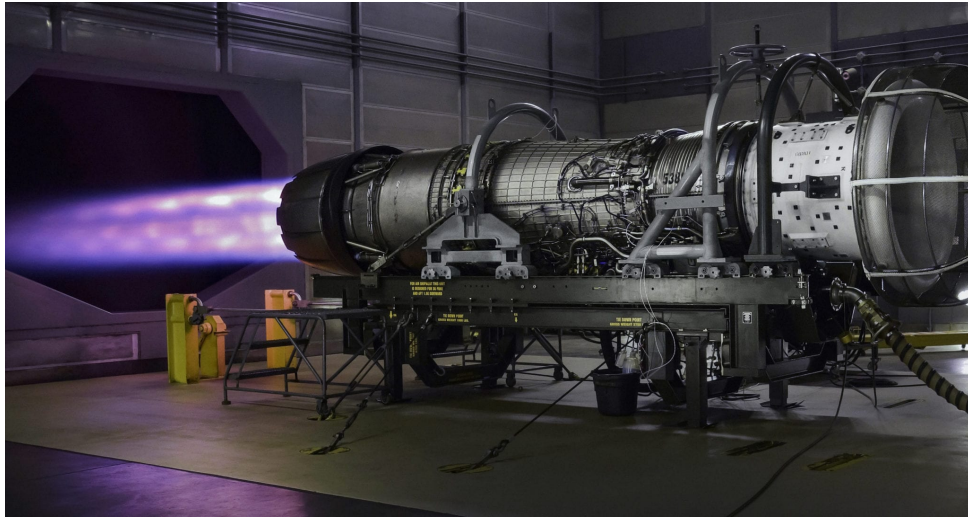


Figura 1 – F110 da GE em pós-combustão total durante um teste em solo. Fonte: Força Aérea dos EUA e [GE Aviation News Staff \(2022\)](#).



Figura 2 – Teste estático de um motor de foguete de propulsão sólida. [NASA and MARSHALL \(2015\)](#).

Apesar dos avanços significativos no desenvolvimento de motores e sistemas propulsivos, ainda existem desafios relacionados ao controle da trajetória, estabilidade e manobrabilidade de veículos aéreos em determinadas condições operacionais. Em regimes de voo onde as superfícies aerodinâmicas perdem eficácia, como: durante voos em baixa velocidade, ângulos de ataque elevados ou manobras rápidas e abruptas; o sistema tradicional de controle por superfícies móveis (leme, profundor, ailerons) se torna limitado. Nessas situações, torna-se necessária uma solução capaz de atuar diretamente sobre o vetor de força propulsiva, garantindo maior precisão e controle dinâmico. É nesse contexto que surge a vetorização de empuxo como alternativa para ampliar a capacidade de manobra, corrigir desvios indesejados de trajetória e manter a estabilidade mesmo em cenários adversos ([Kjelgaard \(2022\)](#)).

No setor espacial, o empuxo vetorial tornou-se um componente essencial para o

controle de orientação e estabilidade de veículos lançadores reutilizáveis. Um exemplo é a Starship, sistema de lançamento da SpaceX projetado para missões orbitais e interplanetárias. A Starship utiliza motores Raptor equipados com mecanismos de *gimbal thrust vectoring*, que permitem o redirecionamento dinâmico do jato de exaustão durante fases críticas como a reentrada atmosférica e o pouso vertical. Essa técnica possibilita correções precisas na trajetória sem a necessidade de superfícies aerodinâmicas móveis, sendo crucial para o sucesso de aterrissagens autônomas e controladas de um veículo de grande porte como a Starship [SpaceX \(2023\)](#).

Já no domínio militar, caças como o F-35B Lightning II utilizam um sistema híbrido sofisticado de empuxo vetorial para alcançar decolagens curtas e pousos verticais (STOVL). O motor F135-PW-600 da Pratt & Whitney, usado na variante F-35B, trabalha em conjunto com o sistema *LiftFan* da *Rolls-Royce*, capaz de gerar sustentação vertical por meio de um *FAN* de fluxo frio na parte frontal da aeronave. Simultaneamente, o bocal de exaustão traseiro é inclinado por um módulo de três articulações chamado *3-Bearing Swivel Module (3BSM)*, que direciona o fluxo quente para baixo, permitindo controle de altitude e atitude durante o voo pairado. O sistema ainda conta com *roll posts* nos flancos das asas que espelham ar para manter o controle de rolagem durante *hover* [Kjelgaard \(2022\)](#). A Figura 3 ilustra o funcionamento do sistema de empuxo vetorial do F-35B, destacando a disposição do *FAN* frontal (*LiftFan*), do bocal de exaustão articulado (3BSM) e dos *roll posts* nas asas, responsáveis pelo controle de rolagem durante o voo pairado.

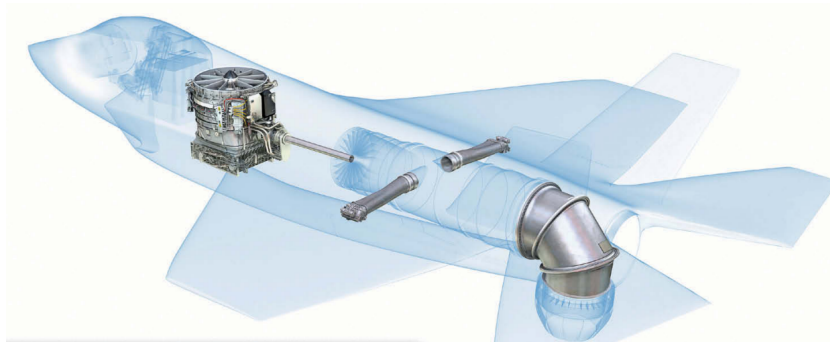


Figura 3 – Diagrama do sistema STOVL do F-35B *Lightning II*, incluindo *LiftFan*, 3BSM e roll posts. Fonte: [Kjelgaard \(2022\)](#).

2.2 Equacionamento de empuxo de hélices

Para uma modelagem de forças propulsivas de motores elétricos em VANTs é necessário um método analítico onde será relacionado as forças gerada pelo GMP, as principais forças atuantes na hélice que seriam: T (Tração) e F_p (Força P). As seções abaixo serão dedicadas para explicação do método.

2.2.1 Tração

A força de tração é gerada a partir do movimento rotacional da hélice, que impulsiona o ar para trás. Na Figura 4 é ilustrado o deslocamento acelerado do fluxo provoca uma diferença de pressão entre a parte frontal e traseira da hélice, originando, assim, a força responsável pelo empuxo.

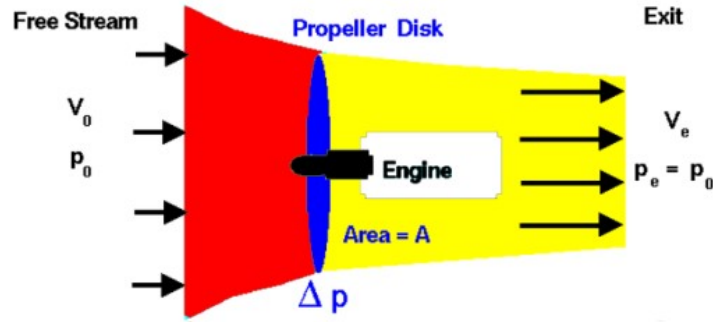


Figura 4 – Ilustração da geração de tração pela hélice. Fonte: NASA (2025)

De acordo com Brandt and Selig (2011), a força de tração T pode ser definida de acordo com a Equação 2.1, onde ρ é a densidade do ar [kg/m^3], n é a rotação da hélice [rps ou rpm], D_p é o diâmetro da hélice [m ou in], C_t é o coeficiente de tração [adimensional], e J é a razão de avanço.

$$T = \rho n^2 D_p^4 C_t(J) \quad (2.1)$$

O parâmetro C_t é uma referência adimensional que determina a capacidade de tração de uma hélice em função de sua geometria geral. Ele é obtido por simulação numérica e, mais usualmente, por métodos experimentais, sendo, por isso, disponibilizado pelo fabricante da hélice. Esse parâmetro é variável com a razão de avanço J , que é dada pela Equação 2.2, onde V é a velocidade máxima da aeronave com o tipo de hélice considerada [m/s].

$$J = \frac{V}{n D_p} \quad (2.2)$$

Outro indicador importante para avaliar o desempenho propulsivo da hélice é o fator de eficiência (η_p). Esse parâmetro expressa a relação entre a potência efetiva gerada pela força de tração e a potência total requerida para manter a hélice em operação sob determinada condição de voo. A eficiência propulsiva é expressa pela Equação 2.3 Brandt and Selig (2011):

$$\eta_p = \frac{TV}{P_p} \quad (2.3)$$

A potência de entrada P_p pode ser determinada pela Equação 2.4, conforme apresentado por [Brandt and Selig \(2011\)](#), onde C_p é o coeficiente de potência [-]:

$$P_p = \rho n^3 D_p^5 C_p(J) \quad (2.4)$$

Ao substituir as Equações 2.4 e a expressão da tração na equação da eficiência, obtém-se a seguinte forma alternativa para η_p :

$$\eta_p = J \frac{C_t}{C_p} \quad (2.5)$$

2.2.2 Força P

Além da tração ao longo do eixo da hélice, o sistema propulsivo também gera uma força perpendicular ao empuxo, resultante da deflexão do escoamento de ar que atravessa o disco propulsor. Essa força surge pela alteração da quantidade de movimento vertical do fluxo, e sua magnitude depende do ângulo com que o ar incide sobre o plano da hélice. Tal fenômeno é particularmente relevante em voos inclinados, manobras com transição VTOL ou situações de interferência aerodinâmica entre asas e motores em VANTs com configuração *pusher* ou *tractor* ([Raymer \(1989\)](#) e [Roskam \(1985\)](#)).

Essa força perpendicular, geralmente chamada de F_p (força normal da hélice [N]), pode ser determinada pela equação:

$$F_P = \rho V^2 A_P \tan(\alpha_P) \quad (2.6)$$

Onde A_P é a área do disco da hélice [m²] e α_P é o ângulo efetivo de incidência do fluxo sobre a hélice [°].

O ângulo de incidência efetivo do escoamento sobre a hélice, α_P , é dado por:

$$\alpha_P = \alpha + i_P + \frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha} (\alpha_w - \alpha_{0w}) \quad (2.7)$$

Onde α é o ângulo de ataque da asa [°], i_P é o ângulo da hélice [°], $\frac{\partial \epsilon_u}{\partial \alpha}$ é a derivada do upwash em relação ao ângulo de ataque [1/°], α_w é o ângulo de ataque da asa [°] e α_{0w} é o ângulo de ataque da asa para sustentação nula [°].

O ϵ_u é o ângulo de *upwash* induzido pela asa e pode ser encontrado graficamente em [Raymer \(1989\)](#). Em VANTs com asa fixa, o termo *upwash* é usual, Ele representa o desvio angular do escoamento causado pela asa, influenciando diretamente o ângulo de entrada no rotor e, portanto, as forças laterais induzidas, a depender do padrão do motor, se é *tractor* ou *pusher*. Contudo, em multirrotores sem asas, o efeito de upwash se torna

irrelevante ou ausente. Nesses casos, o ângulo α_p reduz-se apenas à inclinação do motor e à atitude da aeronave

2.2.3 Equações gerais da vetorização de empuxo

Como a hélice produz sua força de tração sempre na direção que aponta o motor, suas decomposições dependem do ângulo de incidência do motor (i_P) e do ângulo de atitude da aeronave (β). As componentes P_x e P_z das forças da hélice são definidas pelas Equações 2.8 e 2.9 respectivamente. O momento M_{CG_P} é definido pela Equação 2.10.

$$P_x = T \cdot \cos(\beta + i_P) - F_P \cdot \sin(\beta + i_P) \quad (2.8)$$

$$P_z = T \cdot \sin(\beta + i_P) + F_P \cdot \cos(\beta + i_P) \quad (2.9)$$

$$M_{CG_P} = P_x \cdot (z_P - z_{cg}) + P_z \cdot (x_P - x_{cg}) \quad (2.10)$$

Onde $(z_P - z_{cg})$ e $(x_P - x_{cg})$ são as coordenadas do ponto de aplicação da força propulsiva e do centro de gravidade, respectivamente.

2.3 Empuxo Vetorial em VANTs

Nos últimos anos, os VANTs têm ganhado destaque em aplicações civis, industriais e de defesa, impulsionados por sua flexibilidade operacional, custo reduzido e crescente autonomia embarcada. Esses sistemas são utilizados em missões de monitoramento ambiental, mapeamento topográfico, agricultura de precisão, inspeção de estruturas, entregas urbanas e até mesmo no suporte logístico em áreas de difícil acesso. Com a popularização dos multirrotores e VTOLs híbridos, surge a necessidade de sistemas de controle, capazes de operar com segurança em ambientes urbanos confinados, sob vento intenso ou durante transições críticas, como decolagens e pousos verticais (Shakhatreh et al. (2019)).

Nesse cenário, a aplicação do empuxo vetorial em VANTs surge como uma solução promissora para ampliar a estabilidade e manobrabilidade dessas plataformas. Ao permitir o redirecionamento ativo da força propulsiva, a vetorização de empuxo pode compensar distúrbios externos com mais agilidade do que os métodos convencionais baseados apenas em variações de rotação de hélices. Essa capacidade adicional de controle é especialmente útil em voos estacionários (*hover*), durante transições VTOL para voo horizontal, e em manobras de precisão, como o posicionamento exato sobre alvos ou superfícies de pouso restritas (Yahia and Alkamachi (2024)).

Dentre os avanços mais recentes em empuxo vetorial aplicados a VATNs, destaca-se a proposta de [Qiu and Xu \(2021\)](#), que introduziram um sistema mínimo de vetorização de empuxo com capacidade de realizar movimentos completos em seis graus de liberdade (6-DoF). O modelo, denominado mTVR (minimal *Thrust Vectoring Rotor*), utiliza apenas três unidades de propulsão inclináveis com propulsores coaxiais contrarrotativos e apresenta uma estrutura em triângulo equilátero otimizada para proporcionar um envelope de força e torque equilibrado. Com isso, o sistema permite a separação entre movimentos translacionais e rotacionais, ampliando significativamente a manobrabilidade em relação aos multirrotores convencionais, demonstrando estabilidade mesmo sob condições críticas de operação. Na Figura 5, pode ser observado um protótipo do sistemas explicado anteriormente [Qiu and Xu \(2021\)](#).

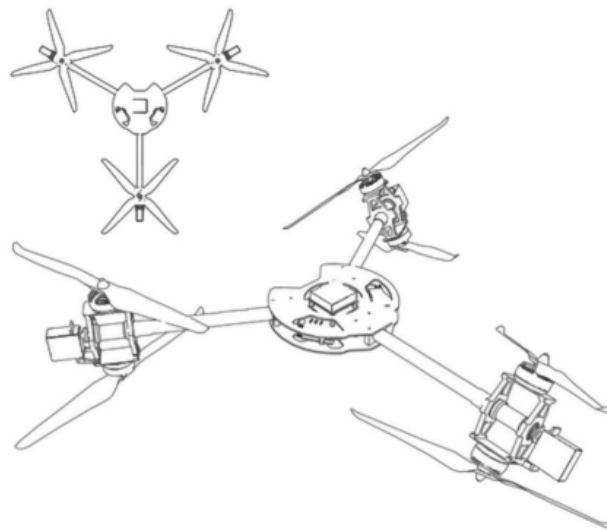


Figura 5 – Montagem detalhada de um protótipo com comprimento de braço $B = 0,3$ m e diâmetro da hélice de 14 polegadas. Fonte: [Qiu and Xu \(2021\)](#)

2.4 Bancadas de teste para empuxo vetorial em VANTs

Existem diversas bancadas experimentais que têm sido desenvolvidas para estudar o empuxo vetorial em VANTs. Uma das abordagens mais acessíveis, ilustrada na Figura 6, consiste em uma bancada experimental simples destinada à análise do desempenho de rotores de pequeno porte sob diferentes ângulos de inclinação. A estrutura pode ser montada com sensores uniaxiais de força que permitem a inclinação manual do motor, possibilitando a medição da força de empuxo resultante em condições de baixa velocidade. Embora o sistema não implementasse vetorização ativa, sua simplicidade demonstra o potencial de soluções experimentais acessíveis para validar conceitos iniciais de comportamento aerodinâmico e desempenho de propulsores em regimes realistas [Kolaei et al. \(2018\)](#).



Figura 6 – Banco de teste de rotor. Fonte: [Kolaei et al. \(2018\)](#)

Uma estrutura mais avançada desenvolvida pela NASA Ames Research Center, chamada Multirotor Test Bed (MTB). Esta bancada suporta até oito rotores com controle individual de rotação e inclinação, sendo equipada com células de carga de seis eixos, atuadores, sensores de posição e um sistema de aquisição de dados em tempo real. Seu principal diferencial está na capacidade de analisar diversas configurações geométricas e operacionais de plataformas multirrotores, permitindo estudos aprofundados sobre interação entre rotores, vetorização simultânea e estabilidade do conjunto. A MTB representa uma referência de alta complexidade em experimentação de empuxo vetorial, especialmente útil em validação de controladores adaptativos e simulações de voo avançadas [Russell and Conley \(2020\)](#). A Figura 7 e 8 ilustram, respectivamente, a instalação do MTB no túnel de vento um detalhamento da montagem de um dos módulos de rotor.



