

GUSTAVO DE OLIVEIRA ROCHA

GUSTAVO HAKIME ANDRADE

PROJETO SIMPLIFICADO DE UMA AERONAVE ASA-VOADORA EVTOL PARA
APLICAÇÕES AGRÍCOLAS



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA

FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2025

GUSTAVO DE OLIVEIRA ROCHA

GUSTAVO HAKIME ANDRADE

Orientador

Prof. Dr. Odenir de Almeida

PROJETO SIMPLIFICADO DE UMA AERONAVE ASA-VOADORA EVTOL PARA
APLICAÇÕES AGRÍCOLAS

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao
Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da
Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos
requisitos para a obtenção do título de **BACHAREL em**
ENGENHARIA AERONÁUTICA.

UBERLÂNDIA - MG

2025

GUSTAVO DE OLIVEIRA ROCHA
GUSTAVO HAKIME ANDRADE

**PROJETO DE UMA AERONAVE ASA-VOADORA EVTOL PARA
APLICAÇÕES AGRÍCOLAS**

Projeto de conclusão de curso **APROVADO** pelo
Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia
Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da
Universidade Federal de Uberlândia.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Odenir de Almeida
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Higor Luis Silva
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Giuliano Gardolinski Venson
Universidade Federal de Uberlândia

UBERLÂNDIA - MG
2025

ACKNOWLEDGEMENTS

Gostaríamos de agradecer encarecidamente os professores Odenir de Almeida, Giuliano Gardolinski Venson, Tobias Souza Moraes e Núbia dos Santos Saad. São destaques na FEMEC em sua paixão pelo ensino e pela engenharia. Gostaríamos de agradecer também à Leandra Paulista de Carvalho e Reinaldo Tomé Paulinho. Agradecemos a Marlon Veríssimo e André Soares, pelo auxílio essencial ao longo do projeto. Um agradecimento especial ao professor Odenir, pela sua orientação neste trabalho, e ao professor Giuliano pela sua paciência ao longo destes anos.

ABSTRACT

This study investigates the feasibility of designing and constructing a flying-wing EVTOL aircraft for the application of macrobiological agents in agriculture, focusing on optimizing flight autonomy and payload capacity compared to conventional drones. The proposed solution consists of a highly portable, radio-controlled model with vertical takeoff and a 60-minute flight endurance, aiming to meet the specific demands of precision agriculture.

To validate the proposed aircraft, various computational analyses were performed using specialized tools. Three-dimensional aerodynamic curves were obtained using XFLR5, a widely adopted software for airfoil and wing simulations at low Reynolds numbers, recognized for its capability to predict the aerodynamic behavior of small-scale aircraft (Drela, 2003). Additionally, the aircraft's stability and control were analyzed through a stability code implemented in MATLAB, allowing the evaluation of flight attitudes under different operating conditions. The aircraft's modeling and design were carried out using CAD software, enabling the precise positioning of internal components to ensure an appropriate center of mass distribution, which is essential for flight stability and performance.

Based on the obtained results, refinements and adjustments were made to the project to maximize its efficiency and feasibility for the intended application. The study demonstrates that adopting a flying-wing configuration for this type of operation may represent a significant technological advancement, providing a more efficient and sustainable alternative for macrobiological agent dispersion. Implementing this solution could reduce reliance on chemical pesticides, enhance agricultural productivity, and contribute to innovation in the sector. Therefore, this work aims to provide technical and scientific insights for the development of optimized unmanned aerial vehicles for precision agriculture.

KEYWORDS: *flying-wing, evtol, precision agriculture, unmanned aircraft.*

RESUMO

Este estudo aborda uma iteração do projeto de um protótipo de aeronave do tipo asa-voadora, de modelo EVTOL. O objetivo desta iteração é o desenvolvimento conceitual da aeronave, e, a construção de um protótipo para teste da decolagem vertical com carga máxima, e do modelo de transição de voo, e transição para o voo de cruzeiro. O objetivo do protótipo é realizar uma decolagem e transicionar para voo reto, atendendo esses requisitos é considerado sucesso desta iteração de projeto. A proposta consiste no desenvolvimento de um modelo radio-controlado de alta portabilidade, com decolagem vertical e autonomia de 60 minutos, para aplicação de agentes macrobiológicos na agricultura de precisão. Para validar a aeronave proposta, foram realizadas diversas análises computacionais utilizando ferramentas especializadas. As curvas aerodinâmicas tridimensionais foram obtidas por meio do software XFLR5, amplamente utilizado para simulações de aerofólios e asas em baixos números de Reynolds, sendo uma ferramenta competente para prever o comportamento aerodinâmico de aeronaves de pequeno porte (Drela, 2003). Além disso, a estabilidade e controle da aeronave foram analisados por meio de um código de estabilidade implementado em MATLAB, permitindo a avaliação da orientação da aeronave em diferentes condições de voo. A modelagem e concepção da aeronave foram realizadas em um software de CAD, possibilitando o posicionamento preciso dos componentes internos para garantir um adequado posicionamento do centro de massa, essencial para a estabilidade e desempenho da aeronave.

A implementação dessa solução pode reduzir a dependência de defensivos químicos, aumentar a produtividade agrícola e contribuir para a inovação no setor. Dessa forma, este trabalho adquirir subsídios técnicos e científicos para o desenvolvimento de uma aeronave não tripulada otimizada para a agricultura de precisão. Um protótipo da aeronave desenvolvida foi construído e testado, de forma a avaliar a aplicabilidade do conceito proposto. Os resultados obtidos com o protótipo, juntamente com sugestões e correções viáveis para uma segunda iteração do protótipo, serão discutidos ao final do projeto.

PALAVRAS-CHAVE: *asa-voadora, evtol, agricultura de precisão, aeronave não tripulada.*

Lista de Figuras

Figura 1.1 Commercial Drone Market Size 2023 to 2034.....	13
Figura 1.2 Especificações do Arator 5C, desenvolvido pela Xmobots.....	15
Figura 2.1 Envelopes de voo para diferentes velocidades de escoamento.	19
Figura 4.1 Curva de CL mínimo para voo retilíneo uniforme, para as respectivas velocidades. (Autoria própria)	31
Figura 4.2 Curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque dos perfis analisados. (Autoria própria)	33
Figura 4.3 Curva do coeficiente de momento pelo ângulo de ataque dos perfis analisados. (Autoria própria)	34
Figura 4.4 Curva do coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque dos perfis analisados. (Autoria própria)	35
Figura 4.5 Modelo tridimensional inicial da aeronave no XFLR5. (Autoria própria, gerado no XFLR5)	36
Figura 4.6 Comparativo entre o coeficiente de sustentação necessário para voo retilíneo, com o CL máximo da aeronave. (Autoria própria).....	37
Figura 4.7 - Orientação de uma aeronave com respeito ao vento relativo. (Herrero, Pau. (2006)).....	39
Figura 4.8 Vista seccionada da asa, apresentando os pontos centrais de força e momento. (Autoria própria)	39
Figura 4.9 Curva do coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque para as configurações de elevon. (Autoria própria)	41
Figura 4.10 Curva do coeficiente de momento versus ângulo de ataque para as duas configurações de elevon. (Autoria própria)	41
Figura 4.11 Curva do coeficiente de sustentação versus o coeficiente de arrasto para as duas configurações de elevon. (Autoria própria).....	42
Figura 4.12 Fluxograma lógico do código de leitura de curvas. (Autoria própria)	43
Figura 4.13 Curva de convergência do ângulo de ataque de trimagem com a evolução das iterações. (Autoria própria).....	45
Figura 4.14 Curva de convergência do ângulo de ataque de trimagem com a evolução das iterações. (Autoria própria).....	46
Figura 4.15 Curva de trimagem da aeronave em MTOW. (Autoria própria).....	46
Figura 4.16 Curva de trimagem da aeronave com peso vazio. (Autoria própria).....	47
Figura 4.17 Deflexão do profundor para trimagem da aeronave em decolagem. (Autoria própria).....	49
Figura 4.18 Deslocamento vertical versus horizontal durante decolagem. (Autoria própria)	49