Figura 7 – MTB instalado no túnel de vento do Exército dos EUA. Fonte: [Russell and Conley \(2020\)](#)

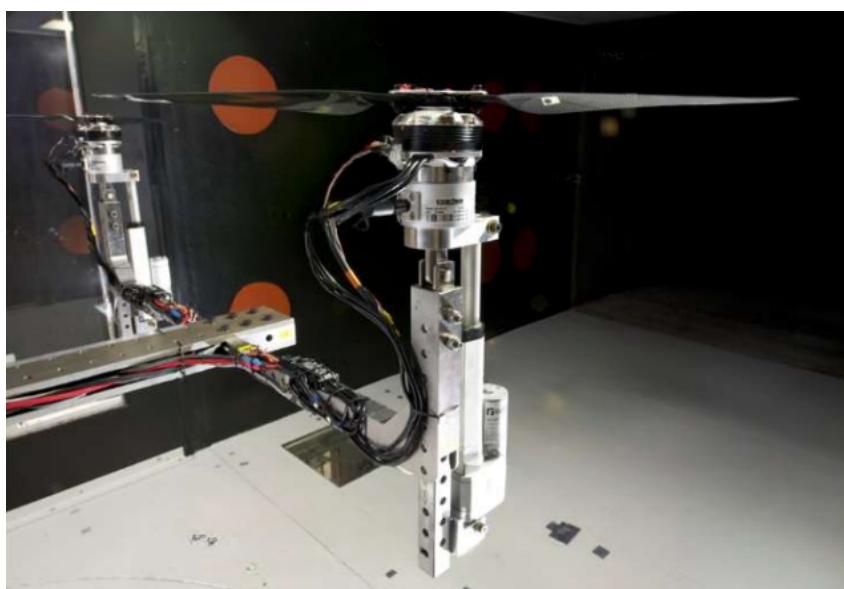


Figura 8 – Detalhe do módulo de rotor e sensores. Fonte: [Russell and Conley \(2020\)](#)

Em termos menos complexos citados anteriormente, o trabalho de Werner et al. (2022) propõe uma bancada modular voltada à observação vetorial de empuxo em VANTs. O sistema utiliza hastes estruturais com extensômetros instalados, permitindo a medição da deformação provocada por motores inclináveis. Ao inclinar o propulsor com um servo motor, é possível captar em tempo real as componentes horizontal e vertical do empuxo, fornecendo dados fundamentais para estratégias de controle baseadas em realimentação de força. A Figura 9 detalha a montagem do projeto que oferece uma referência relevante para projetos experimentais acadêmicos voltados à validação de empuxo vetorial.

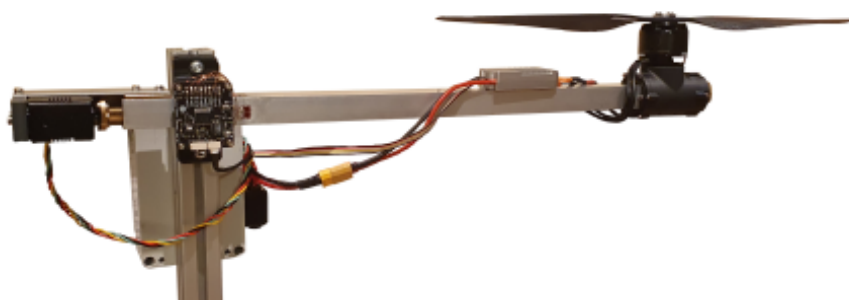


Figura 9 – Bancada completada para aquisição de dados de empuxo vetorial. [Werner et al. \(2022\)](#).

Em resumo, os estudos revisados evidenciam a relevância do empuxo vetorial em diferentes aplicações aeroespaciais e a necessidade de validação experimental por meio de bancadas de teste. Com base nisso, este trabalho propõe o desenvolvimento de uma bancada acessível e modular para análise de empuxo vetorial em VANTs, contribuindo tanto para com a pesquisa acadêmica na área quanto para disciplinas e projetos de equipes de competição.

3 Metodologia

Este capítulo é destinado a descrever os métodos e as decisões adotadas ao longo do desenvolvimento do projeto. Na sequência, são abordadas as implicações e etapas para a construção de uma bancada de teste voltada à análise de motores com vetorização de empuxo.

3.1 Bancada de Teste

O presente trabalho tem como objetivo a replicação adaptada do sistema experimental proposto por [Werner et al. \(2022\)](#), que apresenta uma abordagem inovadora para observação vetorial de empuxo em VANTs. As adaptações serão conduzidas para facilitar a construção do mecanismo, com o objetivo de ser útil sem perder sua funcionalidade. A metodologia aqui adotada visa construir, testar e adaptar uma bancada experimental para medição das componentes do empuxo em motores elétricos inclináveis, com foco na coleta de dados confiáveis para futuras aplicações.

A escolha do artigo como referência técnica principal justifica-se pelos seguintes aspectos:

- Pela clareza metodológica;
- Baixo custo;
- Reproduzida em um ambiente universitário;
- Flexibilidade para adaptação;
- Adaptabilidade para projeto futuros.

É fundamental estabelecer os limites operacionais e capacidades da bancada de testes. A Tabela 1 apresenta as principais características técnicas do sistema projetado, abrangendo parâmetros como: a faixa de rotação do motor, amplitude angular de vetorização, capacidade de medição de força e sensores embarcados. Esses dados servem como referência para o planejamento dos ensaios experimentais e garantem que a bancada opere de forma segura, confiável e representativa das condições reais de voo de VANTs com propulsão vetorial.

Tabela 1 – Capacidades e limitações da bancada experimental proposta

Característica	Intervalo / Capacidade
Tamanho máximo da hélice	8 x 4.5 pol (diâmetro usual do motor 2212 utilizado)
RPM máximo do motor	Até 8.000 RPM (limitado pelo motor 2212 e hélice instalada)
Faixa angular de inclinação do motor	0° a 90° (ajustável via servo motor NEMA 17)
Capacidade máxima de carga (empuxo)	Até 10 kgf (limitado pela célula de carga ou haste com strain gauges)
Precisão esperada na medição de força	Aproximadamente 0,01 kgf (com strain gauges bem calibrados e HX711)
Faixa de movimentação da haste deformável	Até 50 mm de deformação mecânica segura
Capacidade de simular em túnel de vento	Até 15 m/s (em ensaio em túnel de vento)
Sensores de medição	Célula de carga 10 kg ou haste com 8 extensômetros, MPU6050, sensor infravermelho + ADS1115
Controle de posição do motor	Servo motor NEMA 17 com controle de passo via driver da ESP32
Fixação da estrutura	Suporte rígido por sargentos em mesa ou base de túnel de vento (versátil para testes estáticos e dinâmicos)
Software e controle	Aquisição de dados e controle via ESP32 + leitura serial no computador

O desenvolvimento da bancada experimental foi organizado em três etapas principais:

1. Levantamento bibliográfico e análise de bancadas existentes;
2. Modelagem estrutural da bancada em software Catia V5R21;
3. Planejamento da aquisição de sensores, atuadores e sistema de medição.

Neste trabalho, o foco está na modelagem da estrutura, na definição dos componentes do sistema, bem como na construção física da bancada e na realização dos testes experimentais. Ao longo do desenvolvimento, será indicado quais partes do sistema experimental foram adaptadas a partir da proposta apresentada por [Werner et al. \(2022\)](#).

A seção seguinte descreve a estrutura física projetada com o objetivo de atender os requisitos já listados previamente. Para implementar o sistema, foi organizado em três

principais aspectos: a configuração geral do experimento, a modelagem estrutural e sistema mecânico, e a parte eletrônica. A bancada foi projetada para ser feita sua instalação dentro ou fora de um túnel de vento, o que facilita tanto experimentos estáticos quanto dinâmicos, assim seu propósito central continuará sendo a demonstração da viabilidade de medir, o vetor de empuxo real aplicado sobre um VANT. Dessa forma, a utilização dessas medições para desenvolver e aplicar um sistema de controle baseado em realimentação de força poderá ser explorada (Werner et al. (2022)).

3.1.1 Modelagem Estrutural e Mecanismos

A estrutura da bancada foi modelada no software CATIA V5R21, considerando facilidade de montagem e a premissa que a parte mais complexa da estrutura seria feita com fabricação aditiva para simplificar a adaptação em outro grupos moto-propulsores diferentes do que serão conduzido tanto na experimentação quanto para futura utilização do sistema. A Figura 10 apresenta uma vista completa com os principais mecanismos em perspectiva isométrica do modelo 3D da bancada. No Apêndice A é feito o detalhamento e o dimensionamento dos componentes da bancada que serão produzidos.

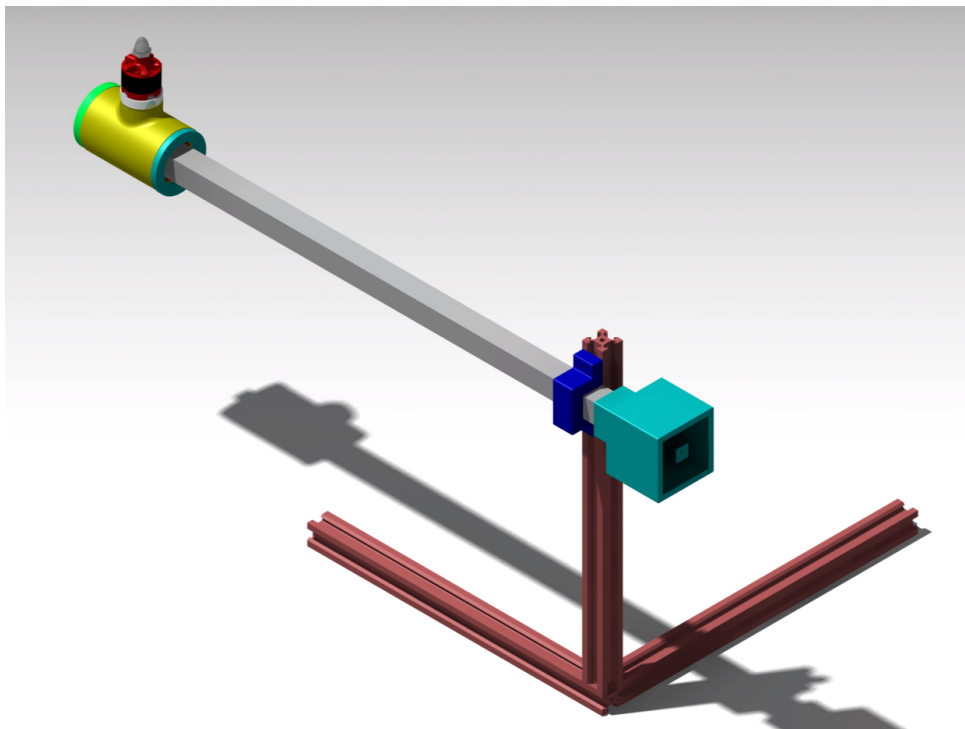


Figura 10 – Vista isométrica da bancada experimental modelada em CAD. Fonte: Autor.

A bancada de teste para empuxo vetorial é composta por 2 estruturas principais: Sistema de rotação com a haste principal a estrutura de apoio da haste e juntamente com case servo motor mena e suas devidas conexões.

3.1.1.1 Sistema de inclinação do motor

O sistema de rotação desenvolvido pelo [Werner et al. \(2022\)](#), baseá-se em dispositivo que transfere a forma quadrada da haste para o sistemas circular para fixação de rolamentos com principal objetivo que exista a movimentação em um único eixo, que será chamado de eixo Z no sistema denominado nesse trabalho. Na Figura 11 é possível observar o montante onde será fixado o motor por meio de parafusos e na parte interna preso com arruelas do referente parafuso, em amarelo, as travas do sistema de rotação em ciano, braço que será anexado o GMP, a haste de alumínio em cinza e o fixador/transferidor do movimento angular do fuso para as demais estruturas em verde.

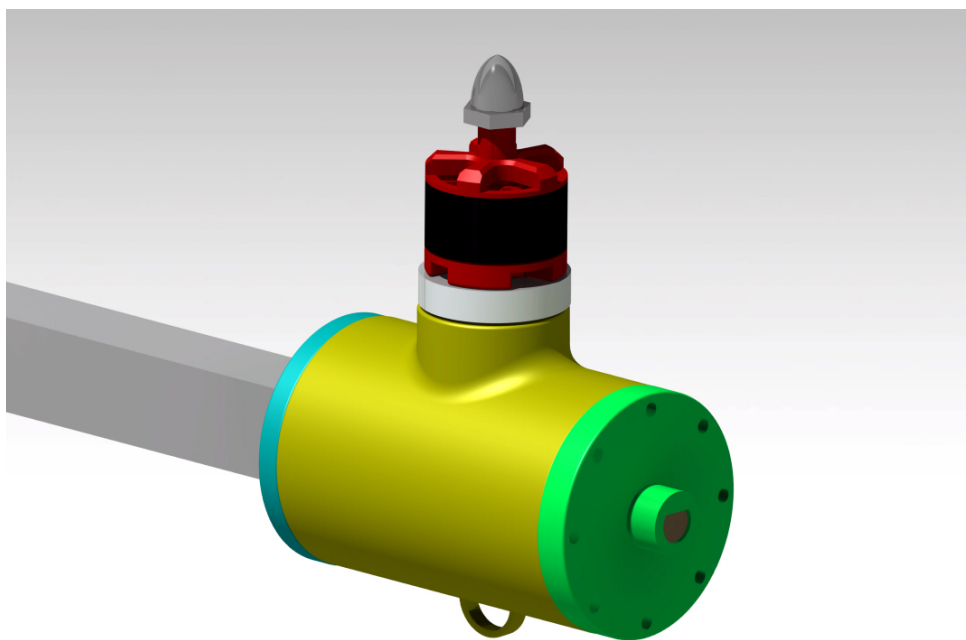


Figura 11 – Sistema de rotação desenvolvido para empuxo vetorial. Fonte: Autor.

Na Figura 12 é possível observar o mecanismos aberto. A movimentação desse sistema no seu respectivo eixo é oriunda de dois rolamentos 61706 2RS, indicados na figura com a cor roxa. Eles são presos juntos aos fixadores de rolamento em vermelho a nacela, destacada em verde, na qual foi modificada de [Werner et al. \(2022\)](#) para facilitar fixação, essa estrutura é responsável por evitar deslocamentos em outros eixo, e fazendo com que a casca (montante do motor) em amarela consiga se movimentar livremente no eixo Z. A tampa em ciano é fixa junta ao montante do motor para deixar que nenhum componente associado ao sistema saia do seu interior ou se reposicione de maneiras indesejáveis.

Para fazer o movimento de inclinação da nacela do motor, dentro do braço do motor feito de alumínio existe um fuso que gera torque promovido por um motor de passo NEMA do outro lado da haste, que por sua vez conecta-se a trava da nacela por uma

estrutura capaz de transferir a força angular para as demais estruturas. A tampa de fora, além de segurar os subsistemas internos, ela também é responsável por transferir o torque do fuso para as estruturas moveis.

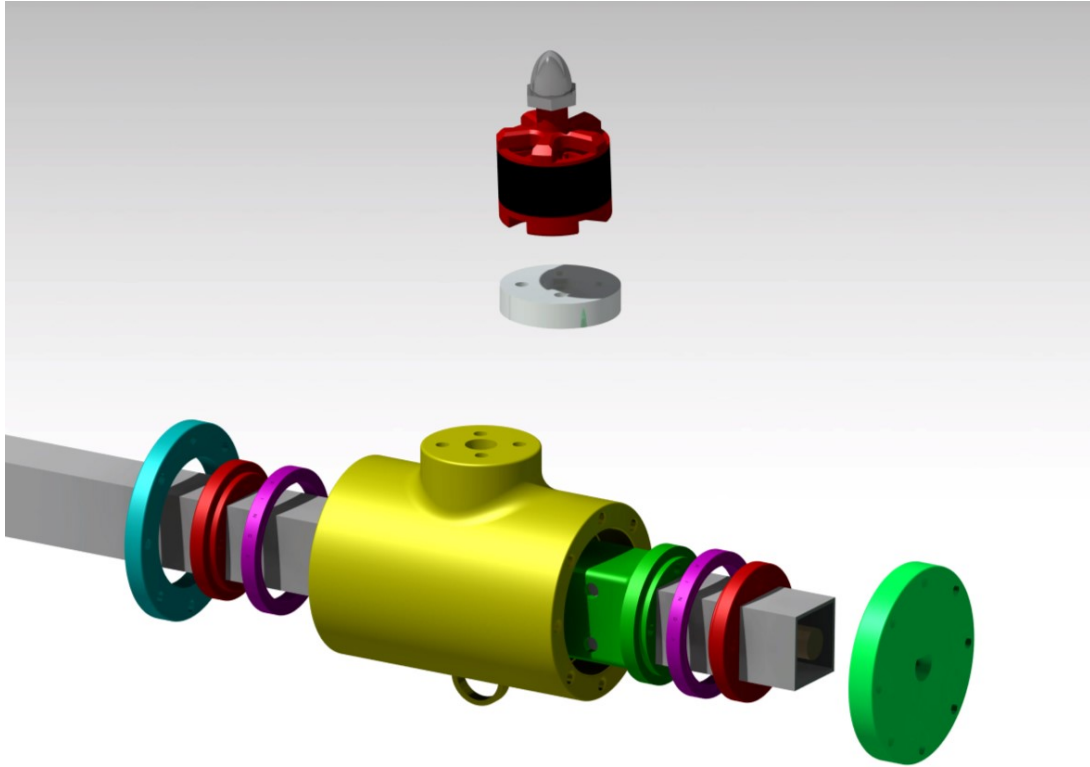


Figura 12 – Vista explodida do sistema de rotação desenvolvido para empuxo vetorial.
Fonte: Autor.

Para a fabricação de componentes da bancada experimental, será utilizado PETG (Polietileno Tereftalato Glicol), escolhido por sua combinação equilibrada de resistência mecânica, durabilidade e boa adesão entre camadas. Esses aspectos são críticos para estruturas de suporte submetidas a tração e torque dinâmico. Estudos recentes demonstram que, no processo FDM (Modelagem por Deposição Fundida), a resistência à tração das peças impressas em PETG aumenta de forma significativa conforme a densidade de preenchimento (*infill*) é elevada. Por exemplo, Srinivasan et al. (2022) observaram que peças com 100% de *infill* alcançam tensão de ruptura de 32,12 MPa, em contraste com apenas 17,38MPa em amostras com 20% de preenchimento, dependendo da composição interna da peça. Outro estudo confirma que padrões internos otimizados, como hexagonal ou reticulado, apresentam até 45% mais resistência em comparação com arquiteturas triangulares ou lineares (Srinivasan et al. (2022)).

As impressões serão configuradas com densidade de *infill* de pelo menos 90% e múltiplas camadas externas reforçadas (*shells*), priorizando padrões como hexagonal. Além disso, considerações de orientação de impressão garantirão uma melhor distribuição in-

terna das camadas e alinhamento dos extrusores estruturais, resultando em maior capacidade de suportar as forças aplicadas durante os ensaios de empuxo vetorial.

3.1.1.2 Demais estruturas

A estrutura de apoio da haste e a *case* do servo motor mena e suas conexões podem ser vistas na Figura 13.