Figura 4.19 Velocidade vertical versus horizontal durante decolagem. (Autoria própria)	50
Figura 4.20 Velocidade vertical versus horizontal durante decolagem. (Autoria própria)	51
Figura 4.21 Curva do coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque dos perfis analisados. (Autoria própria)	52
Figura 4.22 Suporte dos rolamentos da bancada de teste de tração, impressos em PETG. (Autoria própria)	53
Figura 4.23 Bancada para ensaio de tração. (Autoria própria)	53
Figura 4.24 Curva de potência em voo trimado. (Autoria própria)	55
Figura 4.25 Diagrama v-n. (Autoria própria)	58
Figura 4.26 Fluxograma de modelagem estrutural de aeronave em modelo de elementos finitos. (Autoria própria)	58
Figura 4.27 Representação geométrica da aeronave em Hypermesh® (Autoria própria)	59
Figura 4.28 Vista frontal da aeronave preparada em Hypermesh® para confecção da malha. (Autoria própria)	60
Figura 4.29 Malha estrutural de aeronave em Hypermesh® para confecção do modelo de elementos finitos. (Autoria própria)	61
Figura 4.30 Modelo de elementos finitos da aeronave em Nastran®. (Autoria própria)	61
Figura 4.31 Representação da orientação dos módulos de elasticidade da madeira. (Autoria própria)	62
Figura 4.32 Flexão máxima na asa de 13,244 mm em mergulho. (Autoria própria)	64
Figura 4.33 Torção máxima na asa de 3,32° em cruzeiro com deflexão total de elevons (Autoria própria)	64
Figura 4.34 Tensão máxima de 36,4MPa na longarina (Autoria própria)	65
Figura 4.35 Representação visual da modelagem aerodinâmica da aeronave. (Autoria própria)	67
Figura 4.36 Representação visual do modelo acoplado aerodinâmico-estrutural da aeronave. (Autoria própria)	67
Figura 4.37 Curvas de distribuição de sustentação e momento fletor ao longo da envergadura da asa rígida e deformada em velocidade de mergulho. (Autoria própria)	68
Figura 4.38 Curvas de distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa rígida e deformada em velocidade de cruzeiro com deflexão máxima de superfícies de controle. (Autoria própria)	69
Figura 4.39 Curvas de distribuição de sustentação e momento ao longo da envergadura da asa rígida e deformada em velocidade de mergulho. (Autoria própria)	69
Figura 4.40 Curvas de distribuição de sustentação ao longo da envergadura do elevon em velocidade de cruzeiro com deflexão máxima de superfícies de controle. (Autoria própria)	70
Figura 4.41 Posicionamento do compartimento de carga em relação a o centro de gravidade da aeronave (Autoria própria)	72
Figura 4.42 Detalhes do compartimento de carga (Autoria própria)	72
Figura 4.43 Detalhes do compartimento de carga (Autoria própria)	72

Figura 4.44 Compartimento de carga alocado na aeronave (Autoria própria)	73
Figura 4.45 Sistema dispersor de carga. (Autoria própria)	74
Figura 4.46 Localização do sistema dispersor no compartimento de carga. (Autoria própria)	74
Figura 4.47 Representação visual da concepção inicial do trem de pouso. (Autoria própria)	75
Figura 4.48 Representação visual da concepção inicial do trem de pouso. (Autoria própria)	76
Figura 4.49 Visualização do modelo tridimensional da aeronave. (Autoria própria)	77
Figura 4.50 Disposição da longarina do protótipo. (Autoria própria)	80
Figura 4.51 Base de fixação do motor. (Autoria própria)	80
Figura 4.52 Motor fixado na asa. (Autoria própria)	81
Figura 4.53 Base de isopor do protótipo da aeronave. (Autoria própria)	81
Figura 4.54 Protótipo do VTOL. (Autoria própria)	82
Figura 4.55 Protótipo com eletrônica montada. (Autoria própria).	82
Figura 5.1 Fotografia do voo de teste do protótipo, agosto 2024. (Autoria própria)	84
Figura 6.1 Modos Latero-direcionais em voo de cruzeiro (15 m/s), para ângulos de ataque de -18°, 0° e 18°. (Autoria própria)	85

Lista de Tabelas

Tabela 3.1 Requisitos e necessidades de projeto	20
Tabela 4.1 Limites de velocidade do envelope de voo.	57
Tabela 4.2 Parâmetros da modelagem.	61
Tabela 4.3 Materiais e propriedades da modelagem.	62
Tabela 4.4 Componentes da aeronave na modelagem.	62
Tabela 4.5 Parâmetros da modelagem, elementos e propriedades. (Autoria própria)	66
Tabela 4.6 Parâmetros da modelagem, número de painéis. (Autoria própria)	66
Tabela 4.7 Tabela de massa por componente da aeronave.	77
Tabela 4.8 Tabela de custo por componente da aeronave.	78

Sumário

Sumário	10
1 Introdução	11
2 Revisão Bibliográfica.....	15
2.1 Projeto Conceitual de VANT Tipo Asa	16
2.2 Concepção de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Asa Voadora	17
2.3 Estabilização de uma aeronave asa voadora de asa rígida de decolagem vertical para sistema de geração de energia.....	18
3 Metodologia de Projeto de Aeronaves	19
3.1 Definição de Requisitos e Especificações	19
3.2 Análises Aerodinâmicas	21
3.3 Elementos Finitos	22
3.4 Materiais e Manufatura	23
3.5 Estabilidade e Controle	25
3.6 Decolagem vertical.....	26
3.7 Componentes de um Drone de Asa Fixa	27
3.8 Legislação.....	28
3.9 Análises Estruturais.....	29
3.10 Propulsão e Eficiência Energética	29
3.11 Protótipo, Testes e Validação	30
4 Detalhamento de projeto	30
4.1 Estudo aerodinâmico preliminar.	30
4.1.1 Curva de CL necessário para Voo Retilíneo	30
4.1.2 Definição do perfil aerodinâmico	32
4.1.3 Análise da sustentação da aeronave	35
4.2 Dinâmica de voo e estabilidade.....	37
4.2.1 Definição dos eixos e das forças atuantes.....	38
4.2.2 Definição do tamanho dos Elevons.....	40
4.2.3 Criação de base de curvas tridimensionais	42
4.2.4 Análise de trimagem longitudinal	43
4.2.5 Análise de decolagem e pouso.....	47

4.2.6 Análise de transição	50
4.3 Definição do conjunto motopropulsor.....	51
4.4 Propulsão e Eficiência Energética	54
4.5 Análises Estruturais e de Materiais	55
4.5.1 Envelope de voo.....	56
4.5.2 Modelo de elementos finitos	58
4.5.3 Dimensionamento estrutural	61
4.5.4 Modelo aeroelástico	65
4.5.5 Cargas Estáticas	68
4.5.6 Concepção do Modelo 3D	70
4.5.7 Compartimento de carga	71
4.5.8 Sistema dispersor	73
4.5.9 Trem de Pouso	74
4.5.10 Estimativa de peso vazio	76
4.5.11 Estimativa de Custos	77
4.6 Construção do protótipo	79
5 Resultados	83
6 Conclusão.....	84
Referências.....	86

1 Introdução

A agricultura contemporânea enfrenta desafios substanciais relacionados à eficácia e sustentabilidade de suas práticas produtivas. A busca incessante por métodos inovadores que possam aprimorar a produtividade e mitigar os impactos ambientais negativos é imperativa, dada a crescente demanda por alimentos saudáveis e a necessidade premente de reduzir a utilização de fertilizantes químicos prejudiciais nas áreas cultivadas (Silva et al., 2022). Dentro desse contexto, o presente estudo se propõe a explorar uma solução inovadora e pioneira: o desenvolvimento de uma aeronave EVTOL autônoma para a dispersão de agentes microbiológicos em lavouras por meio de pulverização.

No Brasil, o emprego de agentes macrobiológicos nas lavouras tem experimentado um aumento significativo, impulsionado pela busca por alternativas mais sustentáveis e ecologicamente amigáveis para o controle de pragas agrícolas (Oliveira & Souza, 2021). Os agentes macrobiológicos são organismos vivos que exercem suas funções predatórias, parasitárias ou competitivas sobre as pragas, contribuindo para a redução de suas populações e minimizando os danos às plantações. Insetos, ácaros, nematoides, fungos e bactérias são exemplos desses agentes (Ferreira et al., 2020).

Neste contexto, o presente trabalho propõe uma nova solução para a aplicação de agentes macrobiológicos por meio de uma aeronave EVTOL autônoma. Essa solução será analisada e comparada com as alternativas concorrentes atualmente disponíveis no mercado. A pesquisa busca contribuir significativamente para o avanço da agricultura sustentável, oferecendo uma abordagem inovadora e eficiente para o controle de pragas e doenças nas lavouras.

Além disso, a análise do mercado de drones comerciais reforça a viabilidade deste estudo. De acordo com projeções recentes (Precedence Research, 2023), o setor, avaliado em aproximadamente 43,4 bilhões de dólares em 2023, deverá alcançar 608,28 bilhões em 2031 e impressionantes 1,445 trilhão de dólares em 2034. Esse crescimento exponencial evidencia o crescente interesse e investimento em tecnologias não tripuladas, consolidando o papel dos drones em diversas indústrias, incluindo a agricultura. Esse avanço tecnológico, aliado à busca por soluções mais eficientes e sustentáveis, justifica o desenvolvimento da aeronave proposta neste estudo, atendendo às demandas do setor agrícola e contribuindo para a evolução das práticas de manejo de culturas.

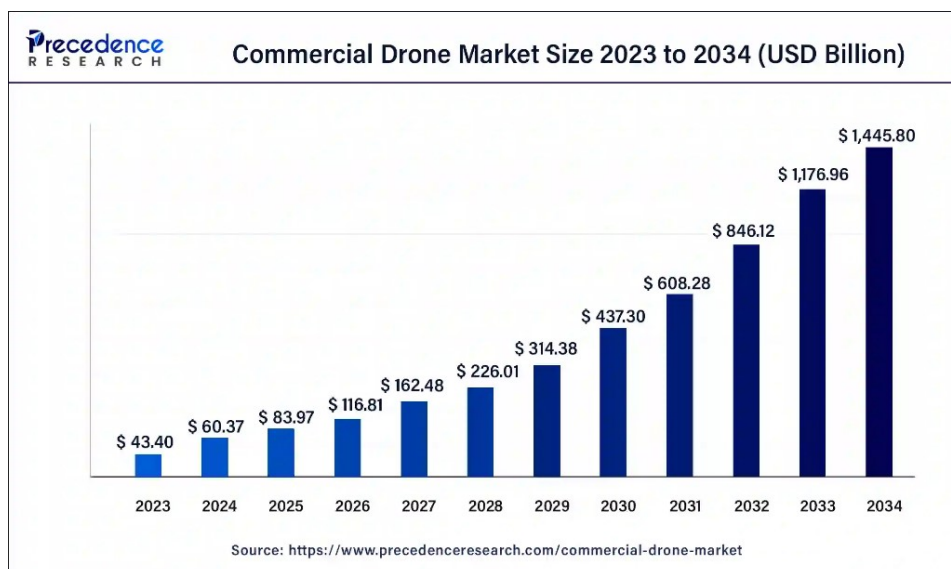


Figura 1.1 Commercial Drone Market Size 2023 to 2034.

Em pesquisas recentes sobre a aplicação de drones na agricultura, observa-se um crescimento significativo no uso dessas aeronaves não tripuladas para o manejo de culturas e controle de pragas. No entanto, especialistas apontam que os drones ainda não substituirão completamente as aeronaves tripuladas nesse setor. Conforme destacado por Andrew Moore, CEO da National Agricultural Aviation Association (NAAA), a relação entre drones e aviões agrícolas é predominantemente complementar, em vez de competitiva. Enquanto os drones são utilizados para alcançar áreas de difícil acesso e substituir certos métodos terrestres, os aviões agrícolas continuam a ser a opção mais eficiente em termos de velocidade e capacidade de carga (DRONELIFE, 2024).

A principal vantagem das aeronaves tripuladas reside na sua rapidez e na capacidade de transportar grandes volumes de produtos para aplicação em lavouras. Moore enfatiza que um avião agrícola pode operar a velocidades de aproximadamente 140 milhas por hora e transportar entre 400 e 500 galões de produtos, enquanto um drone agrícola médio possui capacidade de apenas 15 galões. Isso implica que, apesar dos custos elevados da operação de aeronaves tripuladas, a cobertura de grandes áreas com drones pode ser igualmente dispendiosa devido à necessidade de múltiplos voos e reposição frequente de baterias.

Além disso, a regulamentação do espaço aéreo influencia diretamente o avanço das operações de drones na agricultura. A recente publicação da Federal Aviation Administration (FAA) estabeleceu regras mais rígidas para o voo de drones além da linha de visibilidade

(BVLOS), exigindo que essas aeronaves sempre cedam o direito de passagem para aeronaves tripuladas (DRONELIFE, 2024). Tais medidas reforçam a necessidade de implementação de tecnologias de detecção e evasão para garantir a segurança nas operações agrícolas (DRONELIFE, 2024).

Embora o desenvolvimento de drones agrícolas com maior capacidade de carga seja uma possibilidade futura, Moore ressalta que o aumento do tamanho e peso dessas aeronaves implicará em regulamentações mais rigorosas e custos adicionais. Assim, o cenário atual demonstra que, mesmo com o crescimento da adoção de drones na agricultura, as aeronaves tripuladas continuam sendo essenciais para a eficiência operacional e econômica do setor.

Uma possível solução para preencher parcialmente essa lacuna no mercado agrícola é o uso de aeronaves autônomas do tipo asa-voadora. Diferente dos drones convencionais de rotores, essas aeronaves combinam a autonomia dos UAVs (Unmanned Aerial Vehicle) com a eficiência aerodinâmica dos aviões tradicionais, permitindo maior alcance, velocidade e capacidade de carga.

Um dos exemplos mais notáveis no mercado, e que atua em condições operacionais similares com o presente projeto, é o drone *Arator 5C* da empresa *XMOBOTS*.

O *Arator 5C*, é um drone de asa fixa projetado para operações de mapeamento aéreo de alta eficiência, sendo amplamente utilizado para aplicações agrícolas e topográficas. Com uma estrutura construída a partir de fibras de aramida, carbono e vidro, o modelo se destaca por sua durabilidade e resistência, tornando-se uma opção confiável para operações prolongadas em diferentes condições ambientais. Seu peso total é de cerca de 3,5 kg e sua autonomia de voo atinge até 60 minutos, permitindo um mapeamento de grandes áreas em uma única missão. Sob condições ideais, o drone é capaz de cobrir até 1.200 hectares por voo, considerando um Ground Sample Distance (GSD) de 10 cm e uma sobreposição lateral de 60%. Além disso, o *Arator 5C* se diferencia por ser o único drone de sua categoria autorizado pela Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) a operar acima de 400 pés (cerca de 120 metros).

Um ponto diferencial do modelo é o seu sistema otimizado de decolagem e pouso. Durante a decolagem, sua motorização de alto desempenho proporciona maior potência e estabilidade, garantindo maior segurança na operação. Já o sistema de pouso inteligente analisa a direção e velocidade do vento para otimizar a trajetória de descida, garantindo que a aeronave aterrisse o mais próximo possível do ponto designado, mesmo sob condições climáticas adversas.

A comunicação é realizada por meio de antenas e redes Wi-Fi. O sistema de alimentação

utiliza baterias de íons de lítio. O planejamento e execução de missões são facilitados pelo software XPlanner, que proporciona uma interface intuitiva e eficiente para o piloto, permitindo a configuração rápida e precisa dos voos.

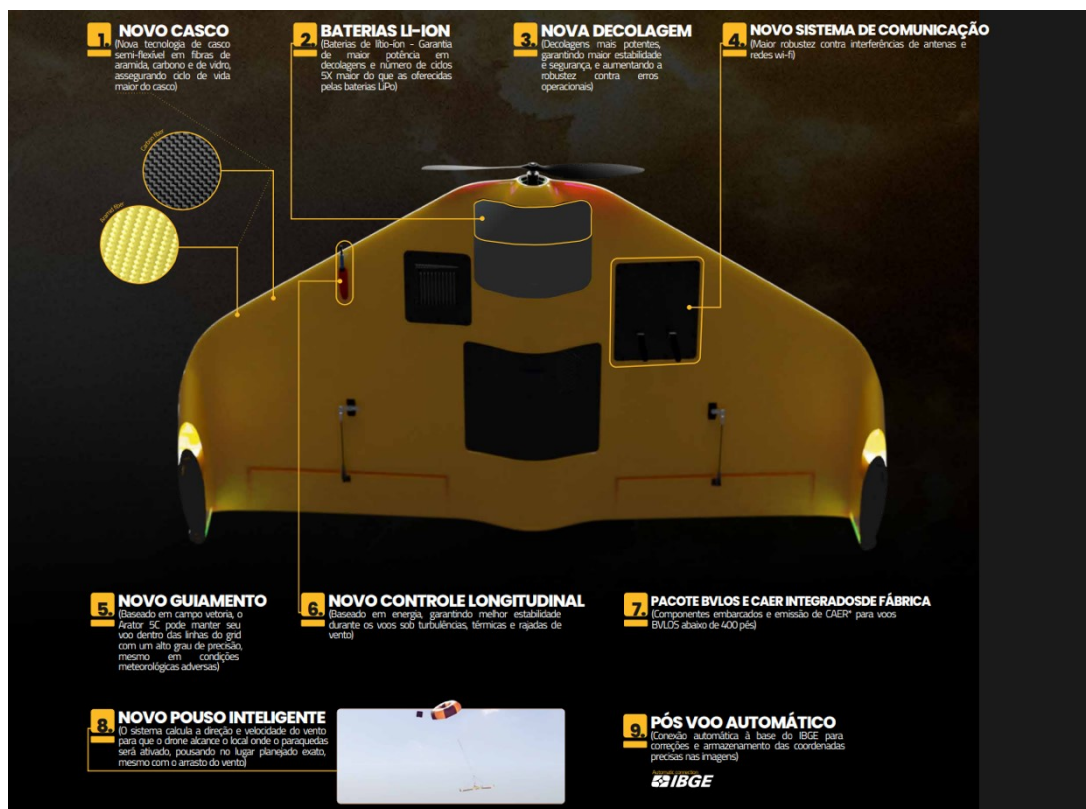


Figura 1.2 Especificações do Arator 5C, desenvolvido pela Xmobots.

Como exemplificado pelo modelo Arator 5C, modelos de asa-voadora podem cobrir grandes extensões de terra em um único voo, reduzindo a necessidade de múltiplas decolagens e trocas de baterias, além de operar de forma autônoma seguindo rotas programadas com alta precisão. Dessa forma, embora ainda não substituam completamente as aeronaves tripuladas, essas tecnologias representam um meio-termo viável entre os drones convencionais e os aviões agrícolas, oferecendo uma alternativa mais eficiente para certas aplicações no setor.

2 Revisão Bibliográfica

2.1 Projeto Conceitual de VANT Tipo Asa

O trabalho de Bruno Oliveira Lopes (2014), desenvolvido na Universidade Federal de Campina Grande, apresenta o projeto conceitual de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) tipo asa voadora fabricado por impressão 3D, oferecendo contribuições significativas para o desenvolvimento de aeronaves elétricas de pequeno porte destinadas à agricultura. A configuração de asa voadora foi selecionada por sua eficiência aerodinâmica, com um perfil aerodinâmico (interpolação entre MH60 e MH80) otimizado para um coeficiente de sustentação entre 0,35 e 0,40, garantindo autonomia e estabilidade essenciais para operações agrícolas em condições adversas. O sistema propulsor elétrico, equipado com um motor brushless de 420 W e uma hélice de 7" x 7", consome até 50 W, sustentado por uma bateria de 5000 mAh que proporciona 69,87 minutos de voo, adequado para monitoramento de grandes áreas de cultivo. A fabricação em ABS por impressão 3D resultou em uma estrutura leve de 340 g capaz de suportar 2 kg, com testes confirmando resistência suficiente para cargas como sensores agrícolas. Simulações CFD no STAR-CCM+ e testes com modelos em ABS e Depron validaram a sustentação e a resposta propulsora, embora a sensibilidade dos controles em ventos fortes indique a necessidade de ajustes na estabilidade. A posição do centro de gravidade a 160 mm do bordo de ataque foi crucial para o equilíbrio, enquanto a 180 mm tornou o VANT incontrolável, um aspecto crítico para VANTs com decolagem vertical, onde o equilíbrio estático é desafiador. A impressão 3D se mostrou uma alternativa viável a métodos convencionais, com potencial para reduzir custos e facilitar a produção de VANTs agrícolas, embora o autor sugira explorar variações de envergadura e enflechamento para aprimorar a estabilidade.