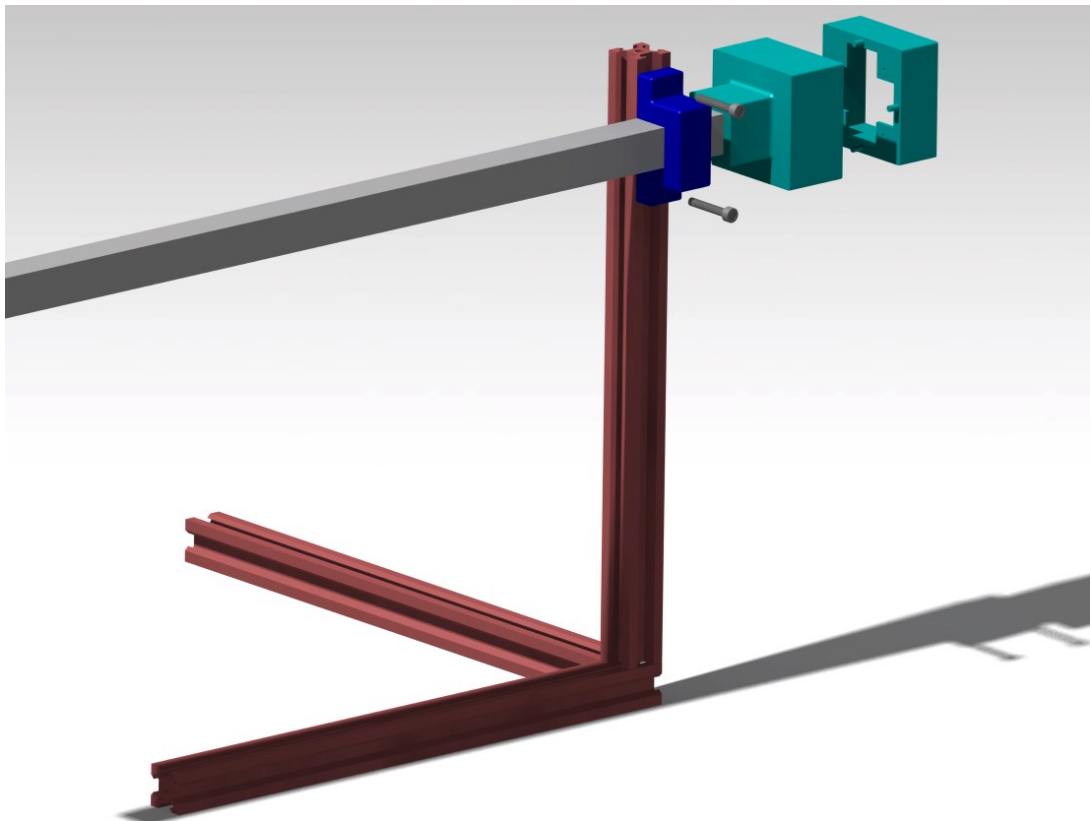


Figura 13 – Estrutura da bancada. Fonte: Autor.

A Figura 13 apresenta a estrutura principal desenvolvida em CAD para sustentação da haste deformável. A peça em azul, obtida por manufatura aditiva (impressão 3D), foi projetada para promover a fixação entre a haste principal e a estrutura de sustentação. A peça azul claro representa o alojamento do motor de passo (modelo NEMA 17), que será acoplado a um fuso trapezoidal responsável pela varredura angular da haste.

A estrutura de apoio da haste será de alumínio padrão *v-slot*, compõe o suporte vertical e o apoio inferior, que será fixado à bancada de testes por meio de sargentos. Essa configuração permite tanto testes estáticos quanto, futuramente, a utilização dentro de um túnel de vento, se disponível, assegurando estabilidade e versatilidade do sistema em diferentes cenários experimentais. Essa solução foi adotada por oferecer diversas vantagens essenciais para o projeto. Primeiramente, a montagem em V-Slot é modular e de fácil manutenção, possibilitando expansão flexível. Isso favorece ajustes durante a fase de desenvolvimento e permite a integração futura de sistemas de movimento ou sensores

adicionais. Além disso, os perfis *v-slot* combinam leveza com alta rigidez, tem resistência mecânica sem adicionar carga desnecessária, mantendo a estrutura estável mesmo em operações dinâmicas. Comparados com outras estruturas, os *v-slot* são frequentemente mais econômicos e eficientes, minimizando custo e uso de materiais sem sacrificar a integridade estrutural. A utilização dessa estrutura facilita também a conexão entre as demais estruturas da bancadas, com simples cantoneira padrão para *v-slot*.

3.1.2 Seleção de componentes eletrônicos

Com base no artigo de [Werner et al. \(2022\)](#), nos requisitos definidos e na modulação básica de uma balanças e controle, foram selecionados os seguintes componentes:

- 1 ESP32;
- 8 Sensores de Resistência Elétrica (*Strain Gauge*) - Extensômetros;
- 2 Amplificador de carga HX711;
- 2 *protoboard* de 400 pontos ou 1 *protoboard* com adaptações de conexão;
- 1 Motor de passo NEMA 17;
- 1 Driver Motor de Passo - A4988;
- Motor 2212 920kv com hélice 08"x4.5";
- 2 Fontes de bancada;
- 1 ESC Brushless 40a;
- Tacômetro Digital MDT-2238B

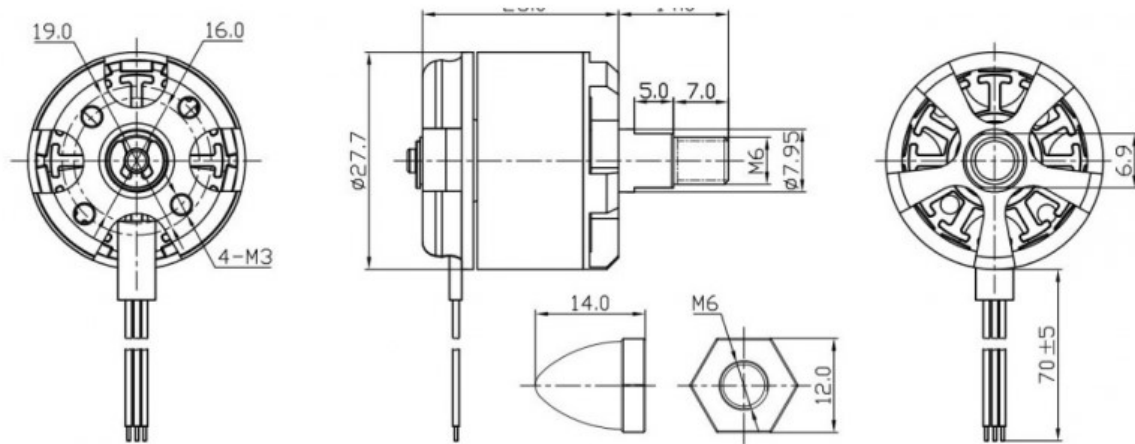
Após a seleção dos componentes eletrônicos, a configuração do sistema foi planejada para atender às necessidades experimentais. O **ESP32** foi escolhido como controladora principal devido à sua capacidade de gerenciar a aquisição de dados e o controle dos atuadores. Ele é responsável pela comunicação com os outros componentes do sistema e pela coleta dos sinais dos extensômetros.

Os extensômetros (*strain gauges*) são sensores de resistência elétrica que medem a deformação da haste, essencial para calcular as forças de empuxo durante os testes. Para que os sinais dos extensômetros fossem lidos, foram utilizados dois amplificadores de carga HX711, que amplificam e convertem os sinais analógicos em digitais, registrando e fazendo a leitura pelo ESP32.

Para a construção do circuito eletrônico, foram utilizadas **protoboards**, que permitem a montagem modular e a fácil adaptação dos circuitos. A conexão dos sensores e outros componentes foi feita de forma prática, utilizando *jumpers* para as ligações.

O motor de passo NEMA 17 foi responsável por controlar a inclinação do motor durante os testes, permitindo a varredura do ângulo de inclinação do motor de empuxo. O controle do servo motor foi realizado por meio do driver de motor de passo A4988, que permite ajustar a posição do motor.

O motor *brushless* 2212 920kV com hélice 08"x4.5" foi utilizado para gerar o empuxo durante os testes de vetorização de empuxo. A especificação do motor, incluindo seu desempenho e características, pode ser consultada no *datasheet* do fabricante, que é representado na Figura 14.



MOTOR PERFORMANCE DATA

MODEL	KV (rpm/V)	Voltage (V)	Prop	Load Current (A)	Pull (g)	Power (W)	Efficiency (g/W)	Lipo Cell	Weight (g) Approx
B2212	920	11.1	8045	7.3	465	81	5.7	2-4S	50
			1045	9.5	642	105	6.1		
	980	11.1	8045	8.1	535	90	5.9		
			1045	10.6	710	118	6.0		

Figura 14 – *Datasheet* do motor brushless 2212 920kV. Fonte: ReadyToSky.

Para alimentar os componentes, foram utilizadas fontes de bancada, fornecendo distribuição adequada de energia para o sistema. O ESC *brushless* 40A foi utilizado para controlar a velocidade do motor *brushless*, tendo um desempenho e controlando sua potência durante os experimentos.

Para medir a rotação por minuto (RPM) do motor *brushless*, foi utilizado o Tacômetro Digital MDT-2238B. Este tacômetro possui uma faixa de medição de 2,5 a 99.999

RPM, com alta resolução de 0,1 RPM e alta precisão de 0,05%+1D. Ele é essencial para monitorar a velocidade do motor durante os testes e para garantir que os valores de RPM sejam compatíveis com os parâmetros de teste. A medição da rotação foi feita com o uso deste dispositivo, que registra a última leitura, o valor máximo e mínimo, proporcionando dados para a análise do desempenho do sistema propulsivo.

Esses componentes foram escolhidos por sua compatibilidade com o projeto, sua acessibilidade no mercado nacional e por atenderem às necessidades do sistema com baixo custo e boa precisão.

3.1.2.1 Posicionamento dos extensômetros

No projeto apresentado por [Werner et al. \(2022\)](#), os extensômetros são posicionados sobre a haste deformável, fixada entre a estrutura da bancada e o sistema de inclinação do motor. Essa escolha de posicionamento visa maximizar a sensibilidade da haste às forças geradas pelo sistema de propulsão e garantir o registro das deformações tanto na direção vertical quanto horizontal do empuxo.

A haste funciona como um elemento flexível que transmite as forças geradas pela hélice para os sensores colados em sua superfície, e os extensômetros são instalados nas faces opostas da haste, em pares simétricos, de forma a medir a deformação por flexão (momento fletor). Isso permite detectar as variações de empuxo conforme o motor inclina, registrando as componentes vetoriais de força com maior precisão. Essa configuração de posicionamento foi escolhida por suas várias vantagens:

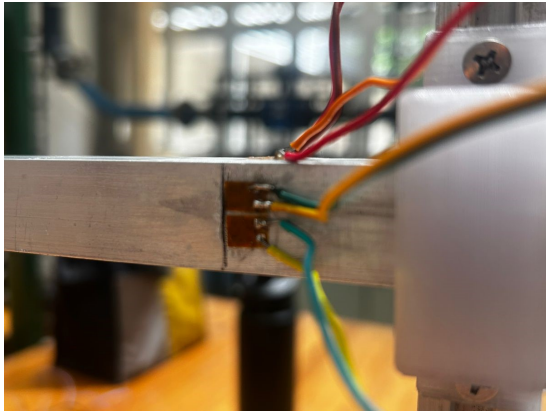
- **Separação entre os eixos de medição:** Ao posicionar os extensômetros nos eixos vertical e horizontal da haste, é possível calcular de forma independente as componentes do empuxo vertical (P_y) e horizontal (P_x), facilitando a análise vetorial do sistema. Isso é fundamental para a análise detalhada do comportamento do empuxo vetorial, já que permite separar as influências de cada direção sem interferência entre os eixos de medição.
- **Simulação das condições de voo:** Essa estratégia é particularmente eficiente para simular o braço de um drone, uma vez que a haste deformável assume o papel estrutural que, na prática, está presente nos braços dos multirrotores reais, sujeitos a deformações durante o voo. Isso aproxima a bancada experimental da realidade operacional, tornando os resultados mais aplicáveis ao controle vetorial em campo. O comportamento estrutural da haste, com a deformação simulando o que ocorre em um braço de drone, proporciona uma representação das forças reais envolvidas.
- **Maior precisão nas medições:** A simetria dos pares de extensômetros ajuda a eliminar erros decorrentes de deformações não uniformes, permitindo uma medição da deformação.

Além da configuração dos extensômetros, a escolha de usar a ponte completa de *Wheatstone* para melhorar a medição de deformação foi fundamental para a precisão e sensibilidade dos testes. A *ponte completa* é composta por quatro resistores, com dois deles sendo os extensômetros e os outros dois servindo como resistores de referência. Essa configuração oferece diversas vantagens, quando comparada à configuração [meia ponte]*:

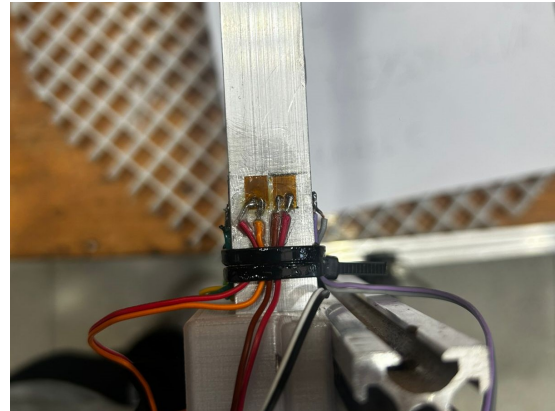
- **Aumento da sensibilidade:** A ponte completa maximiza a sensibilidade do sistema de medição. A variação da resistência dos extensômetros, devido à deformação, é transformada diretamente em uma variação de tensão, que é mais facilmente detectada. A configuração da ponte permite que pequenas mudanças na resistência sejam amplificadas, resultando em medições muito mais precisas.
- **Cancelamento de erros comuns:** A configuração da ponte ajuda a reduzir ou até cancelar erros causados por fatores externos, como variações de temperatura ou instabilidade na alimentação elétrica. A ponte completa é projetada para equilibrar os efeitos desses erros, o que a torna ideal para medições de alta precisão.

Para realizar o posicionamento dos extensômetros, primeiramente foi medida e marcada a posição onde cada um deles seria colado na haste deformável. Os extensômetros foram fixados utilizando o Adesivo Instantâneo TekBond 793, garantindo uma colagem adequada e com possibilidade de manuseio. Após a fixação, os contatos dos extensômetros foram soldados individualmente a fios *jumper*, os quais foram conectados aos pontos de medição do sistema. Para evitar o deslocamento dos *jumper* e garantir que a instalação permanente durante os testes, foi aplicada uma camada de silicone, o que também ajudou a aumentar a resistência à vibração e movimentação.

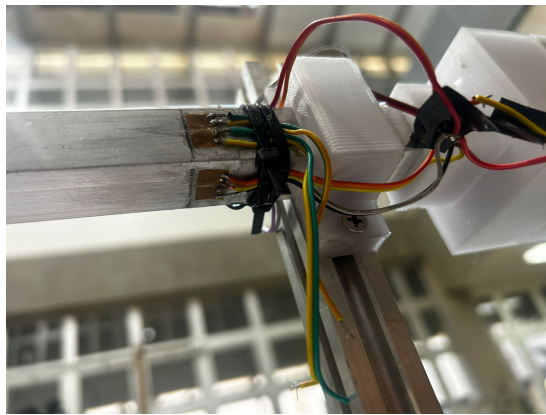
O resultado desse processo de instalação pode ser observado na Figura 15, onde são mostrados os extensômetros fixados e os *jumper* protegidos pelo silicone, prontos para realizar as medições de deformação durante os ensaios experimentais.



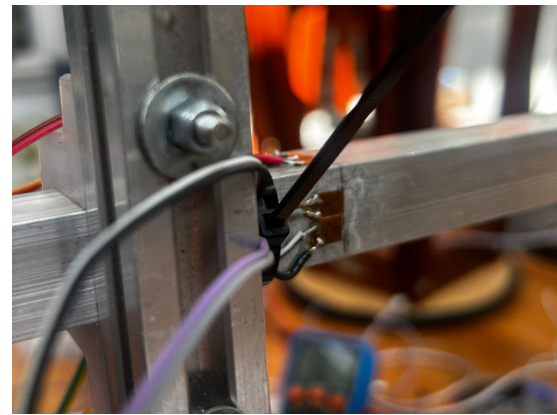
(a) Extensômetros superiores.



(b) Extensômetros superiores.



(c) Extensômetros lado esquerdo e inferior.



(d) Extensômetros lado direito.

Figura 15 – Posição final dos extensômetros. Fonte: Autor.

3.1.3 Ajuste do Coeficiente de Ganho das Pontes

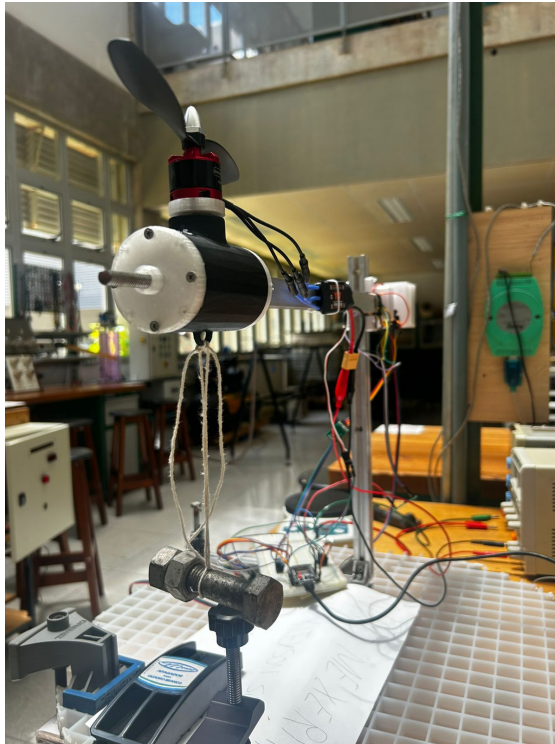
O processo de ajuste do coeficiente de ganho das pontes de Wheatstone foi realizado para garantir que os sensores de deformação (extensômetros) apresentassem leituras consistentes e precisas durante os testes. Ao invés de realizar uma calibração tradicional que é feita a medição de diversas massas conhecidas e é feito o ajuste do coeficiente dessas massas. Foi utilizado um único peso de referência de 195g, representado na Figura 16, para ajustar o fator de correção do extensômetro, fazendo com que os sinais de tensão gerados pelos sensores correspondessem às forças aplicadas.



Figura 16 – Peso de referência. Fonte: Autor.