O trabalho conclui que a configuração de asa voadora fabricada por impressão 3D é viável do ponto de vista aerodinâmico e estrutural, atendendo aos requisitos de mercado para VANTs de pequeno porte. Os testes confirmaram a capacidade de sustentação e a eficiência do sistema propulsor, com a estrutura em ABS suportando cargas significativas em relação à sua baixa massa. A impressão 3D demonstrou ser uma alternativa competitiva, desde que otimizada estruturalmente, embora a estabilidade requeira refinamentos, especialmente para operações em condições adversas. O autor recomenda investigar variações geométricas, como envergadura e enflechamento, para amenizar problemas de estabilidade estática e dinâmica que podem ocorrer.

2.2 Concepção de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Asa Voadora

O projeto de Bruno Leonardo Schuster e coautores (2018), desenvolvido na Universidade Federal de Santa Maria, apresenta a concepção de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) tipo asa voadora para fins didáticos, oferecendo contribuições relevantes para o desenvolvimento de aeronaves elétricas de pequeno porte voltadas para aplicações agrícolas. A configuração de asa voadora foi escolhida por sua eficiência aerodinâmica, utilizando o perfil ZAGI12, que proporciona voo estável e lento, ideal para monitoramento agrícola com fácil controle. A estrutura, construída em isopor com reforços de fibra de vidro e elevons em depron, é leve e de baixo custo (cerca de R\$60 para materiais estruturais), adequada para suportar sensores agrícolas. O sistema propulsor elétrico, com motor brushless EMAX CF2B12 de 1534 KV, hélice APC 7x5 e bateria Lipo 3S 2200mAh, garante autonomia suficiente para curtas missões agrícolas, com consumo otimizado pelo controlador eletrônico de velocidade HW30A. A asa, com envergadura de 120 cm, corda raiz de 32 cm, corda ponta de 15 cm e enflechamento de 31 graus, incorpora uma torção de 3 graus para evitar estol na ponta, aumentando a estabilidade, crucial para operações em condições variáveis. Elevons, controlados por dois servos Turnigy Tgy-9018mg, substituem a empenagem, permitindo arfagem e rolagem, com mixagem via rádio Flysky FS-i8 para controle preciso. Winglets em polionda reduzem o arrasto induzido, enquanto a modelagem em SOLIDWORKS® e a análise de perfis no Profili XT 2 validaram o design aerodinâmico. O centro de gravidade (CG) deve ser ajustado experimentalmente, mas sua posição à frente do centro aerodinâmico é crítica para estabilidade, especialmente em VANTs com decolagem vertical, onde o equilíbrio estático é desafiador. O projeto, embora não construído, considera lançamento manual, atendendo aos requisitos de baixo custo (R\$716,20, incluindo R\$380 do rádio) e simplicidade, com potencial para agricultura devido à sua leveza e capacidade de carga.

O trabalho concluiu que a concepção de uma asa voadora com materiais acessíveis e configuração aerodinâmica simplificada é viável para fins didáticos, com potencial aplicação em VANTs agrícolas de pequeno porte. A modelagem digital e a escolha de perfil, motor e superfícies de controle se demonstraram adequadas aos requisitos de estabilidade e custo, embora a construção real dependa de ajustes experimentais no CG e testes de voo. O projeto alcançou os objetivos de aprendizado, proporcionando conhecimentos sobre aerodinâmica, administração de projetos e modelamento digital, além de estabelecer uma base para futuras construções, com recomendações

para detalhamento de componentes e criação de um manual de construção para iniciantes.

2.3 Estabilização de uma aeronave asa voadora de asa rígida de decolagem vertical para sistema de geração de energia

O trabalho de Fuest (2021) detalha os aspectos de estabilidade longitudinal de uma asa voadora rígida, aplicada para geração de energia eólica. Um dos pontos importantes destacados é durante a fase de decolagem e hover. Durante esta fase o controle dos elevons é oriundo quase exclusivamente do escoamento induzido pelo conjunto moto-propulsor, podendo não ser suficiente para estabilizar a aeronave quando sujeita à ventos horizontais. Os autores destacam que ventos horizontais de 5 a 10 m/s, com velocidade horizontal nula, são suficientes para que o momento de arfagem gerado pelo perfil seja maior que o momento máximo que os elevons conseguem exercer. Portanto a aeronave seria incapaz de ser trimada.

Esta consideração é importante, pois correlaciona a velocidade de escoamento induzida com a velocidade do vento horizontal as manobras de hover e decolagem. Os autores destacam regiões operacionais da aeronave, em respeito as velocidades de escoamento vertical e horizontal. As regiões 1 e 2 representam respectivamente condições em que o conjunto moto-propulsor não é capaz de induzir a velocidade de escoamento vertical, e que as superfícies de controle não são capazes de gerar momento suficiente para trimar a aeronave. A região 3 representa as condições onde a aeronave é estáticamente instável, mas ainda possível de ser estabilizada de forma ativa. Já a região 4 apresenta as condições nas quais a aeronave é estáticamente estável.

Os autores realizaram a implementação de um controlador PD, para corrigir o comportamento instável da aeronave em baixas velocidades de escoamento horizontal. A implementação deste se provou efetivo, e corrigiu o estado instável durante a decolagem e voo.

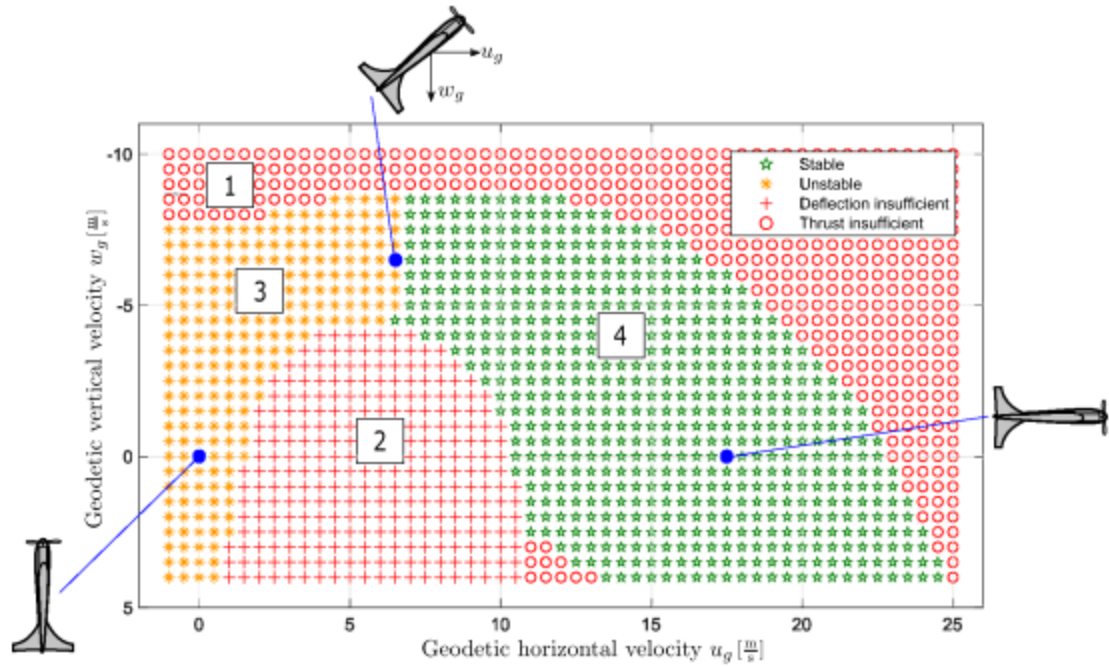


Figura 2.1 Envelopes de voo para diferentes velocidades de escoamento.

3 Metodologia de Projeto de Aeronaves

O projeto de uma aeronave é um processo multidisciplinar que combina princípios de aerodinâmica, estruturas, propulsão, estabilidade e controle, além de considerações econômicas e regulatórias. A metodologia de projeto aeronáutico é estruturada em etapas sequenciais e iterativas, visando transformar requisitos iniciais em um produto final funcional, seguro e eficiente. Segundo Raymer (2018), Roskam (2000) e Anderson (1999), o desenvolvimento de aeronaves segue um ciclo bem definido, que pode ser adaptado a diferentes tipos de veículos aéreos, como aviões convencionais, helicópteros ou drones. A seguir, descrevem-se os desenvolvimentos das principais fases dessa metodologia, no presente projeto.

3.1 Definição de Requisitos e Especificações

A primeira etapa do projeto consiste na definição dos requisitos de missão e das especificações operacionais. Esses requisitos incluem fatores como alcance, capacidade de carga,

autonomia, perfil de voo e restrições de ambiente. Segundo Roskam (2000), essa fase é crucial para garantir que o projeto atenda às necessidades do usuário final.

Os requisitos foram listados conforme as necessidades de entrega do projeto.

Tabela 3.1 Requisitos e necessidades de projeto

Requisito	Necessidade
Configuração asa-voadora.	Alta autonomia operacional.
Envergadura limite de 130 cm.	Portabilidade veicular, deve caber em um veículo comum sem dificuldades.
Corda limite de 50 cm.	Portabilidade veicular, deve caber em um veículo comum sem dificuldades.
Utilização de uma controladora voo.	Capacidade de voo autônomo.
Configuração EVTOL.	Necessidade de pouso/decolagem facilitados, sem estruturas auxiliares.
Limitação de velocidade de operação (15 m/s)	Pulverização devida do microbiológico.
Carga paga	1500 gramas
Tempo de voo necessário para expurgo total da carga	60 minutos
Formato do compartimento de carga	Formato com parte inferior chanfrada, para garantir o expurgo do material.
Relação (Tração/Peso)	1,30

A configuração de asa-voadora foi selecionada para este projeto devido à sua alta eficiência aerodinâmica e maior autonomia de voo quando comparada a outras configurações convencionais, como asas fixas com empenagens ou aeronaves de asas rotativas. Essa escolha se justifica pelo menor arrasto induzido e por apresentar uma melhor relação entre sustentação e consumo energético (Raymer, 2018), quando comparado com drones de asas rotativas, o que é fundamental para atingir um tempo de operação especificado na Tabela 5.1.

O posicionamento do compartimento de carga é estratégico, posicionado abaixo da longarina da asa, de forma simétrica para garantir que não ocorra passeio do centro de massa da aeronave durante a operação. A parte superior do compartimento é pensada de forma a abraçar a longarina por baixo, já a parte inferior necessita de ser chanfrada para facilitar a expulsão do material microbiológico durante o voo. Isso ocorre porque o material microbiológico possui uma textura similar a pó, e pode acabar acumulando nos cantos do compartimento.

O dimensionamento da asa da aeronave foi estabelecido considerando não apenas a eficiência aerodinâmica, mas também restrições logísticas. O projeto visa garantir que o veículo possa ser transportado confortavelmente em automóveis comuns, fator essencial para sua aceitação

comercial e operacional. Essa limitação de espaço também justifica a decisão de evitar superfícies estabilizadoras verticais, optando por um controle baseado exclusivamente em superfícies móveis na asa, como elevons (Anderson, 2011).

Existe necessidade de um sistema de controle de voo automatizado, dado que a aeronave deve operar de maneira autônoma em missões programadas. A controladora de voo desempenha um papel central na estabilidade e navegabilidade da aeronave, possibilitando que as respostas às perturbações externas e aos comandos de missão sejam precisas e seguras (Stevens & Lewis, 2003).

A capacidade de decolagem e pouso vertical (EVTOL) foi definida como um requisito primário do projeto, pois elimina a necessidade de infraestrutura específica, como pistas de pouso, e reduz a exigência de treinamento especializado para operadores. Isso permite que a aeronave seja facilmente utilizada por agricultores e técnicos sem formação aeronáutica avançada, atendendo diretamente à lacuna existente no mercado agrícola para veículos aéreos autônomos de pulverização e aplicação de agentes biológicos (Sadraey, 2012).

Além disso, a velocidade operacional máxima da aeronave foi estabelecida em 15 m/s, valor determinado com base na necessidade de manter uma alta eficiência na dispersão de agentes microbiológicos. Estudos indicam que velocidades superiores podem comprometer a distribuição uniforme do material aplicado, reduzindo a eficácia da operação. Dessa forma, essa limitação não apenas otimiza o consumo energético da aeronave, mas também garante a qualidade da aplicação agrícola.

Dessa maneira, a concepção deste projeto baseia-se em critérios técnicos e operacionais que buscam alinhar eficiência aerodinâmica, autonomia, facilidade de uso e desempenho adequado para sua aplicação no setor agrícola, garantindo viabilidade comercial e impacto positivo no mercado.

3.2 Análises Aerodinâmicas

No desenvolvimento de um drone de asa fixa, as análises aerodinâmicas constituem uma etapa crucial, pois determinam o desempenho em voo, a eficiência energética e a capacidade de atender às demandas do projeto. Essas análises envolvem a avaliação de sustentação, arrasto, momentos aerodinâmicos e distribuição de pressão ao longo das superfícies da aeronave, como

asa e fuselagem. Para realizar tais estudos, engenheiros recorrem a uma gama de ferramentas que combinam métodos computacionais, experimentais e analíticos, cada uma fundamentada em teorias específicas e oferecendo vantagens e desafios distintos.

Diversas outras ferramentas podem ser utilizadas para análise aerodinâmica, como o OpenFOAM, ANSYS Fluent, DATCOM e testes em túnel de vento. Cada uma possui vantagens específicas, variando entre rapidez computacional, fidelidade tridimensional e geração de dados experimentais. No entanto, considerando a familiaridade da equipe, os recursos disponíveis e a natureza preliminar do projeto, optou-se pelo uso do **XFOIL**, uma ferramenta baseada em métodos de painéis 2D com modelagem de camada limite, apropriada para aeronaves de pequeno porte operando em baixos números de Reynolds. Apesar de suas limitações em ângulos elevados de ataque e escoamentos tridimensionais, ele oferece resultados satisfatórios para análises iniciais com baixo custo computacional.

3.3 Elementos Finitos

No contexto do projeto de um drone de asa fixa, as análises por elementos finitos (Finite Element Analysis – FEA) desempenham um papel essencial ao avaliar a integridade estrutural de componentes como asas, fuselagem e empenagem sob cargas aerodinâmicas, gravitacionais e operacionais. Essa abordagem permite prever tensões, deformações e modos de falha, garantindo que o drone seja leve, resistente e seguro. Diversas ferramentas computacionais são empregadas nesse processo, cada uma fundamentada em princípios matemáticos específicos e oferecendo benefícios e desafios que influenciam sua aplicação no desenvolvimento da aeronave.

Uma das ferramentas mais reconhecidas é o ANSYS Mechanical, amplamente utilizado em projetos aeroespaciais. Baseado no método dos elementos finitos, o ANSYS discretiza a estrutura em elementos menores, resolvendo as equações diferenciais da mecânica dos sólidos – como as equações de equilíbrio e as relações constitutivas de Hooke – por meio de aproximações numéricas. Essa abordagem permite simular o comportamento de materiais isotrópicos ou compostos sob condições complexas de carregamento. Sua principal vantagem reside na capacidade de integrar análises estruturais com simulações aerodinâmicas (via Fluent, por exemplo), além de oferecer uma interface robusta e suporte técnico abrangente.

Outra opção relevante é o Abaqus, igualmente fundamentado no método dos elementos

finitos. Este software resolve as equações governantes da mecânica do contínuo, utilizando formulações implícitas ou explícitas dependendo da natureza do problema – estático ou dinâmico, como vibrações ou impactos. O Abaqus se destaca por sua capacidade de modelar materiais não lineares, como compósitos ou plásticos, e por simular interações complexas, como o contato entre superfícies. Essa versatilidade o torna ideal para analisar componentes do drone sujeitos a cargas variáveis, como asas flexíveis.

Além das ferramentas computacionais, métodos analíticos simplificados, como a teoria de vigas de Euler-Bernoulli ou a teoria das placas de Kirchhoff, são frequentemente utilizados na fase preliminar do projeto. Essas abordagens modelam componentes como vigas (asas) ou superfícies planas (fuselagem) com equações diferenciais que descrevem flexão e torção, oferecendo soluções rápidas para estimativas iniciais de deformação e resistência. Sua simplicidade e baixo custo computacional são vantagens claras, mas elas falham em capturar comportamentos complexos, como concentrações de tensões ou efeitos tridimensionais, tornando-as complementares às simulações por FEA.

A literatura oferece fundamentação sólida para o uso dessas ferramentas. Cook et al. (2001), em *Concepts and Applications of Finite Element Analysis*, detalham os princípios do método dos elementos finitos, com exemplos aplicáveis à análise de estruturas aeroespaciais, sendo uma referência clássica para o ANSYS e Abaqus. Reddy (2005), em *An Introduction to the Finite Element Method*, explora formulações teóricas que sustentam ferramentas como o CalculiX, enfatizando aplicações em engenharia. No campo dos drones, o trabalho de Shkarayev et al. (2008), publicado no *Journal of Aircraft*, utiliza o Abaqus para analisar asas de compósitos em microdrones, destacando a importância da modelagem de materiais anisotrópicos. Já Budiyo et al. (2011), em *Finite Element Analysis of Aircraft Structures*, aplicam o ANSYS para otimizar a estrutura de UAVs, integrando dados aerodinâmicos e estruturais.

3.4 Materiais e Manufatura

A escolha de materiais e processos de manufatura no projeto de um drone de asa fixa é um passo crítico para equilibrar desempenho, peso, custo e durabilidade, fatores que impactam diretamente a resistência estrutural, a eficiência aerodinâmica e a viabilidade econômica da aeronave. Diversos materiais e técnicas de fabricação são empregados nesse contexto, cada um

fundamentado em princípios da ciência dos materiais e da engenharia de produção, oferecendo vantagens específicas e desafios que orientam sua aplicação.