Esse peso foi escolhido devido a representar 42% do valor de *Pull* do motor, conforme indicado no *datasheet* do motor (Figura 14), uma vez que os testes foram conduzidos apenas até 60% da potência máxima do motor, por questões de segurança. A utilização deste peso como referência garantiu que o sistema operasse dentro dos limites de segurança, enquanto ainda proporcionava um valor dentro do limite de precisão para o ajuste do coeficiente de ganho.

Inicialmente, o peso de 195g foi colocado na estrutura da bancada no mesmo sentido de projeção de empuxo do motor, ilustrada na Figura 17a e 17b, e as leituras dos extensômetros foram registradas. Com base nesses dados, o coeficiente de ganho das pontes de Wheatstone foi ajustado de forma iterativa. O valor do fator de correção foi modificado até que a leitura da tensão fornecida pelos sensores correspondesse à força gerada pelo peso aplicado, dentro de uma margem de erro de até 10%. Esse processo foi repetido até que o sistema fosse capaz de medir com precisão a deformação gerada pelas forças de empuxo, sem a necessidade de utilizar múltiplos pesos de calibração.



(a) Posicionamento do peso de referência angulado. Fonte: Autor.



(b) Posicionamento do peso de referência. Fonte: Autor.

Figura 17 – Posicionamento do peso de referência. Fonte: Autor.

A demonstração do ajuste do coeficiente de ganho das pontes está , onde é possível observar as variações nas leituras dos sensores em função do peso aplicado e o ajuste final do coeficiente para garantir medições precisas durante os testes subsequentes.

Além disso, o ajuste do coeficiente de ganho considerou as características específicas dos extensômetros, como sua resistência e a sensibilidade à deformação. A equação de ajuste do coeficiente de ganho foi obtida a partir da média das leituras dos sensores, com o valor do coeficiente sendo ajustado para minimizar o erro entre os valores calculados e os valores experimentais observados.

Esse método de ajuste é particularmente útil em experimentos de baixo custo, como os realizados neste trabalho, onde a utilização de equipamentos especializados para calibração pode ser limitada. O processo de ajuste garantiu que as medições obtidas durante os testes de empuxo vetorial fossem consistentes representando, dentro de uma margem de erro esperada devido às limitações do projeto, permitindo uma análise da força de empuxo gerada pelos motores inclináveis.

A função de ajuste foi descrita pela seguinte equação:

$$F = k \cdot V - t$$

Onde:

- F é a força aplicada (em Newtons),
- V é a tensão medida pelos extensômetros (em Volts),
- k é o coeficiente de ganho ajustado,
- t é o valor da tara, ou seja, a leitura do sensor sem carga aplicada.

A constante de ganho k foi determinada com base nas medições realizadas com o peso de referência de 195g, e sua determinação foi obtida por meio de ajustes repetidos até que as leituras se estabilizassem dentro dos parâmetros esperados. Esse procedimento assegura que as leituras de deformação durante os testes experimentais representem de forma confiável, dentro dos limites de erro, as forças de empuxo geradas.

3.2 Planejamento experimental

Como definição para esse trabalho foi utilizado um sistema de coordenadas cartesiano para análise do empuxo. O eixo X representa a direção longitudinal do sistema (ao longo do movimento do motor), o eixo Z representa a direção transversal, eixo no qual irá ser rotacionar no sentido horário, e o eixo Y representa a direção vertical. A configuração dos eixos está ilustrada na Figura 18, onde as componentes do empuxo, P_x e P_y , podem ser observadas para cada um dos ângulos de inclinação do motor.

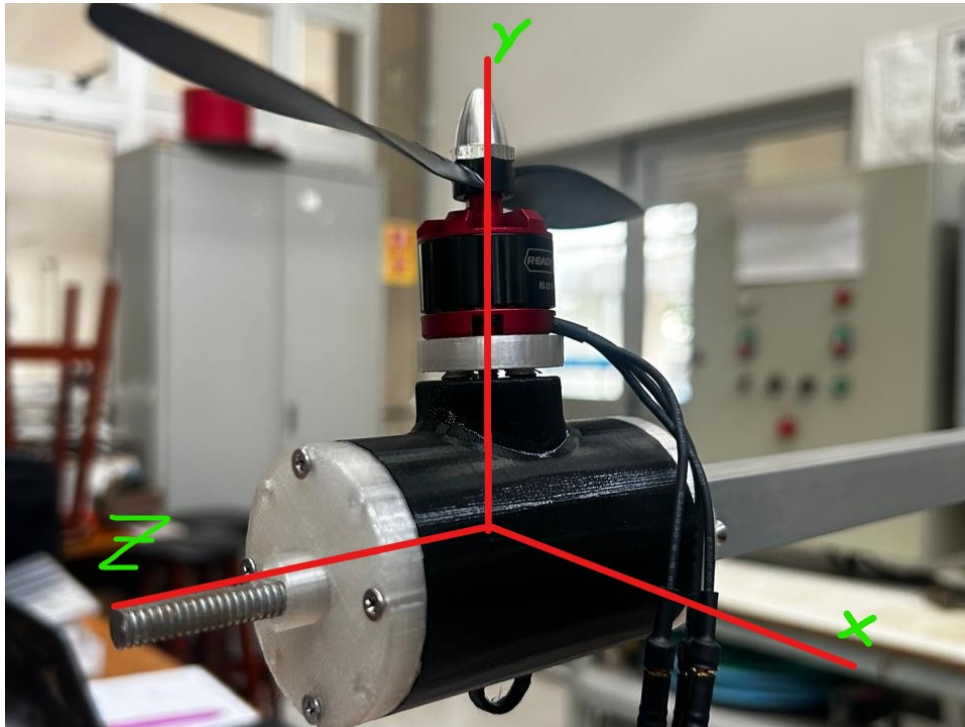
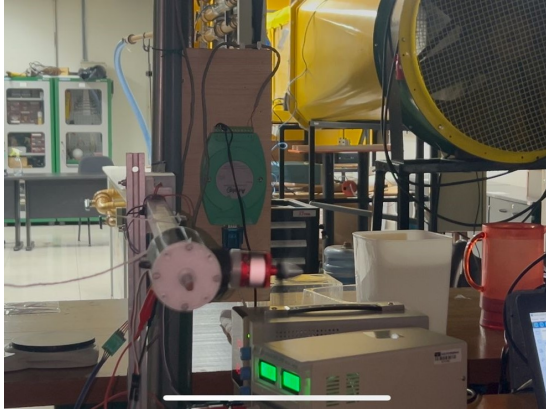
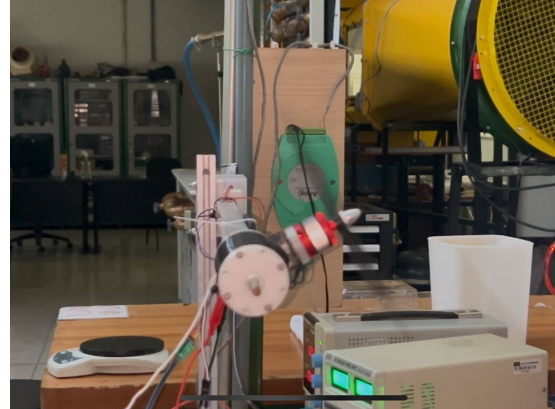


Figura 18 – Sistema de referencia. Fonte: Autor.

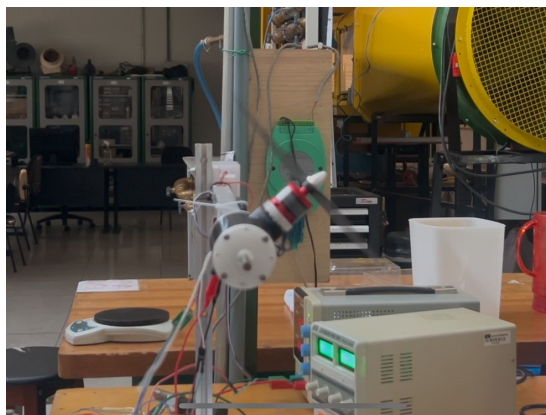
Para validar a proposta experimental do sistema de vetorização de empuxo, o experimento foi conduzido em etapas distintas. Primeiramente, foi realizada uma série de testes para avaliar a funcionalidade do motor NEMA 17. O motor foi testado em diversos ângulos para garantir seu desempenho nas condições experimentais, conforme ilustrado na Figura 19, que mostra o motor configurado em ângulos.



(a) Motor angulado em 0° . Fonte: Autor.



(b) Motor angulado em 22° . Fonte: Autor.



(c) Motor angulado em 45° . Fonte: Autor.



(d) Motor angulado em 67° . Fonte: Autor.

Figura 19 – Teste de ângulos do motor NEMA 17. Fonte: Autor.

O experimento foi conduzido em seis ensaios distintos, realizados em diferentes ângulos de inclinação do motor: 90° , $67,5^\circ$, 45° , $22,5^\circ$ e 0° . Durante os ensaios, o motor foi operado de acordo com uma variação de potência, com incrementos de 10% em cada ensaio. Especificamente, em todos os ângulos, a potência do motor foi variada em incrementos de 10% a partir de 0% até 60%, realizando medições de empuxo a cada intervalo de 30 segundos. Em cada um dos ângulos, o teste foi conduzido por 30 segundos com o motor operando a 10%, 20%, 30%, e assim por diante, até atingir 60% de potência.

O código utilizado para controlar a potência do motor foi responsável por mapear a variável de potência para um sinal PWM (modulação por largura de pulso), que ajusta a velocidade do motor. O código lê o valor de potência (de 0 a 100%) inserido no monitor serial, e mapeia esse valor para o intervalo de pulso de 1000 a 2000 microssegundos, com

o valor correspondente sendo enviado ao ESC, que controla a velocidade do motor. O código completo pode ser consultado no Apêndice 8.

Além disso, o código controla a variação da potência do motor em função do valor de entrada, conforme descrito no trecho a seguir: para um valor de potência de 10%, o código mapeia a variável para um pulso de 1000 microssegundos, enquanto para 100% de potência, o valor mapeado chega a 2000 microssegundos, variando linearmente entre esses dois extremos. A potência foi ajustada em intervalos de 10%, e o teste foi realizado em cada um dos ângulos mencionados anteriormente.

Durante o experimento, foi coletado o valor do RPM do motor a cada segundo, para monitorar a rotação do motor em tempo real. Esse valor foi obtido utilizando o tacômetro digital, como descrito na seção 3.1.2, para ilustração de como foi realizado as medições, a Figura 20 é apresentada algumas medição do RPM com o tacômetro.



(a) Medição da rotação do motor (RPM) a 40%. Fonte: Autor.



(b) Medição da rotação do motor (RPM) a 60%. Fonte: Autor.

Figura 20 – Medições do RPM. Fonte: Autor

Resumidamente, ao final dos ensaios experimentais, espera-se obter como principais variáveis de saída o empuxo total gerado pelo motor, bem como suas componentes horizontal e vertical. Além disso, será possível registrar o ângulo de inclinação do motor em cada instante. Combinando esses dados, pretende-se reconstruir o vetor de empuxo em cada ponto da varredura angular.

4 Resultados

Os testes realizados durante o experimento geraram 60 medições, devido a duas medições feitas a cada segundo em cada % do motor e, conseqüentemente, em cada ângulo de inclinação do motor. Para cada condição de ensaio, a média das medições foi calculada para as componentes de empuxo nos eixos X e Y , de acordo com os ângulos de 90° , $67,5^\circ$, 45° , $22,5^\circ$ e 0° , e as variações da potência do motor.

As Tabelas 4 a 8 apresentam as médias das medições das componentes de empuxo nos eixos Y (vertical) e X (horizontal) para os ângulos já mencionados, em diferentes % do motor.

Na seção 4.1, serão apresentadas as análises e os dados dos experimentos, juntamente com os gráficos gerados a partir dos dados obtidos nas medições descritas nas tabelas anteriores. Esses gráficos ilustram a relação entre a potência do motor e as componentes de empuxo nos eixos X e Y para cada ângulo de inclinação do motor.

Para cada gráfico, foi realizado um ajuste de curva suave para representar a tendência dos dados. A curva foi ajustada utilizando um método de suavização, permitindo visualizar o comportamento do empuxo conforme a potência do motor é aumentada. Este ajuste ajuda a entender melhor a resposta do motor em diferentes condições operacionais e potenciais de variação no vetor de empuxo.

As equações que descrevem as curvas ajustadas não foram explicitamente apresentadas, mas a suavização foi realizada para facilitar a visualização dos padrões de empuxo nos eixos X e Y .

4.1 Análise de RPM

Abaixo estão os valores de RPM registrados em diferentes porcentagens de potência do motor:

% do motor	RPM
10%	1294
20%	2489
30%	3477
40%	4475
50%	5014
60%	5553

Tabela 2 – Medição de RPM. Fonte: Autor.

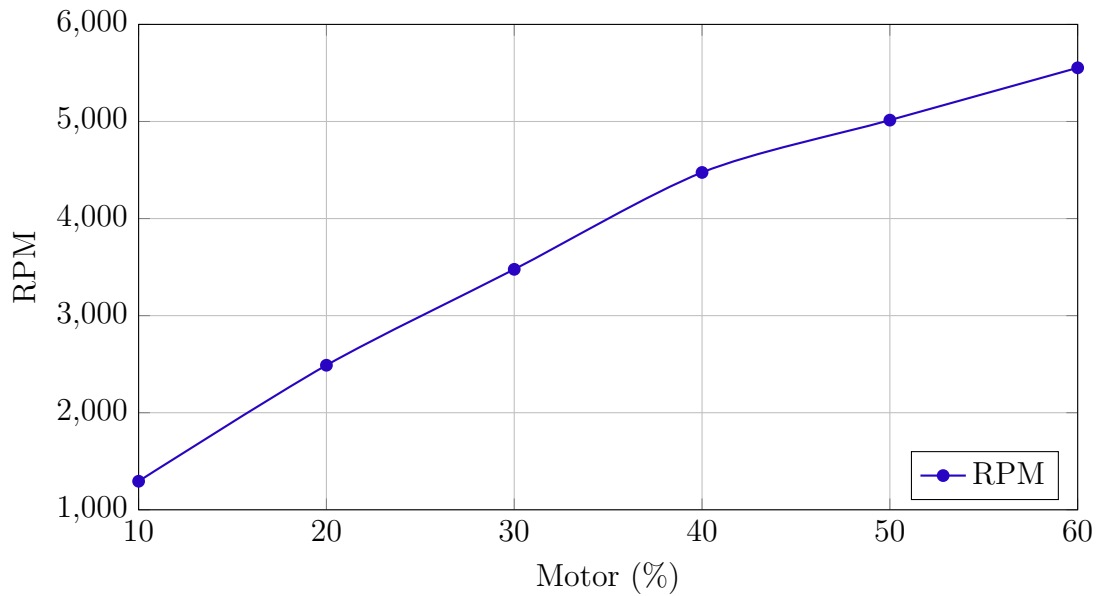


Figura 21 – RPM em função da porcentagem do motor. Fonte: Autor.

4.2 Pull por Ângulo

Na Tabela 3, são apresentadas as médias do *pull*, que refere-se à força ou empuxo que o motor pode gerar, resultante nos eixos X e Y para cada ângulo de inclinação do motor. Esses valores representam a média das medições realizadas a 60% da potência do motor, permitindo uma comparação direta entre o comportamento das componentes horizontal e vertical do empuxo conforme o ângulo varia de 0° a 90°.

Ângulo (°)	<i>Pull</i> médio em Y (g)	<i>Pull</i> médio em X (g)
0°	-40	295
22,5°	70	292
45°	171	239
67,5°	233	168
90°	286	52

Tabela 3 – Valores médios de *pull* nos eixos X e Y em função do ângulo de inclinação do motor.

A partir desses dados, o Gráfico da Figura 22 foi gerado, ilustrando visualmente a relação entre o ângulo de inclinação e as componentes do *pull* nos eixos X e Y. À medida que o motor se aproxima da posição vertical (90°), a componente do *pull* no eixo Y aumenta progressivamente, atingindo seu maior valor nessa configuração. Isso ocorre porque o vetor de força fica mais alinhado com o eixo vertical, maximizando a projeção nessa direção.

Da mesma forma, observa-se que, à medida que o ângulo diminui em direção à posição horizontal (0°), a componente horizontal do *pull* (X) se torna predominante,

enquanto a componente vertical (Y) reduz significativamente, chegando inclusive a apresentar valores negativos, explicável com a tendência de inclinação e com a deformação estrutural da haste.

Essa relação inversa entre as magnitudes de P_X e P_Y confirma a coerência do comportamento físico do sistema: ângulos maiores resultam em maior projeção do *pull* em Y e menor em X ; ângulos menores resultam em maior projeção do *pull* em X e menor em Y .

Portanto, o gráfico evidencia que a bancada experimental responde de forma compatível com o princípio trigonométrico da decomposição vetorial do empuxo.

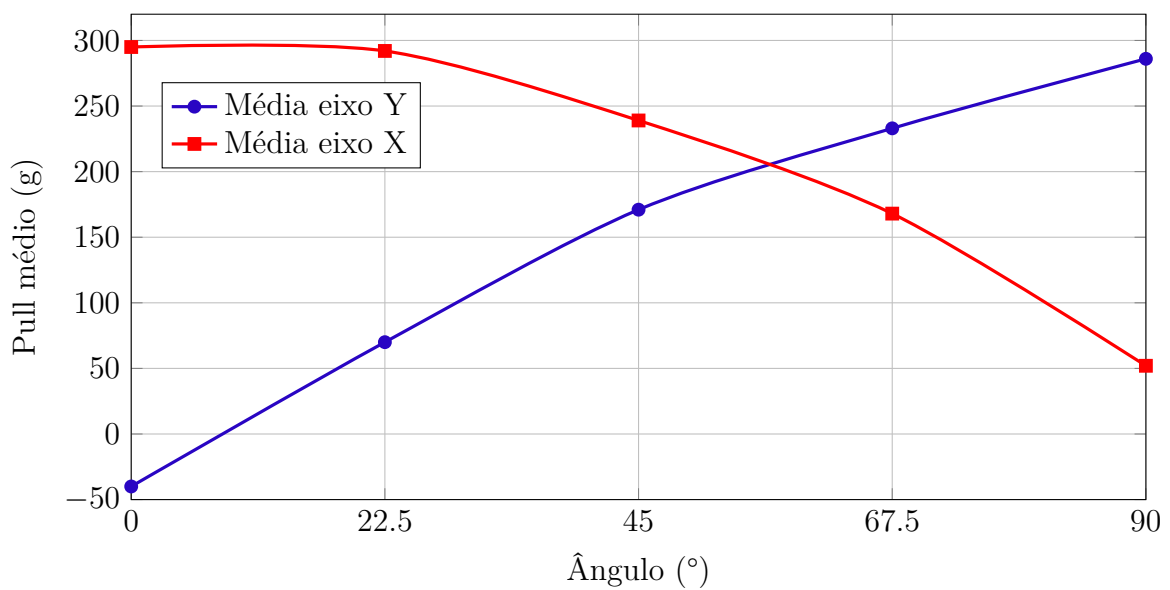


Figura 22 – *Pull* médio nos eixos X e Y em função do ângulo de inclinação do motor.
Fonte: Autor.