Um dos materiais mais utilizados é o compósito de fibra de carbono, formado por fibras de carbono embebidas em uma matriz polimérica, como resina epóxi. Conforme Callister e Rethwisch (2016) explicam em *Ciência e Engenharia de Materiais*, sua alta resistência à tração e rigidez decorrem das propriedades anisotrópicas das fibras, enquanto a leveza é garantida pela matriz, seguindo os princípios da micromecânica dos compósitos. Esse material é ideal para asas e fuselagem, pois suporta cargas elevadas com peso reduzido, otimizando a relação sustentação-peso. A manufatura, frequentemente realizada por laminação manual ou moldagem por transferência de resina (RTM), é detalhada por Groover (2010) em *Fundamentals of Modern Manufacturing* como um processo que assegura precisão na orientação das fibras. Contudo, o custo elevado das matérias-primas e a necessidade de mão de obra qualificada ou equipamentos especializados, como apontado por Soutis (2005) em *Fibre Reinforced Composites in Aircraft Construction*, publicado no *Progress in Aerospace Sciences*, tornam sua aplicação desafiadora em produções de pequena escala.

Para prototipagem rápida ou projetos de baixo custo, os polímeros termoplásticos, como ABS e PLA, ganham destaque. Sua utilização é fundamentada na teoria da viscoelasticidade dos polímeros, conforme descrito por Callister e Rethwisch (2016), que explica como esses materiais combinam leveza e maleabilidade. A impressão 3D, um processo de manufatura aditiva baseado na deposição camada por camada, é explorada por Groover (2010) como uma técnica que reduz o tempo de fabricação e permite flexibilidade de design, sendo ideal para carenagens ou componentes não estruturais. No entanto, a resistência mecânica limitada e a baixa tolerância a temperaturas elevadas restringem sua aplicação em partes críticas.

A madeira balsa, tradicional em aeromodelos, também é usada em drones leves. Sua alta resistência específica, explicada pela teoria da mecânica dos materiais celulares em Callister e Rethwisch (2016), a torna leve e fácil de trabalhar, com manufatura baseada em corte e colagem simples. Apesar disso sua baixa durabilidade e resistência à umidade, como observado por Valavanis e Vachtsevanos (2015) em *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, limitam sua escalabilidade e uso em longo prazo.

Assim, a seleção de materiais e processos depende dos objetivos do projeto. Compósitos de fibra de carbono oferecem desempenho superior, mas com custo alto; alumínio equilibra

resistência e economia; polímeros termoplásticos favorecem prototipagem; e a balsa atende a soluções simples.

3.5 Estabilidade e Controle

A estabilidade e o controle são aspectos fundamentais no projeto de um drone de asa fixa, pois garantem que a aeronave mantenha uma trajetória previsível e responda adequadamente aos comandos do piloto ou do sistema autônomo. Esses elementos envolvem a análise do equilíbrio dinâmico e estático em voo, bem como o projeto de sistemas que ajustam a atitude da aeronave sob diferentes condições operacionais. Diversas abordagens teóricas e ferramentas são empregadas para alcançar esses objetivos, cada uma com vantagens específicas e desafios que orientam sua aplicação no desenvolvimento do drone.

A estabilidade estática, que determina a tendência da aeronave a retornar à posição de equilíbrio após uma perturbação, é frequentemente analisada com base na teoria clássica da estabilidade longitudinal e lateral, como descrito por Nelson (1998) em *Flight Stability and Automatic Control*. Essa teoria considera o posicionamento do centro de gravidade em relação ao centro aerodinâmico e os momentos gerados por superfícies como asa e estabilizadores. Ferramentas analíticas simples, como equações de equilíbrio de forças e momentos, permitem estimar margens de estabilidade em fases iniciais do projeto. Sua vantagem reside na rapidez e na simplicidade, mas essas abordagens não capturam efeitos dinâmicos complexos ou perturbações externas, como rajadas de vento.

Para uma análise mais abrangente, a estabilidade dinâmica é avaliada por meio das equações de movimento linearizadas, fundamentadas na dinâmica de corpos rígidos e na teoria de sistemas de controle. Etkin e Reid (1996), em *Dynamics of Flight: Stability and Control*, detalham como essas equações, resolvidas via transformadas de Laplace, descrevem os modos de oscilação da aeronave, como o modo fugoide e *dutch-roll*. Softwares como o MATLAB/Simulink são amplamente utilizados para simular esses comportamentos, permitindo ajustar parâmetros como o tamanho do estabilizador vertical ou o diedro da asa. Segundo Stevens et al. (2015) em *Aircraft Control and Simulation*, o MATLAB oferece a vantagem de integrar modelos aerodinâmicos e de controle em um ambiente computacional acessível, mas exige modelagem precisa dos coeficientes aerodinâmicos, o que pode ser um desafio em projetos iniciais com dados limitados.

O controle ativo, essencial para drones autônomos, é implementado por sistemas como controladores PID (Proporcional-Integral-Derivativo) ou algoritmos baseados em controle ótimo, como o LQR (Linear Quadratic Regulator). Esses métodos, fundamentados na teoria de controle automático, ajustam superfícies como ailerons e leme para corrigir desvios em tempo real. Cook (2012), em *Flight Dynamics Principles*, destaca que o PID é simples de implementar e eficaz para estabilização básica, enquanto o LQR, mais sofisticado, otimiza o desempenho em múltiplos eixos. A vantagem desses sistemas é a capacidade de adaptar o drone a missões específicas, mas a complexidade de programação e a dependência de sensores precisos, como giroscópios e acelerômetros, aumentam os custos e os riscos de falha.

3.6 Decolagem vertical

Diferentemente das aeronaves de asa fixa convencionais, que dependem do fluxo de ar sobre as asas para gerar sustentação, aeronaves VTOL devem produzir diretamente uma força ascendente capaz de superar a força gravitacional para iniciar o voo.

Segundo Anderson (1999), a condição fundamental para que ocorra a decolagem vertical é que a tração total dos motores seja igual ou superior ao peso da aeronave. Em termos práticos, isso implica que a razão tração-peso (T/W) deve ser maior que 1, idealmente com alguma margem de segurança para compensar perdas de eficiência, variações de carga e condições ambientais desfavoráveis. Não existe legislação nem recomendações a respeito da razão tração-peso de uma aeronave de decolagem vertical. Neste aspecto os drones apresentam resultados melhores, pois de forma geral, apresentam mais disponibilidade de motor. No caso de uma aeronave tipo asa-voadora de decolagem vertical, o peso da asa incrementa a dificuldade de obtenção de um alto valor de tração-peso. Portanto a margem de segurança deve ser avaliada de forma criteriosa.

Drela (2003), ao analisar aeronaves em regimes de baixos números de Reynolds, destaca a importância do dimensionamento adequado de hélices e rotores, uma vez que a eficiência da propulsão afeta diretamente a capacidade de gerar tração suficiente com motores elétricos. Em aeronaves elétricas, o desempenho do sistema depende não apenas do motor, mas também da capacidade da bateria em fornecer corrente contínua e sustentada sem queda abrupta de tensão, o que pode comprometer a tração real disponível em voo (Sadraey, 2013).

Além disso, Raymer (2012) salienta que o projeto de aeronaves VTOL deve considerar o

efeito do fluxo de ar descendente (downwash) em superfícies próximas e estruturas do próprio veículo, o que pode reduzir a eficiência da propulsão durante a decolagem. Para mitigar esses efeitos, são comuns o uso de múltiplos rotores distribuídos, posicionamento estratégico dos motores e controle vetorial de empuxo. A necessidade de tração suficiente também está diretamente relacionada ao posicionamento do centro de massa e à estabilidade durante a fase inicial de voo. Etkin & Reid (1996) explicam que qualquer desalinhamento entre o vetor de tração e o centro de gravidade pode gerar momentos indesejados, tornando o controle da aeronave mais difícil. Por isso, o balanceamento da estrutura e o uso de controladores automáticos são estratégias adotadas para garantir estabilidade.

Em projetos experimentais, como os apresentados por Roskam (2000), os testes empíricos frequentemente revelam discrepâncias entre os valores de tração medidos em bancada (em fonte de energia constante) e aqueles obtidos em voo com baterias. Isso se deve a fatores como resistência elétrica, limitação de corrente e aquecimento dos componentes, o que reforça a importância de incluir margens de segurança ao projetar a tração mínima necessária para decolagem. Por fim, estudos contemporâneos indicam que, para aumentar a autonomia e reduzir o consumo de energia, é vantajoso minimizar o tempo de transição da fase vertical para o voo de cruzeiro, onde a sustentação pode ser gerada pelas asas. Isso reduz a dependência contínua da tração vertical e melhora a eficiência energética geral da missão (Torenbeek, 1982; Brandt & Stiles, 2011).

3.7 Componentes de um Drone de Asa Fixa

Os componentes de um drone de asa fixa – estrutura, propulsão, controles, controlador, energia e sensores – são essenciais para seu desempenho e funcionalidade. Cada um é projetado com base em princípios de engenharia, oferecendo vantagens e desafios.

A estrutura (asa, fuselagem, empenagem) gera sustentação e estabilidade, fundamentada na teoria aerodinâmica de Bernoulli, como Anderson (2010) explica em *Fundamentals of Aerodynamics*. Materiais como compósitos ou alumínio são leves e resistentes, mas caros e complexos de fabricar. O sistema de propulsão, geralmente um motor elétrico com hélice, converte energia em empuxo, segundo Anderson (2010). Motores brushless, destacados por Valavanis e Vachtsevanos (2015) em *Handbook of Unmanned Aerial Vehicles*, são eficientes, mas a

autonomia é limitada por baterias.

Os controles de voo (ailerons, profundor, leme) ajustam a atitude, baseados em princípios de controle aerodinâmico descritos por Nelson (1998) em *Flight Stability and Automatic Control*. Servomotores garantem precisão, mas são suscetíveis a falhas. O controlador de voo, um microprocessador, usa algoritmos PID para estabilidade, conforme Stevens et al. (2015) detalham em *Aircraft Control and Simulation*. É versátil, mas exige sensores caros e programação complexa.

O sistema de energia, com baterias LiPo, oferece alta densidade energética, como Valavanis e Vachtsevanos (2015) apontam, mas apresenta riscos de superaquecimento. Os sensores (GPS, câmeras) permitem navegação, segundo Stevens et al. (2015), sendo precisos, porém demandam espaço e energia.

3.8 Legislação

A legislação é um fator determinante no projeto e operação de um drone de asa fixa, pois estabelece as regras que garantem sua utilização segura e legal. No Brasil, essas normas são essenciais para alinhar o desenvolvimento técnico às exigências regulatórias, influenciando diretamente o design e as funcionalidades da aeronave.

Conforme Santos e Lima (2023) descrevem em *Projeto de um Drone Utilizando Técnicas de Engenharia*, a ANAC (Agência Nacional de Aviação Civil) regula os drones por meio do RBAC-E nº 94, que define limites como peso máximo de 25 kg para operações simplificadas, altitude de até 120 metros e manutenção da linha de visada (VLOS). Essas regras, fundamentadas em princípios de segurança aérea, permitem o uso recreativo e profissional com clareza, mas restringem aplicações avançadas, como voos além da linha de visada (BVLOS), exigindo autorizações específicas. Os autores destacam que o registro do drone junto à ANAC é obrigatório, oferecendo rastreabilidade, embora implique maior burocracia e custos.

Santos e Lima (2023) também apontam a influência de diretrizes internacionais, como as da OACI (Organização da Aviação Civil Internacional), que orientam a integração de drones ao espaço aéreo. Isso facilita a padronização, mas adaptações locais são necessárias, o que pode complicar o projeto. Além disso, aspectos de privacidade, ligados a sensores como câmeras, devem atender à legislação brasileira, como a LGPD, limitando certas funcionalidades, mas protegendo os direitos dos cidadãos.

O trabalho de Santos e Lima (2023) enfatiza que compreender essas normas é crucial para o sucesso do drone, desde a concepção até a operação. A legislação, portanto, assegura segurança e conformidade, mas impõe desafios de adaptação e custo, exigindo que o projeto, como detalhado em Projeto de um Drone Utilizando Técnicas de Engenharia, seja ajustado às exigências legais.

3.9 Análises Estruturais

A viabilidade estrutural do projeto depende de uma seleção adequada de materiais e da distribuição de cargas. As aeronaves do tipo asa-voadora requerem estruturas leves, porém resistentes, devido à ausência de uma fuselagem convencional que redistribua os esforços. Segundo Megson (2010), métodos de elementos finitos (FEM) são amplamente utilizados para validar a resistência da estrutura em diferentes condições de carregamento. Materiais compostos, como fibra de carbono e kevlar, são frequentemente empregados para maximizar a relação resistência/peso. A ferramenta de escolha para as análises do projeto foi o ANSYS Mechanical.

Sua capacidade de integração de análises estruturais e aerodinâmicas se mostra útil para verificar valores de momento e sustentação da asa obtidos pela ferramenta XFOIL, além de apresentar resultados confiáveis para estudos estruturais.

3.10 Propulsão e Eficiência Energética

A escolha do sistema de propulsão impacta diretamente a autonomia e o desempenho da aeronave. No contexto de aeronaves elétricas, como os EVTOLs agrícolas, a eficiência dos motores, o dimensionamento das baterias e o sistema de distribuição de energia devem ser otimizados para garantir maior tempo de operação (Brandt & Stiles, 2011). A análise do empuxo necessário em diferentes condições de voo é fundamental para dimensionar corretamente o sistema propulsivo.

O momento de maior criticidade para o conjunto motopropulsor é durante a decolagem, quando a aeronave está com seu maior peso. Nesta fase de voo é esperada a maior tração requerida, e deve ser o ponto de foco do projeto para definição da tração necessária.

3.11 Protótipo, Testes e Validação

Após as análises computacionais, a construção de protótipos permite validar as previsões teóricas e realizar ajustes finais. Testes em túnel de vento e ensaios de voo são etapas essenciais para verificar o comportamento da aeronave e sua conformidade com os requisitos iniciais (Sadraey, 2013). A instrumentação embarcada fornece dados experimentais que podem ser comparados com as simulações computacionais, permitindo refinamentos no modelo final.

O refino e análise detalhada dos dados obtidos em voo está fora do foco do projeto, mas essa etapa é de suma importância para próximas iterações desta aeronave. O objetivo do teste de voo é realizar uma decolagem transicionar para voo reto. Sendo estes atendidos, o protótipo conclui sua missão com sucesso.

4 Detalhamento de projeto

Esta seção visa descrever a execução das etapas do projeto, aprofundando os requisitos, a concepção, os desenhos e as análises que envolvem o projeto desta aeronave.

4.1 Estudo aerodinâmico preliminar.

4.1.1 Curva de CL necessário para Voo Retilíneo

A avaliação do desempenho aerodinâmico é essencial para prever as forças atuantes na aeronave durante o voo. O uso de softwares como XFLR5 permite obter coeficientes de sustentação, arrasto e momento em função do ângulo de ataque e da deflexão dos comandos de voo. A metodologia de análise aerodinâmica baseia-se na teoria de linha de sustentação (Prandtl, 1920) e em métodos de painéis, que fornecem aproximações eficazes para aeronaves de pequeno porte, mas não para baixo número de Reynolds (Drela, 2003). Outras abordagens, como CFD, DATCOM e OpenFOAM também poderiam ser utilizados para esta etapa. No entanto, pela familiaridade com o XFOIL, e, considerando o caráter do projeto, o XFOIL foi escolhido como ferramenta de análise.

Como as dimensões de corda e envergadura foram definidas pelos requisitos de

portabilidade do projeto (Tabela 5.1), é possível obter os valores de coeficientes de sustentação necessário para voo retilíneo uniforme, para diferentes velocidades de voo, dentro das condições esperadas de operação.

A curva de sustentação pela velocidade desempenha um papel essencial no projeto conceitual de uma aeronave. Esta curva oferece informações fundamentais sobre a capacidade de geração de sustentação da aeronave em diversas velocidades condições de voo. Através da análise da curva, pode-se determinar a velocidade mínima necessária para realizar com segurança tanto a transição quanto o pouso da aeronave. Para produção desta curva, considera-se que o motor não auxilia na sustentação da aeronave, sendo toda sustentação oriunda da superfície da asa. O MTOW considerado para esta análise foi de 3200 gramas. A figura 4.1 apresenta a curva do coeficiente de sustentação necessário para distintas velocidades de voo.

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L \cdot S$$

$$\rho = 1,225 \left[\frac{kg}{m^3} \right]$$

$$S = 0,65 [m^2]$$

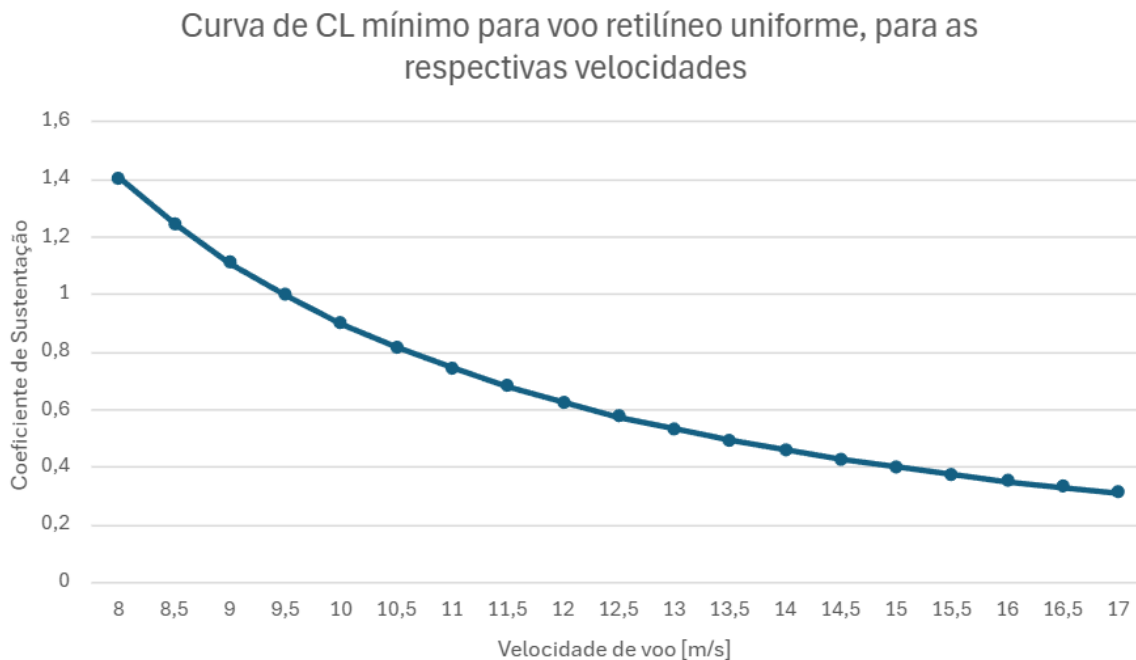


Figura 4.1 Curva de CL mínimo para voo retilíneo uniforme, para as respectivas velocidades. (Autoria própria)

4.1.2 Definição do perfil aerodinâmico

O objetivo central deste projeto é demonstrar a viabilidade da concepção proposta para a aeronave. Dessa forma, a seleção do perfil aerodinâmico não foi conduzida com um foco exaustivo em otimização, mas sim com critérios que viabilizassem a fabricação e o desempenho adequado para o modelo de teste. Um dos principais critérios estabelecidos foi a escolha de um aerofólio simétrico, de modo a minimizar o momento de arfagem em baixos ângulos de ataque, o que simplifica o controle longitudinal da aeronave e reduz a complexidade estrutural durante a construção do protótipo (Anderson, 2011).