Observa-se na análise da Gráfico 22 e da Tabela 3 que, no ângulo 0 a componente vertical do *Pull* apresentou valores negativos, como o caso de aproximadamente $-50g$. Esse comportamento não representa um empuxo vertical negativo real, mas sim uma consequência direta das limitações mecânicas identificadas durante o experimento.

Conforme será discutido posteriormente, o motor de passo NEMA 17 apresentou instabilidade para manter ângulos abaixo de 45° , tendendo a deslocar-se alguns graus abaixo do valor definido. Assim, quando configurado para 0° , o motor não permanecia rigidamente nessa posição, oscilando o valor 0° . Essa oscilação modificava a distribuição real do empuxo entre os eixos X e Y, gerando uma deformação inesperada na haste de medição e, consequentemente, valores negativos na leitura do extensômetro.

Portanto, os valores negativos observados não indicam inversão do empuxo ou comportamento anômalo do motor brushless, mas sim uma limitação da plataforma experimental, associada à insuficiente estabilização angular do NEMA 17. Esse aspecto reforça

a necessidade de aprimorar o sistema de controle do ângulo para experimentos futuros, de modo a garantir que as leituras reflitam exclusivamente o comportamento aerodinâmico do conjunto e não efeitos estruturais ou mecânicos indesejados.

4.3 Análise dos dados para 90°

% do motor	10%	20%	30%	40%	50%	60%
<i>Pull</i> em Y[g]	17	57	112	184	272	286
<i>Pull</i> em X[g]	5	12	23	33	46	52

Tabela 4 – Média das medições para o ângulo de 90°. Fonte: Autor.

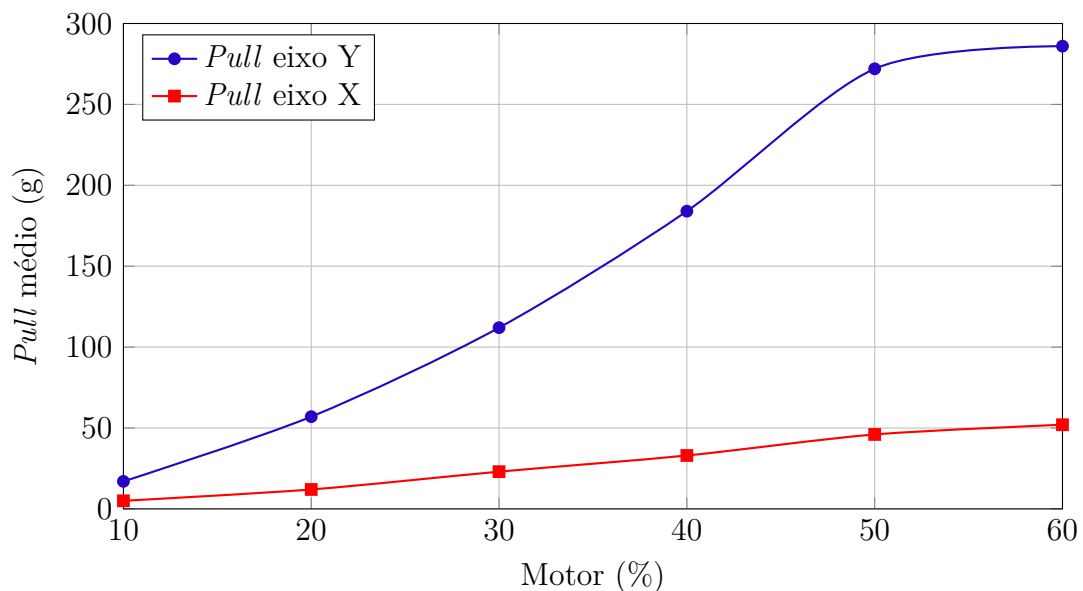


Figura 23 – *Pull* nos eixos X e Y em função da % do motor. Fonte: Autor.

No ângulo de 90°, a medição das componentes de *Pull* apresenta os seguintes resultados:

- No eixo *Y*, os valores de empuxo aumentam de 17g (a 10%) para 286g (a 60%), o que indica que o motor está gerando cada vez mais *Pull* na direção vertical conforme a potência é aumentada.
- No eixo *X*, a variação é mais moderada, indo de 5g (a 10%) até 52g (a 60%). Essa diferença sugere que a maior parte da força gerada pelo motor é direcionada ao eixo vertical, enquanto a componente horizontal aumenta mais lentamente.

4.4 Análise dos dados para 67,5°

% do motor	10%	20%	30%	40%	50%	60%
<i>Pull</i> em Y[g]	11	45	90	150	210	233
<i>Pull</i> em X[g]	10	10	66	108	151	168

Tabela 5 – Média das medições para o ângulo de 67,5°. Fonte: Autor.

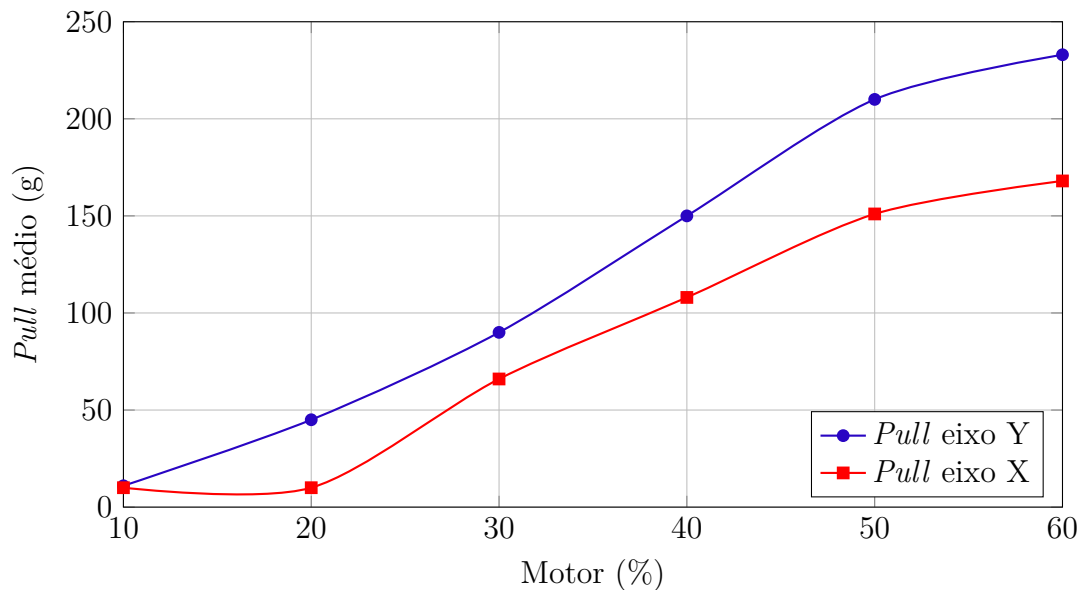


Figura 24 – *Pull* nos eixos X e Y em função da % do motor. Fonte: Autor.

Para o ângulo de 67,5°, as medições indicam uma variação significativa nas componentes de *Pull*:

- No eixo Y, os valores aumentam de 11g (a 10%) até 233g (a 60%).
- No eixo X, a variação é mais pronunciada do que no ângulo de 90°. Os valores vão de 10g (a 10%) até 168g (a 60%), indicando que a componente horizontal do *Pull* também contribui mais conforme a potência aumenta, mas ainda com um crescimento mais gradual comparado ao eixo Y.

4.5 Análise dos dados para 45°

% do motor	10%	20%	30%	40%	50%	60%
<i>Pull</i> em Y[g]	14	38	71	113	164	171
<i>Pull</i> em X[g]	8	44	94	156	231	239

Tabela 6 – Média das medições para o ângulo de 45°. Fonte: Autor.

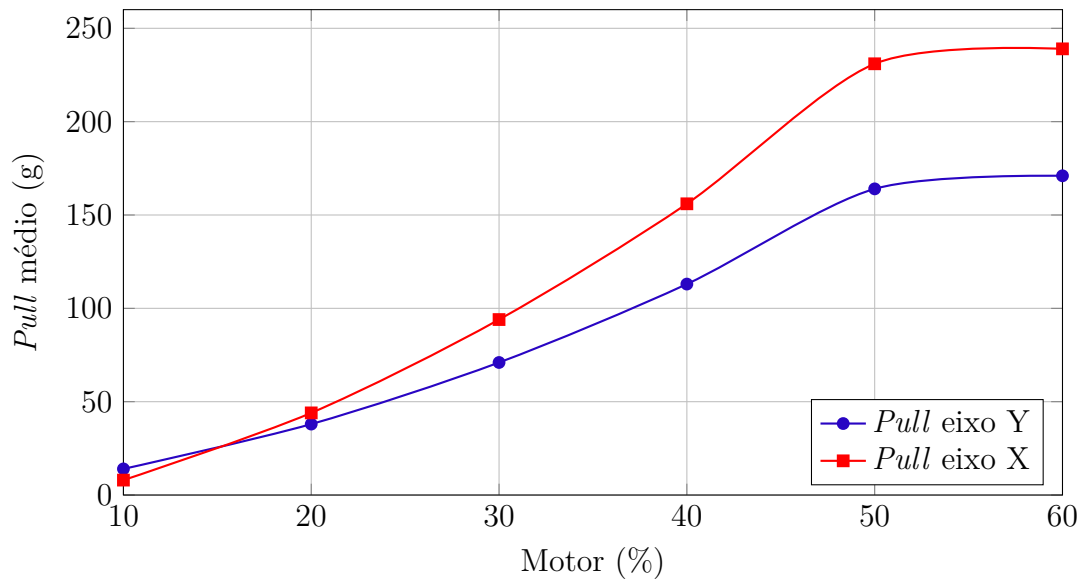


Figura 25 – *Pull* médio nos eixos X e Y em função da % do motor.

Para o ângulo de 45° , as medições indicam uma variação significativa nas componentes de *Pull*:

- No eixo *Y*, os valores de *Pull* variam de 14g (a 10%) até 171g (a 60%).
- No eixo *X*, os valores de *Pull* variam de 8g (a 10%) até 239g (a 60%), mostrando um aumento mais substancial na direção horizontal em comparação com os ângulos anteriores.

4.6 Análise dos dados para $22,5^\circ$

% do motor	10%	20%	30%	40%	50%	60%
<i>Pull</i> em Y[g]	8	24	37	48	69	70
<i>Pull</i> em X[g]	17	57	115,5	191	286	292

Tabela 7 – Média das medições para o ângulo de $22,5^\circ$. Fonte: Autor.

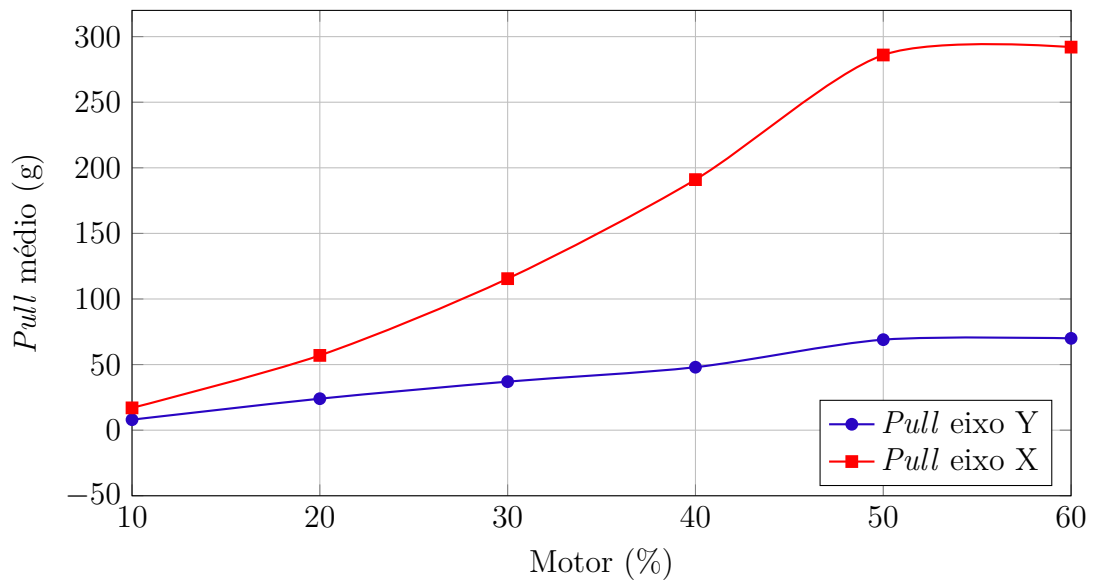


Figura 26 – *Pull* nos eixos X e Y em função da % do motor. Fonte: Autor.

Para o ângulo de $22,5^\circ$, os resultados mostram o seguinte comportamento:

- No eixo Y, o *Pull* aumenta de 8g (a 10%) até 70g (a 60%).
- No eixo X, há um aumento expressivo no *Pull* horizontal, que vai de 17g (a 10%) até 292g (a 60%), indicando que a componente horizontal do *Pull* começa a ser mais dominante conforme o motor é inclinado.

4.7 Análise dos dados para 0°

% do motor	10%	20%	30%	40%	50%	60%
<i>Pull</i> em Y[g]	6	6	-9	-23	-38	-40
<i>Pull</i> em X[g]	23	67	124	206	293	295

Tabela 8 – Média das medições para o ângulo de 0° . Fonte: Autor.

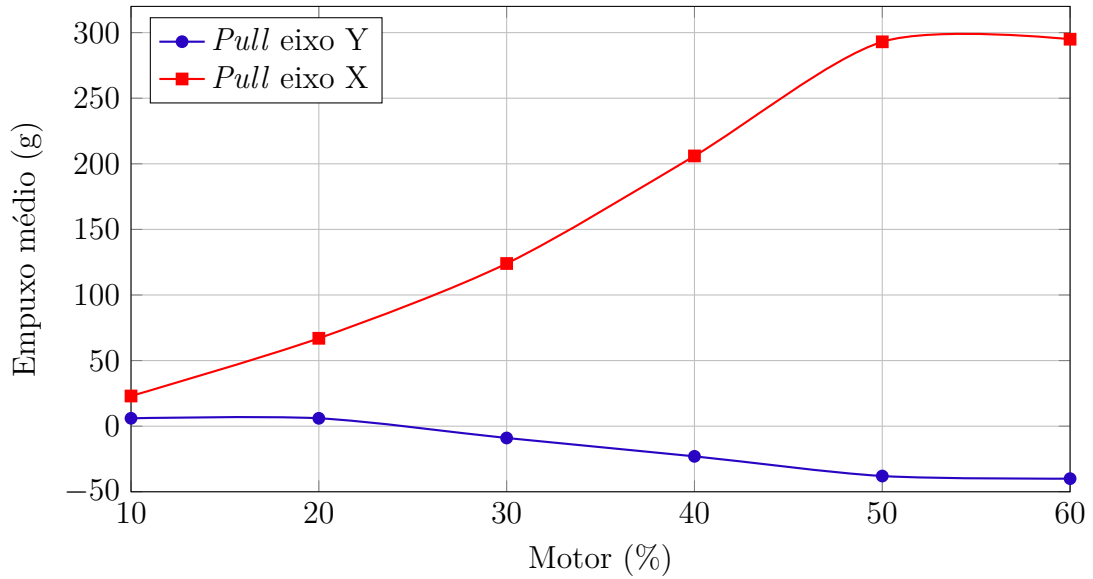


Figura 27 – *Pull* nos eixos X e Y em função da % do motor. Fonte: Autor.

Finalmente, para o ângulo de 0° , a análise apresenta o seguinte comportamento:

- No eixo Y, os valores de *Pull* começam a mostrar uma tendência negativa a partir de 30% de potência, com o *Pull* caindo para -40g (a 60%). Isso sugere que, na posição horizontal, o motor não está gerando *Pull* vertical de forma eficiente, possivelmente devido ao ângulo de inclinação ser tal que a componente vertical do *Pull* se reduz drasticamente.
- No eixo X, a componente horizontal mostra um aumento constante, variando de 23g (a 10%) até 295g (a 60%).

4.7.1 Conclusão da Análise

- Ângulos maiores (90° e $67,5^\circ$): O motor gera maior *Pull* na direção vertical (Y), enquanto o *Pull* horizontal (X) aumenta de forma mais gradual.
- Ângulos intermediários (45° e $22,5^\circ$): À medida que o motor é inclinado, o *Pull* tanto no eixo Y quanto no eixo X cresce mais substancialmente, com maior contribuição da componente horizontal.
- Ângulo de 0° : O *Pull* vertical começa a diminuir significativamente, enquanto a componente horizontal aumenta, atingindo valores altos a 60% de potência.

Esses resultados fornecem uma visão clara de como o motor se comporta sob diferentes ângulos e potências, permitindo otimizar o sistema de vetorização de *Pull* para aplicações específicas, com foco no balanceamento entre as componentes de *Pull* horizontal e vertical.

5 Conclusão

Este trabalho teve como objetivo o desenvolvimento de uma bancada experimental de baixo custo para análise de vetorização de empuxo em Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs). A bancada projetada permitiu a medição das componentes do empuxo gerado por motores inclináveis, utilizando extensômetros e um servo motor para controlar a variação do ângulo de inclinação do motor. A principal conclusão do estudo pode ser observada na tendência crescente de empuxo conforme a potência do motor foi aumentando, com diferentes comportamentos observados nos eixos X e Y, conforme os ângulos de inclinação do motor.

Em relação aos componentes da bancada, a escolha por componentes eletrônicos de baixo custo, como o ESP32 para controle, extensômetros para medições de deformação e o motor de passo NEMA 17, resultou em uma solução acessível e eficaz para realizar medições de empuxo. A utilização de uma estrutura de suportes modulares, facilitando a montagem e ajustes durante o processo experimental, foi um ponto importante para permitir a flexibilidade do sistema.

Além disso, os resultados mostraram que o empuxo no eixo Y (vertical) aumentou significativamente à medida que a potência do motor foi sendo incrementada. Em contrapartida, o empuxo no eixo X (horizontal) teve um crescimento mais gradual, especialmente nos ângulos menores de inclinação, o que é esperado para essa configuração. O comportamento observado deve passar por mais análises, principalmente dinâmicos para ser utilizado para otimizar a distribuição do empuxo em sistemas de VANTs, ajustando os ângulos de inclinação do motor conforme a necessidade de maior manobrabilidade ou estabilidade, esse é o ponto de partida para que estudos de baixo custo venham a ser feitos para uma futura implementação.

A bancada é uma solução de baixo custo, o que facilita a sua implementação em ambientes acadêmicos e industriais com orçamentos restritos, sendo uma ferramenta útil para testar e validar sistemas de empuxo vetorial. A Tabela 9 apresenta um resumo dos principais componentes eletrônicos utilizados na bancada experimental:

Componente	Quantidade	Valor da unidade [R\$]
ESP32	1	63,90
Extensômetros (Strain Gauge)	8	5,19
Amplificador HX711	2	8,89
Servo motor NEMA 17	1	68,89
Motor Brushless 2212 920kV	1	56,00
Hélice 8x4,5	1	58,67
ESC Brushless 40A	1	31,98
Tudo de alumínio (m)	1	50,00
V-slot (m)	1	26,00
Filamento de PETG (1 kg)	1	99,00

Tabela 9 – Tabela de componentes eletrônicos utilizados na bancada experimental.

Esses componentes foram escolhidos devido ao seu baixo custo e compatibilidade com o objetivo de realizar medições de empuxo de forma acessível e eficiente. Os valores foram tirados do Mercado Livre e na loja Hu Infinitos. A solução proposta pode ser uma referência para futuras pesquisas e para o desenvolvimento de sistemas similares em VANTs de pequeno porte.

5.1 Limitações do Estudo

Durante a realização dos testes, algumas limitações foram observadas que podem ser consideradas para aprimoramento do experimento em estudos futuros.

Uma das principais limitações foi a instabilidade na fixação do V-Slot, que sustentava a haste representando o braço do VANT. Durante a rotação do motor, essa instabilidade gerou variações nos ângulos de inclinação, afetando a precisão das medições. A melhoria na fixação dessa estrutura é essencial para garantir uma rotação mais estável e precisa.

Outra limitação foi a calibração dos extensômetro. Ao invés de realizar uma calibração tradicional, foi feito apenas um ajuste do Coeficiente de Ganho das Pontes. Embora esse ajuste tenha permitido o funcionamento do sistema, os valores mais distantes da calibração de 195g apresentaram discrepâncias significativas. Por exemplo, no ângulo de 90°, nos testes a 10%, 20% e 30% de potência, os valores observados foram muito diferentes do esperado. Para o valor de 10%, por exemplo, o valor esperado seria em torno de 46,5g, conforme indicado no datasheet do motor, mas os resultados ficaram abaixo disso, 17g. Essa diferença indica que o ajuste não foi perfeito para todas as faixas de potência, o que impacta a precisão dos dados.

Além dessas limitações, também foi identificado que, quando o motor NEMA 17 era ajustado para ângulos abaixo de 45°, ele não permanecia estabilizado no valor definido, sempre tendendo a descer um pouco mais, atingindo ângulos em torno de 35° ou 40°. Esse

comportamento indica uma falta de estabilidade no controle do servo motor, o que deve ser corrigido para garantir a precisão dos ângulos de inclinação. Além disso, a velocidade de rotação do motor foi outro fator que impactou as medições. Quando o motor girava rapidamente, as vibrações aumentavam, gerando leituras erráticas e valores elevados nos extensômetros. Uma possível solução seria diminuir a velocidade de rotação do motor para reduzir essas vibrações e garantir medições mais confiáveis.

Essas limitações podem ser abordadas em futuras iterações do projeto, com ajustes na fixação do sistema, uma calibração mais precisa dos extensômetros e melhorias no controle da estabilidade do motor NEMA 17.

5.2 Recomendações para Trabalhos Futuros

Além das limitações do estudo e problemas encontrados durante a execução dos experimentos, podem ser alinhadas outras áreas de pesquisa, principalmente no campo da experimentação dinâmica. Uma das principais recomendações é aprimorar a bancada experimental, permitindo sua implementação em um túnel de vento. Esse aprimoramento possibilitaria a simulação de condições reais de voo, com escoamento de ar controlado, o que permitiria uma análise mais precisa de como o fluxo de ar incidente influencia a direção e a magnitude do vetor de empuxo. Isso seria especialmente útil para a validação de sistemas de vetorização de empuxo em condições que mais se aproximam da operação real de veículos aéreos não tripulados (VANTs).

Além disso, recomenda-se o desenvolvimento de um sistema de controle mais refinado, com o uso de controladores avançados para estabilizar o motor em ângulos específicos e melhorar a precisão dos testes. Isso incluiria a introdução de uma malha de controle mais sofisticada, que poderia ser implementada com o uso de sensores de posição ou giroscópios para ajustar a inclinação do motor em tempo real, minimizando as vibrações e garantindo maior estabilidade. Também é fundamental implementar um sistema sustentação da haste, já que em algumas situações foi observada a vibração excessiva durante o aumento da rotação do motor *brushless*, o que interferiu nas medições.

Outra melhoria importante seria a calibração mais robusta dos extensômetros. Em vez de realizar apenas o ajuste do coeficiente de ganho das pontes, é recomendado realizar uma calibração formal com múltiplos pesos de referência. Isso garantiria medições mais precisas e confiáveis, especialmente para valores fora da faixa de calibração, como ocorreu em algumas medições, que apresentaram discrepâncias significativas. A calibração formal com um sistema de múltiplos pontos de referência é essencial para aumentar a precisão das medições de empuxo.

Além disso, uma investigação mais aprofundada sobre a influência de vibrações e da dinâmica estrutural do sistema deve ser realizada. A medição das acelerações e a

análise das vibrações durante os testes permitiria um estudo mais detalhado das fontes de erro que afetam os dados de empuxo, ajudando a melhorar a estabilidade do sistema. A implementação de amortecedores ou de um sistema de suporte mais rígido para a bancada poderia reduzir esses efeitos e melhorar a precisão dos resultados.

Por fim, é recomendada a expansão do sistema para configurações mais complexas, como a adição de múltiplos motores ou a utilização de diferentes tipos de hélices. Esses testes seriam importantes para validar a capacidade do sistema em situações mais complexas, como os encontrados em VANTs de múltiplos motores ou em plataformas de decolagem e pouso vertical (VTOL). A construção de modelos aerodinâmicos mais avançados, que integrem o vetor de empuxo e os dados do túnel de vento, pode fornecer uma base sólida para o desenvolvimento de controladores mais sofisticados, otimizando o desempenho em diferentes condições operacionais.

Em suma, os próximos passos devem focar na implementação de testes dinâmicos em túnel de vento, aprimoramento do sistema de controle e calibração, bem como na ampliação das capacidades do sistema para lidar com cenários mais complexos. Esses avanços ajudarão a estabelecer uma plataforma experimental robusta e precisa para a pesquisa em vetorização de empuxo e controle de sistemas de propulsão em VANTs.

Referências

aaaa.

Marcel Barrère, André Jaumotte, Baudouin Fraeijs de Veubeke, and Jean Vandekerckhove. *Rocket Propulsion*. Elsevier Publishing Company, Amsterdam – London – New York – Princeton, 1960. Prefácio por Maurice Roy; Introdução por Theodore von Kármán. Citado na página 19.

J. B. Brandt and M. S. Selig. Propeller performance data at low reynolds numbers. AIAA, 2011. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 23.

Nicholas Cumpsty and Andrew Heyes. *Jet Propulsion: A Simple Guide to the Aerodynamic and Thermodynamic Design and Performance of Jet Engines*. Cambridge University Press, Cambridge, 3 edition, 2015. ISBN 9781107511224. Citado na página 19.

Sociedade de Engenheiros da Mobilidade. Programa aerodesign sae brasil. <<https://saebrasil.org.br/programas-estudantis/aero-design-sae-brasil/>>, 2025. Acesso em: 16 jun. 2025. Citado na página 16.

GE Aviation News Staff. GE’s Military Engine Portfolio Charting Future of Military Aviation Entering Farnborough. <<https://www.geaerospace.com/news/articles/farnborough-airshow-product-technology/ges-military-engine-portfolio-charting-future>>, jul 2022. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 20.

Philip G. Hill and Carl R. Peterson. *Mechanics and Thermodynamics of Propulsion*. Addison-Wesley, Reading, MA, 2 edition, 1992. ISBN 9780201146592. Citado na página 19.

Chris Kjelgaard. Engine f135 & liftfan stovl f-35 lightning ii. *Lockheed Martin F-35 Lightning II*, 2022. Citado 3 vezes nas páginas 9, 20 e 21.

Ali R. Kolaei, Md Helal Uddin, William Devenport, and Saeed Farokhi. Experimental analysis of a small-scale rotor at various angles of attack. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2018:1–12, 2018. Citado 3 vezes nas páginas 9, 25 e 26.

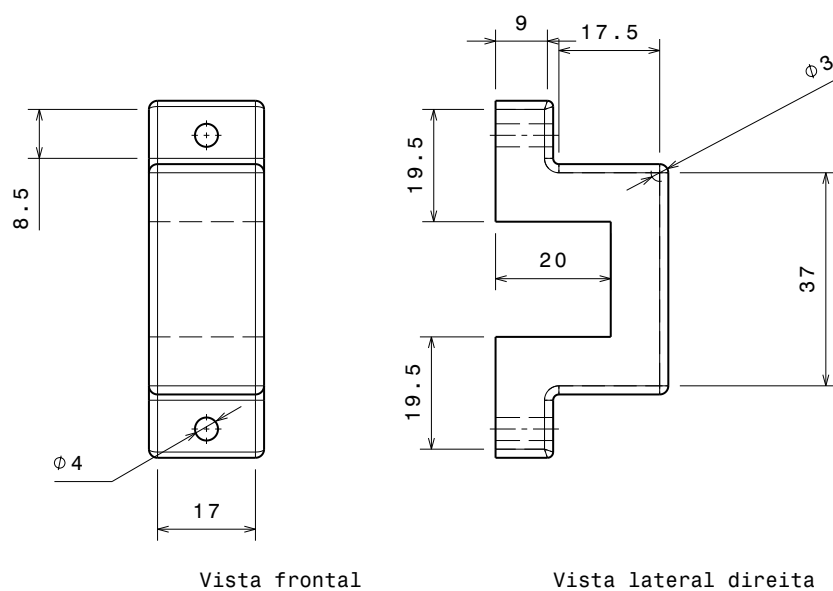
MarketsandMarkets. Drone market forecast to grow from usd 27.4b in 2021 to usd 58.4b by 2026, 2021. URL <<https://www.unmannedairspace.info/latest-news-and-information/drone-market-forecast-to-grow-from-usd27-4b-in-2021-to-usd58-4b-by-2026-marketsandmarkets/>>. Citado na página 17.

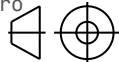
NASA. Propeller thrust. <<https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/VirtualAero/BottleRocket/airplane/propth.html>>, 2025. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 22.

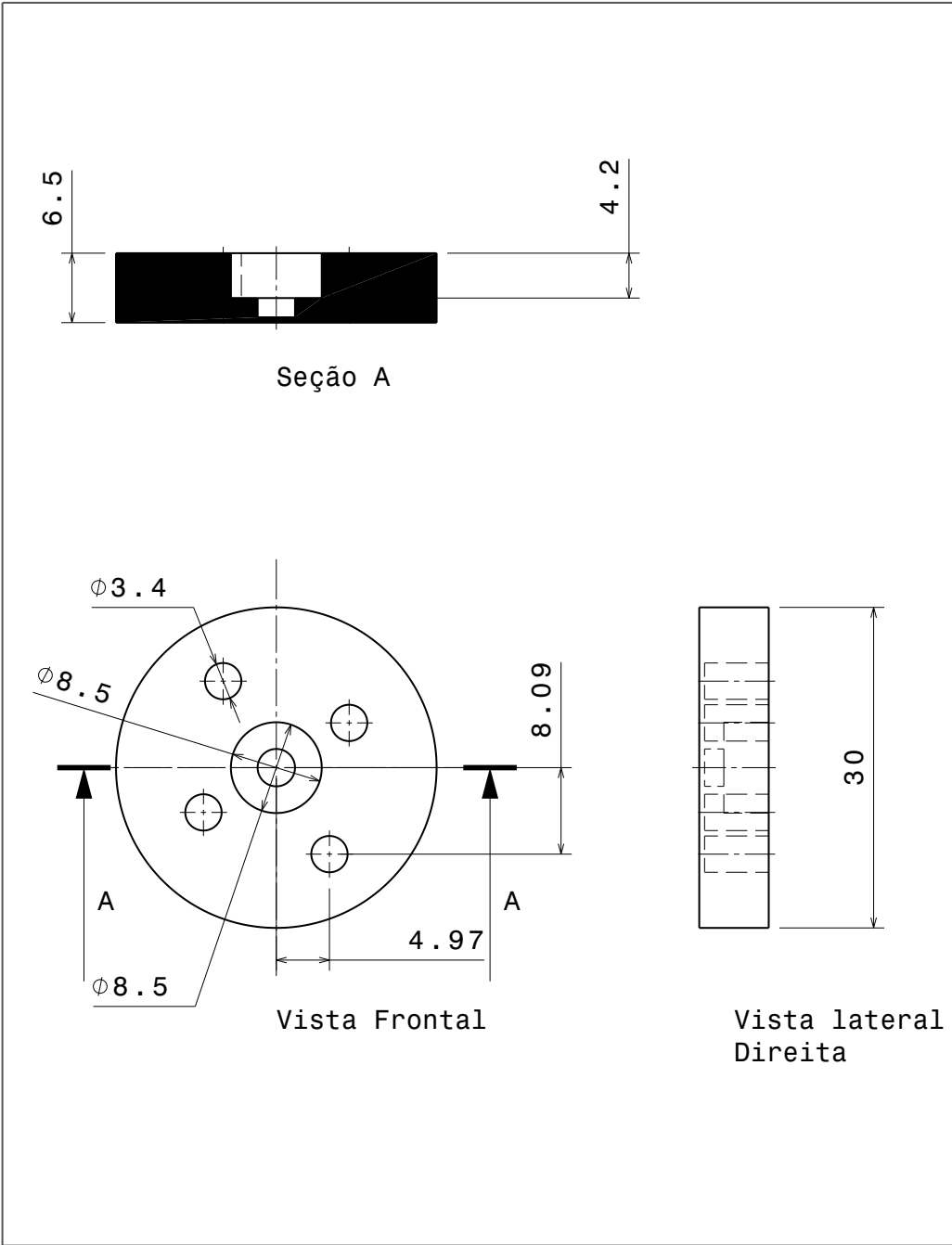
NASA and MARSHALL. Propulsion Industrial Base Sustainment: Preserving the Nation’s Critical Propulsion Capabilities. Technical Report NP-2016-06-55-MSFC, National Aeronautics and Space Administration, apr 2015. URL <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2015/04/propulsion_ind.base_.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 20.

- Enrico Petritoli, Fabio Leccese, and Lorenzo Ciani. Reliability and maintenance analysis of unmanned aerial vehicles. *Sensors*, 18(9):3171, 2018. doi: <10.3390/s18093171>. URL <<https://www.mdpi.com/2079-9292/18/9/3171>>. Acesso em: 21 nov. 2025. Citado na página 17.
- Wei Qiu and Chao Xu. A minimal thrust vectoring rotor with six degree of freedom: Design and analysis. *IET Cyber-Systems and Robotics*, 3:89–102, 2021. doi: <10.1049/csy2.12010>. Citado 2 vezes nas páginas 9 e 25.
- Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), Washington, 1989. Citado na página 23.
- Jan Roskam. *Airplane Design*. DAR Corporation, Ottawa, 1985. Citado na página 23.
- Benjamin Russell and David Conley. Design, build, and operation of a flexible multirotor testbed. Technical Report NASA/CR-2020001426, NASA Ames Research Center, 2020. Citado 3 vezes nas páginas 9, 26 e 27.
- Hazim Shakhatreh, Ahmad Sawalmeh, Ala Al-Fuqaha, Zuochao Dou, Eyad Almaita, Issa Khalil, Noor Shamsiah Othman, Abdallah Khreishah, and Mohsen Guizani. Unmanned aerial vehicles: A survey on civil applications and key research challenges. *IEEE Access*, 7:48572–48634, 2019. doi: <10.1109/ACCESS.2019.2909530>. Citado na página 24.
- SpaceX. Starship, 2023. Citado na página 21.
- R. Srinivasan et al. Investigations of influence of infill pattern on tensile strength of 3-d-printed pla and polyethylene terephthalate glycol material using design of experiments. *Materials Today: Proceedings*, 2022. Study shows 32,12MPa tensile strength at 100% infill PETG vs 17,38MPa at 20%. Citado na página 33.
- Florian Werner, Jan Gohlke, and Florian Holzapfel. Thrust vector observation for force feedback-controlled multirotor vehicles. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 27(1):235–246, 2022. Citado 10 vezes nas páginas 7, 8, 9, 28, 29, 30, 31, 32, 35 e 37.
- Abdullah Mohammed Yahia and Ahmed Alkamachi. Design, modeling, and control of tiltable tri-rotors uav. *Journal of Engineering Science and Technology*, 19(2):234–256, 2024. Citado na página 24.

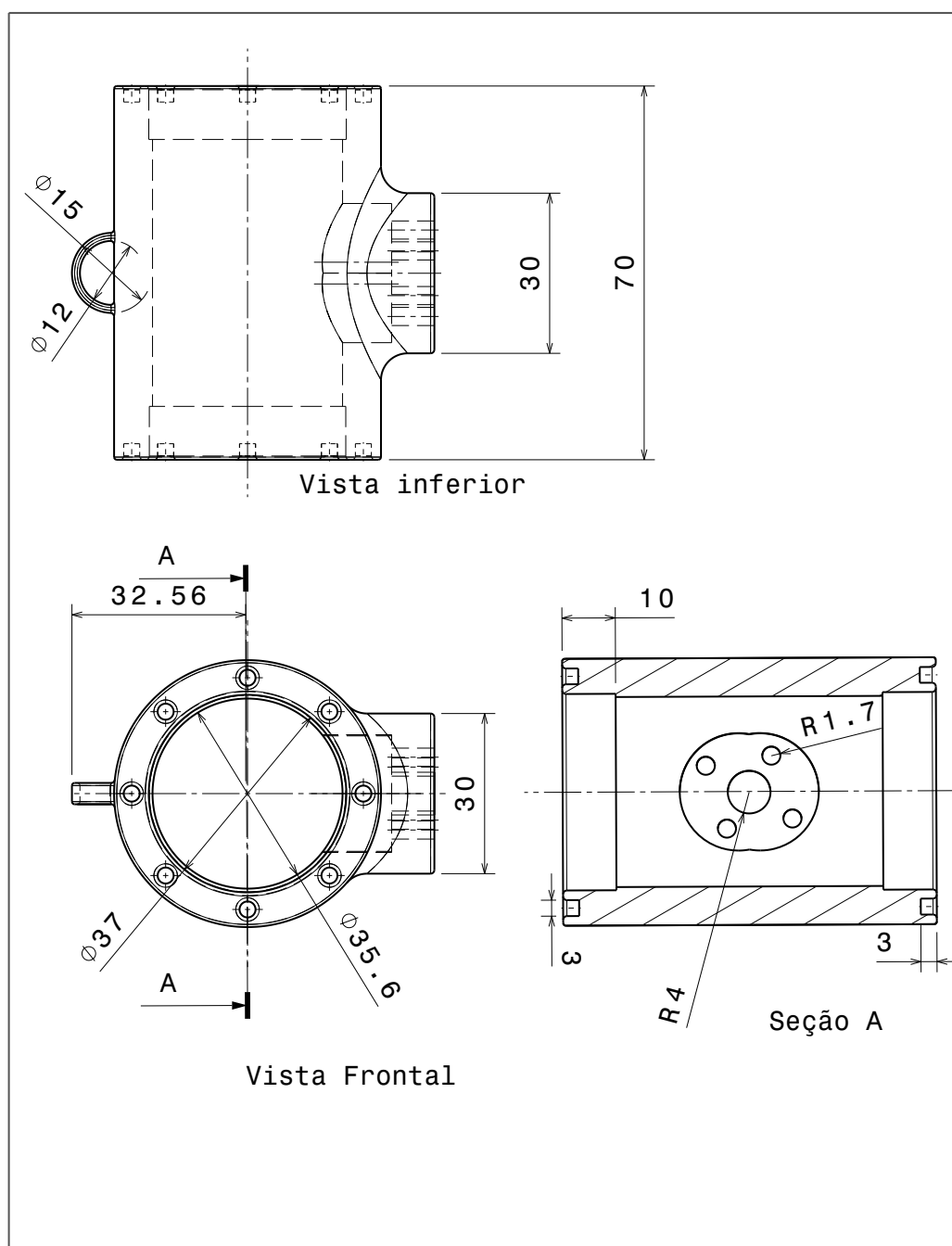
6 Apêndice A - CAD

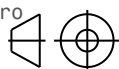


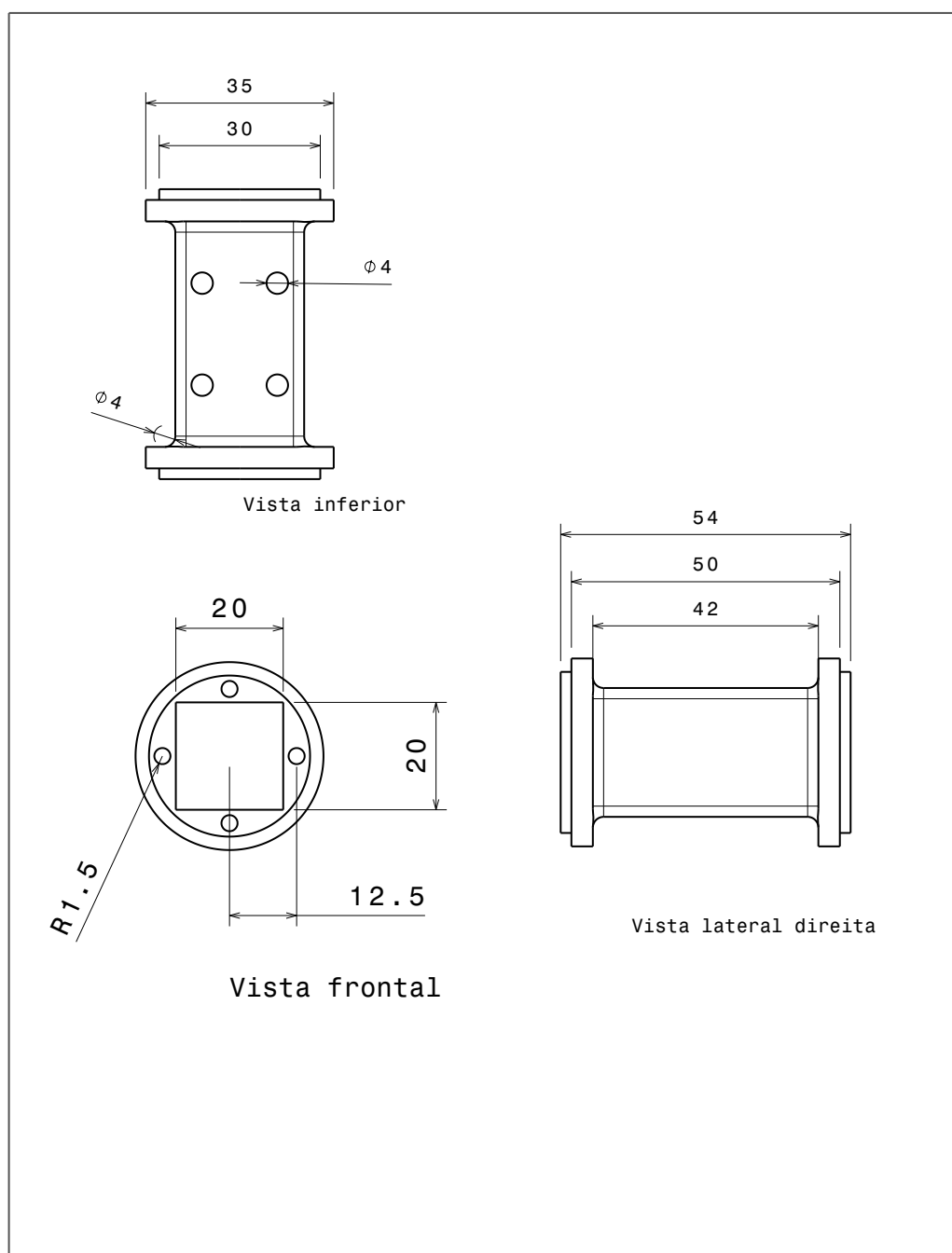
UnB	Trabalho de Conclusão de Curso	FCTE
Escala 1:1	Nome do Desenho Fixador da Haste	Diedro 
Data 12/12/25	Nome do Aluno / Matrícula Kleyson de Moura N. da Silva 190142651	Folha N°/N° de folha 1 / 7

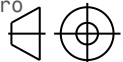


UnB	Trabalho de Conclusão de Curso	FCTE
Escala 2:1	Nome do Desenho Fixador do motor	Diedro
Data 12/12/25	Nome do Aluno / Matrícula Kleyson de Moura N. da Silva 190142651	Folha N°/N° de folha 2/7

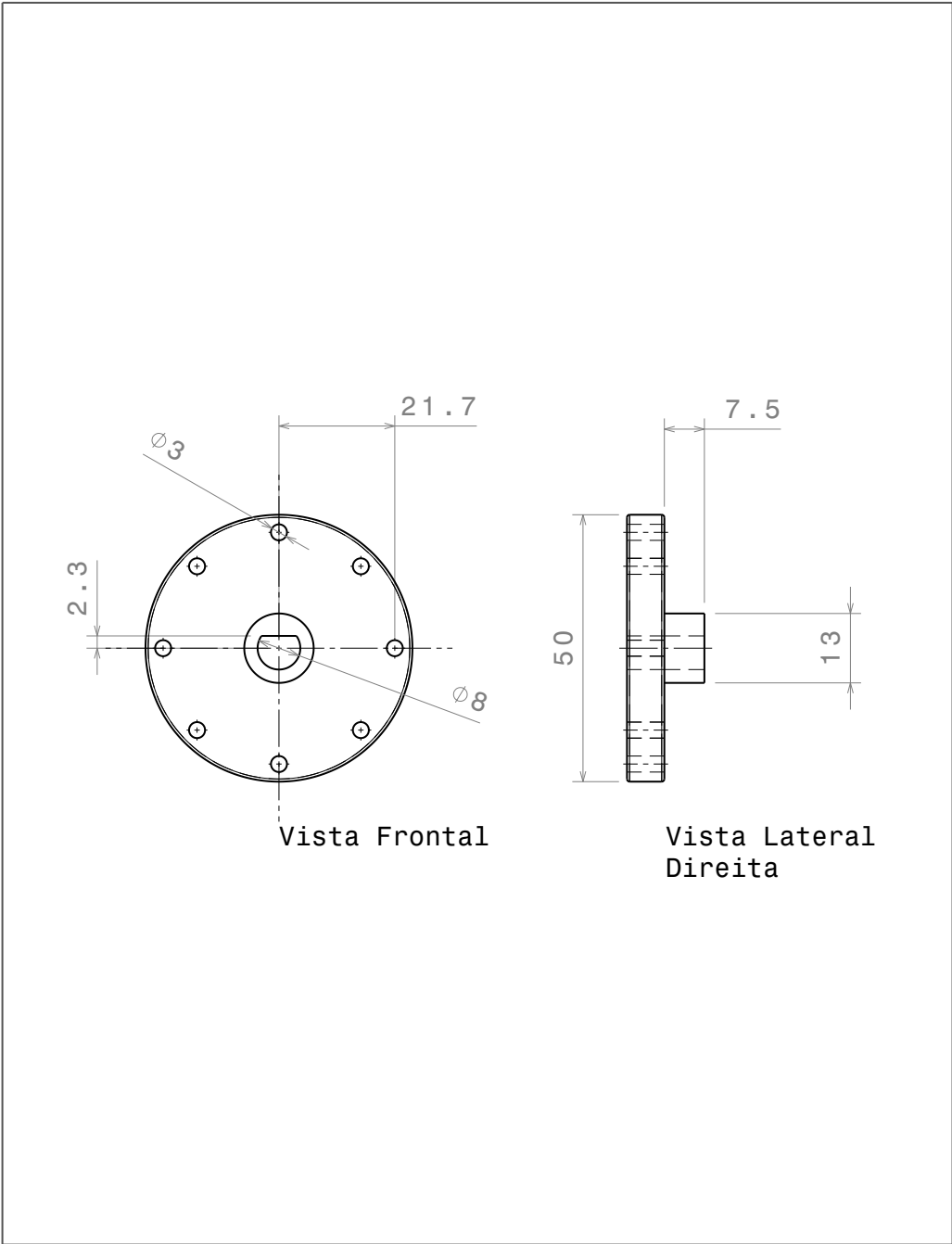


UnB	Trabalho de Conclusão de Curso	FCTE
Escala 1:1	Nome do Desenho Montante do motor	Diedro 
Data 12/12/25	Nome do Aluno / Matrícula Kleyson de Moura N. da Silva 190142651	Folha N°/N° de folha 4/7

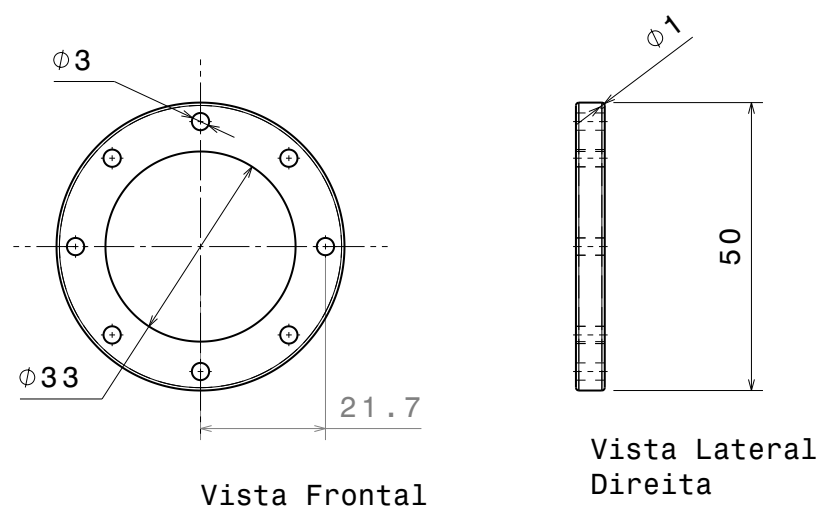


UnB	Trabalho de Conclusão de Curso	FCTE
Escala 1:1	Nome do Desenho Nacela	Diedro 
Data 12/12/25	Nome do Aluno / Matrícula Kleyson de Moura N. da Silva 190142651	Folha N°/N° de folha 5/7

Formato A4



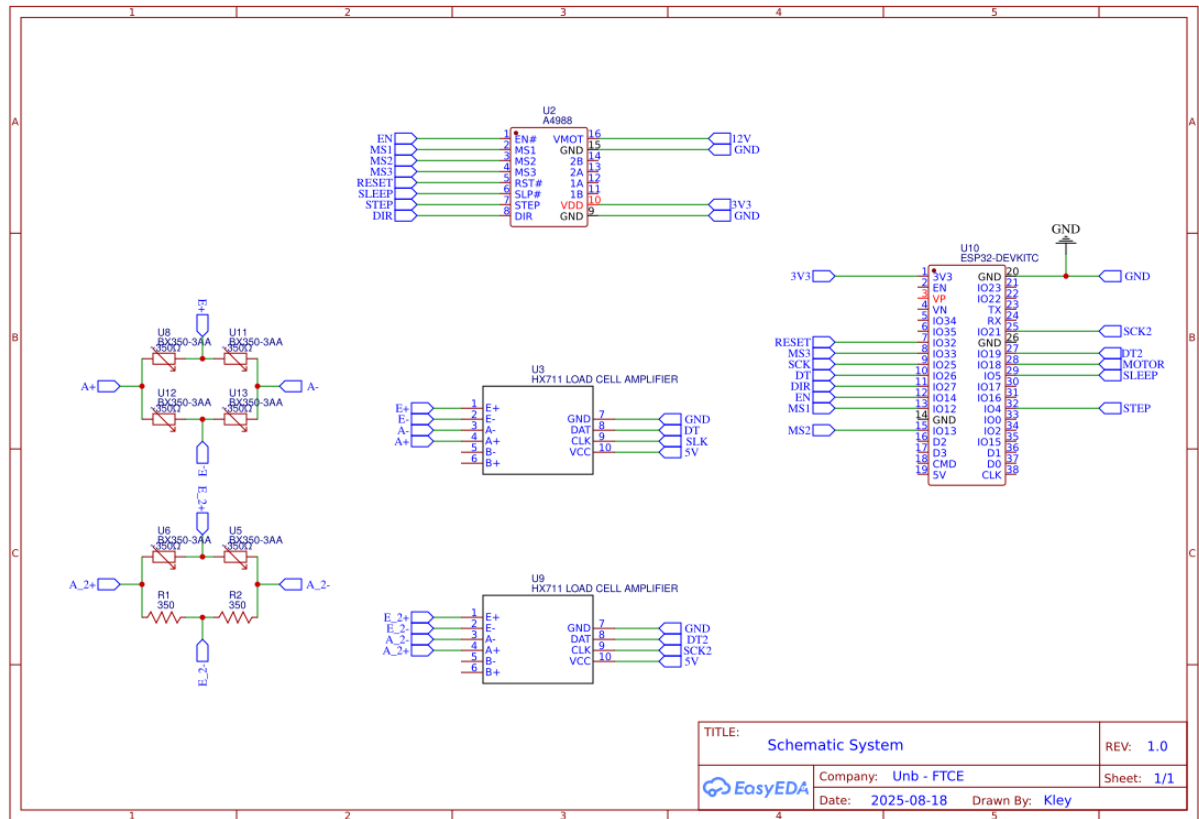
UnB	Trabalho de Conclusão de Curso	FCTE
Escala 1:1	Nome do Desenho Trava externa	Diedro
Data 12/12/25	Nome do Aluno / Matrícula Kleyson de Moura N. da Silva 190142651	Folha N°/N° de folha 6/7



UnB	Trabalho de Conclusão de Curso	FCTE
Escala 1:1	Nome do Desenho Trava Interna	Diedro
Data 25/07/25	Nome do Aluno / Matrícula Kleyson de Moura N. da Silva 190142651	Folha N°/N° de folha 7/7

Formato A4

7 Apêndice B - Planta eletrônica



8 Apêndice C - Códigos

```

1 #include <ESP32Servo.h>
2 #include "HX711.h"
3
4 // ----- HX711 (SEUS PINOS ORIGINAIS      INALTERADOS)
5 // -----
6 #define DOUT_1  26    // Pino Data (DT) para o segundo HX711 (Eixo
7                        // Y)
8 #define CLK_1   25    // Pino Clock (SCK) para o segundo HX711 (
9                        // Eixo Y)
10
11 #define DOUT_2  19    // Pino Data (DT) para o segundo HX711 (Eixo
12                        // X)
13 #define CLK_2   21    // Pino Clock (SCK) para o segundo HX711 (
14                        // Eixo X)
15
16 HX711 scale1;
17 HX711 scale2;
18
19 float calibracao1 = 400.0f;
20 float calibracao2 = 400.0f;
21
22 // ----- ESC / MOTOR DRONE -----
23 Servo esc;
24 int escPin = 18;
25
26 int minPulse = 1000;
27 int maxPulse = 2000;
28 int currentPulse = minPulse;
29
30 // ----- NEMA 17 (A4988 / DRV8825) -----
31 // Pinos escolhidos para n o conflitar com HX711 e ESC
32 const int PIN_STEP    = 4;
33 const int PIN_DIR     = 27;
34 const int PIN_EN      = 14;
35 const int PIN_SLEEP   = 5;
36 const int PIN_RST     = 32;
37 const int PIN_MS1     = 12;
38 const int PIN_MS2     = 13;

```

```
34 const int PIN_MS3      = 33;
35
36 // Config motor/driver (igual seu código do NEMA)
37 const int STEPS_PER_REV = 200; // NEMA17 típico (1.8°/passo
   )
38 const int MICROSTEPS    = 16; // 1/16
39 const float GEAR_RATIO  = 1.0; // ajuste se houver redução
40
41 // Pulso/rampa/velocidade do NEMA
42 const unsigned int STEP_PULSE_US = 3;
43 const unsigned int STEP_DELAY_US_MIN = 500;
44 const unsigned int STEP_DELAY_US_MAX = 1800;
45 const int RAMP_STEPS = 160;
46
47 // Sentido anti-horário (se ficar invertido, troque LOW por HIGH
   )
48 const bool CCW_DIR_LEVEL = LOW;
49
50 long currentSteps = 0; // posição lógica atual em passos
51
52 // Timer para leitura periódica HX711
53 unsigned long lastPrint = 0;
54 unsigned long printInterval = 300; // 3x por segundo
55
56 // ----- Funções do NEMA -----
57 inline long angleToSteps(float deg) {
58     const float stepsPerDeg = (STEPS_PER_REV * (float)MICROSTEPS *
   GEAR_RATIO) / 360.0f;
59     return lroundf(deg * stepsPerDeg);
60 }
61
62 inline void pulseStep() {
63     digitalWrite(PIN_STEP, HIGH);
64     delayMicroseconds(STEP_PULSE_US);
65     digitalWrite(PIN_STEP, LOW);
66 }
67
68 void moveToSteps(long targetSteps) {
69     long delta = targetSteps - currentSteps;
70     if (delta == 0) return;
71
72     bool goCCW = (delta < 0); // reduzir graus = anti-horário
```

```
73  digitalWrite(PIN_DIR, goCCW ? CCW_DIR_LEVEL : !CCW_DIR_LEVEL);
74
75  unsigned long stepsToDo = labs(delta);
76  long accelSpan = min<long>(RAMP_STEPS, stepsToDo / 2);
77
78  for (unsigned long i = 0; i < stepsToDo; i++) {
79      unsigned int dly;
80      if (i < (unsigned long)accelSpan) {
81          float k = (float)i / (float)accelSpan; // acelera
82          dly = STEP_DELAY_US_MAX - (unsigned int)((STEP_DELAY_US_MAX
              - STEP_DELAY_US_MIN) * k);
83      } else if (i >= stepsToDo - (unsigned long)accelSpan) {
84          float k = (float)(stepsToDo - i) / (float)accelSpan; //
              desacelera
85          dly = STEP_DELAY_US_MAX - (unsigned int)((STEP_DELAY_US_MAX
              - STEP_DELAY_US_MIN) * k);
86      } else {
87          dly = STEP_DELAY_US_MIN;
88      }
89      pulseStep();
90      delayMicroseconds(dly);
91  }
92  currentSteps = targetSteps;
93 }
94
95 void moveToAngle(float targetDeg) {
96     if (targetDeg < 0)    targetDeg = 0;
97     if (targetDeg > 90)  targetDeg = 90;
98     moveToSteps(angleToSteps(targetDeg));
99 }
100
101 // ----- setup -----
102
103 void setup() {
104     Serial.begin(115200);
105
106     // ----- HX711 -----
107     scale1.begin(DOUT_1, CLK_1);
108     scale2.begin(DOUT_2, CLK_2);
109
110     scale1.tare();
111     scale2.tare();
```

```
112
113     scale1.set_scale(calibracao1);
114     scale2.set_scale(calibracao2);
115
116     // ----- ESC -----
117     esc.attach(escPin, minPulse, maxPulse);
118     esc.writeMicroseconds(minPulse);
119     delay(3000);
120     esc.writeMicroseconds(minPulse);
121     delay(1000);
122
123     // ----- NEMA -----
124     pinMode(PIN_STEP, OUTPUT);
125     pinMode(PIN_DIR, OUTPUT);
126     pinMode(PIN_EN, OUTPUT);
127     pinMode(PIN_SLEEP, OUTPUT);
128     pinMode(PIN_RST, OUTPUT);
129     pinMode(PIN_MS1, OUTPUT);
130     pinMode(PIN_MS2, OUTPUT);
131     pinMode(PIN_MS3, OUTPUT);
132
133     // 1/16 microstep
134     digitalWrite(PIN_MS1, HIGH);
135     digitalWrite(PIN_MS2, HIGH);
136     digitalWrite(PIN_MS3, HIGH);
137
138     // Habilita driver
139     digitalWrite(PIN_RST, HIGH);
140     digitalWrite(PIN_SLEEP, HIGH);
141     digitalWrite(PIN_EN, LOW); // ENABLE ativo em LOW
142
143     //          POSIÇÃO LÓGICA INICIAL = 90 (como no seu código
144           original)
145     currentSteps = angleToSteps(90.0f);
146
147     Serial.println("Sistema iniciado.");
148     Serial.println("Formato de comando: ângulo, potência (ex.: 40, 30)");
149     Serial.println("-----");
150     Serial.println("| % Motor Drone | Eixo Y | Eixo X |");
```



```
150     Serial.println("
151         -----");
152 }
153 // ----- loop -----
154
155 void loop() {
156
157     long leituraY = 0;
158     long leituraX = 0;
159
160     if (scale1.is_ready()) leituraY = scale1.get_units(10);
161     else Serial.println("HX711_eixo_Y_n_o_est_pronto!");
162
163     if (scale2.is_ready()) leituraX = scale2.get_units(10);
164     else Serial.println("HX711_eixo_X_n_o_est_pronto!");
165
166     // Leitura cont nua HX711
167     if (millis() - lastPrint >= printInterval) {
168         lastPrint = millis();
169         Serial.print("Leituras   Y:");
170         Serial.print(leituraY);
171         Serial.print(" | X:");
172         Serial.println(leituraX);
173     }
174
175     // ----- COMANDO: "angulo, potencia" -----
176     if (Serial.available()) {
177         String s = Serial.readStringUntil('\n');
178         s.trim();
179         if (s.length() == 0) return;
180
181         int commaIndex = s.indexOf(',');
182         if (commaIndex < 0) {
183             Serial.println("Formato_invalido.Use:angulo,potencia(
184                 ex.:40,30)");
185             return;
186         }
187
188         String sAng = s.substring(0, commaIndex);
189         String sPot = s.substring(commaIndex + 1);
190         sAng.trim();
```

```

190     sPot.trim();
191
192     float targetDeg = sAng.toFloat();
193     int potencia = sPot.toInt();
194
195     // Limites
196     if (targetDeg < 0) targetDeg = 0;
197     if (targetDeg > 90) targetDeg = 90;
198     if (potencia < 0) potencia = 0;
199     if (potencia > 100) potencia = 100;
200
201     Serial.print("Comando_recebido->Angulo:");
202     Serial.print(targetDeg, 2);
203     Serial.print("_graus_|_Motor:");
204     Serial.print(potencia);
205     Serial.println("%");
206
207     // 1) Move NEMA para o angulo desejado
208     moveToAngle(targetDeg);
209
210     // 2) Ajusta ESC para a % desejada (com rampa)
211     int targetPulse = map(potencia, 0, 100, minPulse, maxPulse);
212     while (currentPulse != targetPulse) {
213         if (currentPulse < targetPulse) currentPulse++;
214         else if (currentPulse > targetPulse) currentPulse--;
215
216         esc.writeMicroseconds(currentPulse);
217         delay(20);
218     }
219
220     // 3) Imprime uma linha no formato da tabela original
221     Serial.print("|");
222     Serial.print(potencia);
223     Serial.print("%aaaaaaaaaaaaa|");
224     Serial.print(leituraY);
225     Serial.print("aaaaa|");
226     Serial.print(leituraX);
227     Serial.println("aaaaa|");
228     Serial.println("
    -----");
229 }
230

```

```
231 // NEMA continua energizado segurando posi o
232 }
```

```
1 #include "HX711.h"
2
3 // Defina os pinos para os dois HX711
4 #define DOUT_1 26 // Pino Data (DT) para o primeiro HX711 (Eixo
   Y)
5 #define CLK_1 25 // Pino Clock (SCK) para o primeiro HX711 (
   Eixo Y)
6
7 #define DOUT_2 19 // Pino Data (DT) para o segundo HX711 (eixo
   x)
8 #define CLK_2 21 // Pino Clock (SCK) para o segundo HX711 (
   eixo x)
9
10 // Cria o dos objetos HX711 para os dois pares de
   extens metros
11 HX711 scale1; // Para o eixo Y
12 HX711 scale2; // Para a eixo x
13
14 // Defina os valores de calibra o para cada conjunto de
   extens metros
15 float calibracao1 = 400.0f; // Ajuste para o primeiro conjunto
   de extens metros
16 float calibracao2 = 400.0f; // Ajuste para o segundo conjunto de
   extens metros
17
18 void setup() {
19 // Inicializa a comunica o serial
20 Serial.begin(115200);
21
22 // Inicializa os dois HX711 com os pinos definidos
23 scale1.begin(DOUT_1, CLK_1);
24 scale2.begin(DOUT_2, CLK_2);
25
26 // Zera a balan a para cada conjunto de extens metros
27 scale1.tare();
28 scale2.tare();
29
30 // Define os valores de calibra o para cada conjunto
31 scale1.set_scale(calibracao1);
```

```

32  scale2.set_scale(calibracao2);
33
34  // Exibe mensagem de inicializa o
35  Serial.println("Inicializa o concluída!");
36 }
37
38 void loop() {
39  // Verifique se o HX711 do eixo Y (scale1) est pronto para
    leitura
40  if (scale1.is_ready()) {
41      long leitura1 = scale1.get_units(10); // Média de 10
        leituras para estabilidade
42      Serial.print("Peso no eixo Y: ");
43      Serial.print(leitura1);
44      Serial.println(" unidades"); // Ou em gramas, dependendo da
        calibra o
45  } else {
46      Serial.println("HX711 eixo Y não está pronto!");
47  }
48
49  // Verifique se o HX711 do eixo x (scale2) est pronto para
    leitura
50  if (scale2.is_ready()) {
51      long leitura2 = scale2.get_units(10); // Média de 10
        leituras para estabilidade
52      Serial.print("Peso no eixo X: ");
53      Serial.print(leitura2);
54      Serial.println(" unidades"); // Ou em gramas, dependendo da
        calibra o
55  } else {
56      Serial.println("HX711 eixo X não está pronto!");
57  }
58
59  delay(1000); // Aguarda 1 segundo antes da próxima leitura
60 }

```

```

1  #include <ESP32Servo.h>
2
3  Servo esc;
4  int escPin = 18; // Pino de controle do ESC
5
6  int minPulse = 1000; // Pulso mínimo (motor parado)

```

```
7 int maxPulse = 2000; // Pulso máximo (aceleração máxima)
8
9 void setup() {
10   Serial.begin(115200); // Inicializa o monitor serial
11   esc.attach(escPin, minPulse, maxPulse); // Configura o pino de
        controle do ESC
12
13   Serial.println("Armando ESC...");
14   esc.writeMicroseconds(minPulse); // Envia o sinal mínimo para
        armar o ESC (motor parado)
15   delay(3000); // Espera o ESC armar
16   Serial.println("ESC ARMADO!");
17
18   Serial.println("Digite uma POTENCIA de 0 a 100% para Acelerar ou 0 para FREAR:");
19 }
20
21 void loop() {
22   if (Serial.available()) {
23     int potencia = Serial.parseInt(); // Lê o valor digitado no
        Serial Monitor (0 a 100)
24
25     // Processa a potência digitada (0 a 100)
26     if (potencia >= 0 && potencia <= 100) {
27       // Mapeia a potência para o intervalo de pulso (1000-2000
        s )
28       int pulse = map(potencia, 0, 100, minPulse, maxPulse);
29       esc.writeMicroseconds(pulse); // Envia o pulso ao ESC
30
31       // Exibe o valor da potência e do pulso no Serial Monitor
32       Serial.print("Potência de comando: ");
33       Serial.print(potencia);
34       Serial.println("%");
35
36       Serial.print("Pulso enviado ao ESC: ");
37       Serial.print(pulse);
38       Serial.println(" µs");
39
40       if (potencia == 0) {
41         Serial.println("FREANDO... (Motor parado)");
42       } else {
43         Serial.println("Acelerando...");
```

```
44     }
45   } else {
46     // Se o valor n o estiver entre 0 e 100, exibe uma
47     // mensagem de erro
48     Serial.println("Valor inválido. Digite um número entre 0 e 100.");
49   }
50
51   // Limpa o buffer de entrada
52   while (Serial.available()) {
53     Serial.read();
54   }
55 }
56 \begin{lstlisting}[language=C++]
57 // ESP32 + A4988      Comando por serial (0..90 ) com 1/16
58 // microstep
59 // Pinos conforme seu mapeamento:
60 const int PIN_STEP    = 4;
61 const int PIN_DIR     = 27;
62 const int PIN_EN      = 14;
63 const int PIN_SLEEP   = 5;
64 const int PIN_RST     = 32;
65 const int PIN_MS1     = 12;
66 const int PIN_MS2     = 13;
67 const int PIN_MS3     = 33;
68
69 // Config motor/driver
70 const int STEPS_PER_REV = 200; // NEMA17 típico (1.8 /passo)
71 const int MICROSTEPS    = 16; // 1/16
72 const float GEAR_RATIO  = 1.0; // ajuste se houver redu o
73
74 // Pulso/rampa/velocidade
75 const unsigned int STEP_PULSE_US = 3; // largura do pulso
76 // STEP
77 const unsigned int STEP_DELAY_US_MIN = 500; // mais rápido
78 const unsigned int STEP_DELAY_US_MAX = 1800; // mais lento (
79 // saída/entrada do movimento)
80 const int RAMP_STEPS = 160; // passos para
81 // acelerar/desacelerar
82
83 // Defina o n vel l gico que corresponde a anti-horario no seu
```

```

    hardware
80 // Se o sentido ficar invertido, troque LOW por HIGH.
81 const bool CCW_DIR_LEVEL = LOW;
82
83 long currentSteps = 0; // posição lógica atual (em passos, 0..
    steps(90 ))
84
85 // ----- utilitários -----
86 inline long angleToSteps(float deg) {
87     const float stepsPerDeg = (STEPS_PER_REV * (float)MICROSTEPS *
        GEAR_RATIO) / 360.0f;
88     return lroundf(deg * stepsPerDeg);
89 }
90
91 inline void pulseStep() {
92     digitalWrite(PIN_STEP, HIGH);
93     delayMicroseconds(STEP_PULSE_US);
94     digitalWrite(PIN_STEP, LOW);
95 }
96
97 void moveToSteps(long targetSteps) {
98     long delta = targetSteps - currentSteps;
99     if (delta == 0) return;
100
101     bool goCCW = (delta < 0); // reduzir graus = anti-horario
102     digitalWrite(PIN_DIR, goCCW ? CCW_DIR_LEVEL : !CCW_DIR_LEVEL);
103
104     unsigned long stepsToDo = labs(delta);
105     long accelSpan = min<long>(RAMP_STEPS, stepsToDo / 2);
106
107     for (unsigned long i = 0; i < stepsToDo; i++) {
108         unsigned int dly;
109         if (i < (unsigned long)accelSpan) {
110             float k = (float)i / (float)accelSpan; // acelera
111             dly = STEP_DELAY_US_MAX - (unsigned int)((STEP_DELAY_US_MAX
                - STEP_DELAY_US_MIN) * k);
112         } else if (i >= stepsToDo - (unsigned long)accelSpan) {
113             float k = (float)(stepsToDo - i) / (float)accelSpan; //
                desacelera
114             dly = STEP_DELAY_US_MAX - (unsigned int)((STEP_DELAY_US_MAX
                - STEP_DELAY_US_MIN) * k);
115         } else {

```

```
116     dly = STEP_DELAY_US_MIN;
117 }
118 pulseStep();
119 delayMicroseconds(dly);
120 }
121 currentSteps = targetSteps;
122 }
123
124 void moveToAngle(float targetDeg) {
125     // limita ao intervalo 0..90
126     if (targetDeg < 0) targetDeg = 0;
127     if (targetDeg > 90) targetDeg = 90;
128     moveToSteps(angleToSteps(targetDeg));
129 }
130
131 // ----- setup/loop -----
132 void setup() {
133     pinMode(PIN_STEP, OUTPUT);
134     pinMode(PIN_DIR, OUTPUT);
135     pinMode(PIN_EN, OUTPUT);
136     pinMode(PIN_SLEEP, OUTPUT);
137     pinMode(PIN_RST, OUTPUT);
138     pinMode(PIN_MS1, OUTPUT);
139     pinMode(PIN_MS2, OUTPUT);
140     pinMode(PIN_MS3, OUTPUT);
141
142     // 1/16 microstep
143     digitalWrite(PIN_MS1, HIGH);
144     digitalWrite(PIN_MS2, HIGH);
145     digitalWrite(PIN_MS3, HIGH);
146
147     // habilita driver
148     digitalWrite(PIN_EN, LOW); // ENABLE ativo em LOW
149     digitalWrite(PIN_RST, HIGH); // sai de reset
150     digitalWrite(PIN_SLEEP, HIGH); // sai de sleep
151
152     Serial.begin(115200);
153     delay(50);
154     Serial.println("Digite um ângulo entre 0 e 90 e pressione ENTER  

155                     (ex.: 72.5)");
156
157     // Posição lógica inicial = 90 (sem mover fisicamente
```



```
    agora)
157   currentSteps = angleToSteps(90.0f);
158   Serial.println("Posicao_logica_inicial: 90.00 graus");
159 }
160
161 void loop() {
162   if (Serial.available()) {
163     String s = Serial.readStringUntil('\n');
164     s.trim();
165     if (s.length() == 0) return;
166
167     char buf[32];
168     s.toCharArray(buf, sizeof(buf));
169     char* endp = nullptr;
170     float targetDeg = strtod(buf, &endp);
171
172     if (endp == buf) {
173       Serial.println("Entrada_invalida. Digite apenas numero
174         (0..90).");
175       return;
176     }
177
178     // limita 0..90
179     if (targetDeg < 0) targetDeg = 0;
180     if (targetDeg > 90) targetDeg = 90;
181
182     Serial.print("Indo para ");
183     Serial.print(targetDeg, 2);
184     Serial.println(" graus...");
185     moveToAngle(targetDeg);
186
187     // reporta posicao atual estimada
188     float posNow = (float)currentSteps * 360.0f / (STEPS_PER_REV
189       * (float)MICROSTEPS * GEAR_RATIO);
190     Serial.print("Posicao_atual ~ ");
191     Serial.print(posNow, 2);
192     Serial.println(" graus.");
193   }
194 }
```