Dentre os perfis analisados, foram considerados o NACA 006, NACA 008, NACA 0010 e o FX 71-L-150/30. O perfil FX 71-L-150/30 se destaca por ser amplamente utilizado em configurações de asas voadoras, devido à sua estabilidade em diferentes ângulos de ataque e ao seu comportamento favorável em relação ao momento aerodinâmico. Diferentemente dos aerofólios NACA simétricos, que apresentam um coeficiente de momento praticamente constante e próximo de zero, o FX 71-L-150/30 foi projetado especificamente para minimizar as oscilações de momento em asas sem empenagem, tornando-o um candidato ideal para o conceito adotado (Drela, 1989).

Para validar a escolha do aerofólio, foram geradas curvas comparativas no número de Reynolds correspondente à fase de cruzeiro da aeronave, estimado em 300.000. Esse regime de escoamento é o mais relevante para a análise, pois representa a condição na qual a aeronave passará a maior parte do tempo de voo. Os resultados indicaram que o FX 71-L-150/30 apresenta uma melhor capacidade de geração de sustentação em comparação aos aerofólios NACA considerados, além de manter uma variação reduzida do coeficiente de momento em função do ângulo de ataque incidente. Esse comportamento era esperado, visto que aerofólios projetados para asas voadoras tendem a apresentar uma melhor distribuição de pressão ao longo da superfície, reduzindo o momento de arfagem e facilitando o equilíbrio aerodinâmico da aeronave (Raymer, 2018).

Dessa forma, com base nos critérios estabelecidos e nos resultados obtidos, optou-se pela adoção do perfil FX 71-L-150/30 para o projeto. Essa escolha permite garantir um desempenho aerodinâmico estável e compatível com os requisitos operacionais da aeronave, ao mesmo tempo que simplifica a fabricação e os ajustes necessários durante o desenvolvimento do modelo

experimental. A Figura 4.2 apresenta os coeficientes de sustentação dos perfis candidatos, para ângulos de ataque de -20° a 25° . Nota-se que dentre os perfis o FX 71-L-150/30 apresenta o maior coeficiente de sustentação. O coeficiente de sustentação para os perfis NACA, em ângulos de ataque acima de 20° , apresentam valores maiores que o máximo do perfil FX. Porém, estes valores estão depois da região de estol por consequência não são confiáveis. Isso se reflete em ângulos de ataque negativos.

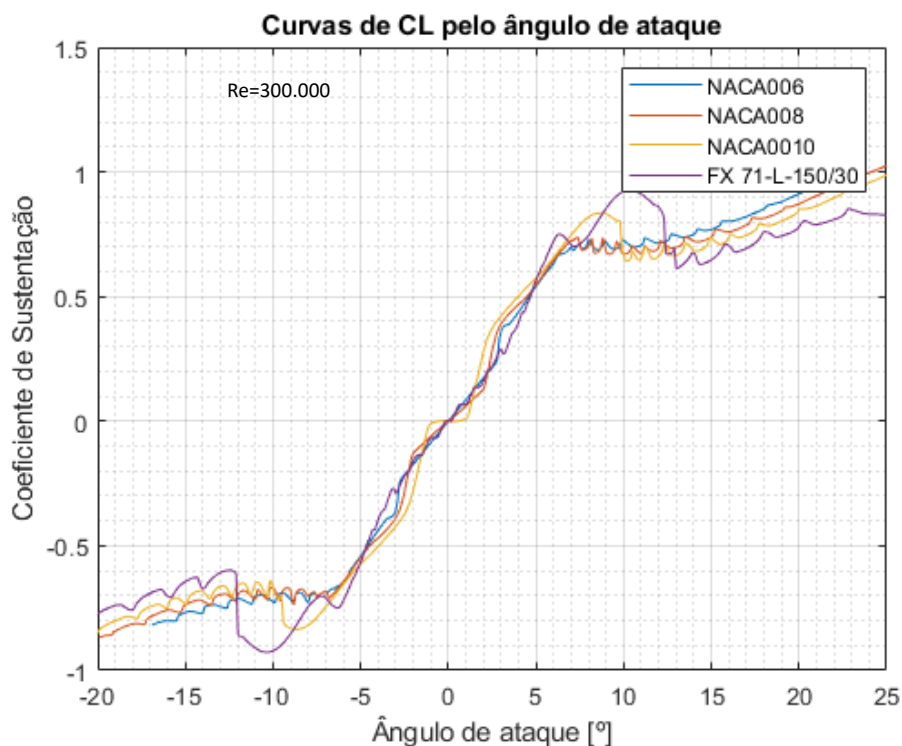


Figura 4.2 Curva do coeficiente de sustentação pelo ângulo de ataque dos perfis analisados. (Autoria própria)

A figura 4.3 apresenta os coeficientes de momento dos perfis candidatos, para ângulos de ataque de -20° a 25° . A curva de momento de um perfil é de extrema importância quando se trata de asas voadoras. Isso porque devido à falta de empenagem horizontal a asa depende de perfis com valores baixos de momento e com pouca variação de momento em relação ao ângulo de ataque.

Com isso em mente os perfis NACA não apresentam momento em ângulo de ataque zero, pelo fato de serem simétricos. Porém eles apresentam variações de momento agudas pontuais de acordo com a mudança do ângulo de ataque. O NACA006 é o que apresenta o comportamento mais ideal entre os perfis NACA estudados. O perfil FX 71-L-150/30 por outro lado, não é

simétrico, e apresenta um leve momento em ângulo zero. Entretanto, seu ponto forte é a estabilidade do momento em relação ao ângulo de ataque, principalmente entre ângulos de -5° a 5° , e, com variações amenas entre -10° e 10° .

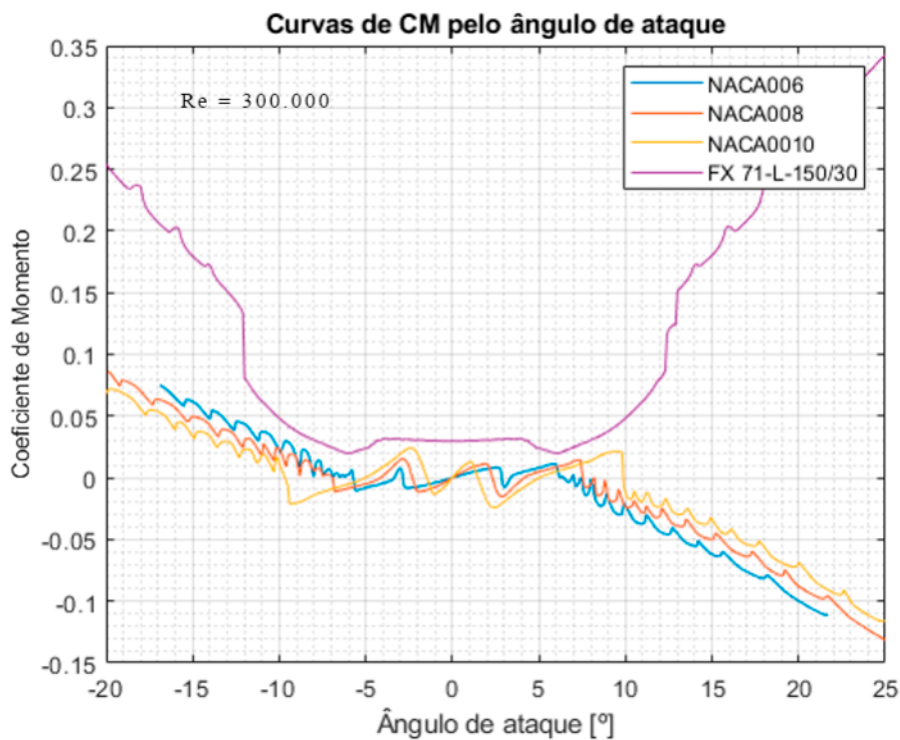


Figura 4.3 Curva do coeficiente de momento pelo ângulo de ataque dos perfis analisados. (Autoria própria)

A figura 4.4 apresenta os coeficientes de arrasto dos perfis candidatos, para ângulos de ataque de -20° a 25° . Nesta curva nota-se que o perfil FX 71-L-150/30 apresenta um maior coeficiente de arrasto de forma geral do que os perfis NACA. Isso pode ser atribuído à sua maior espessura de forma geral.

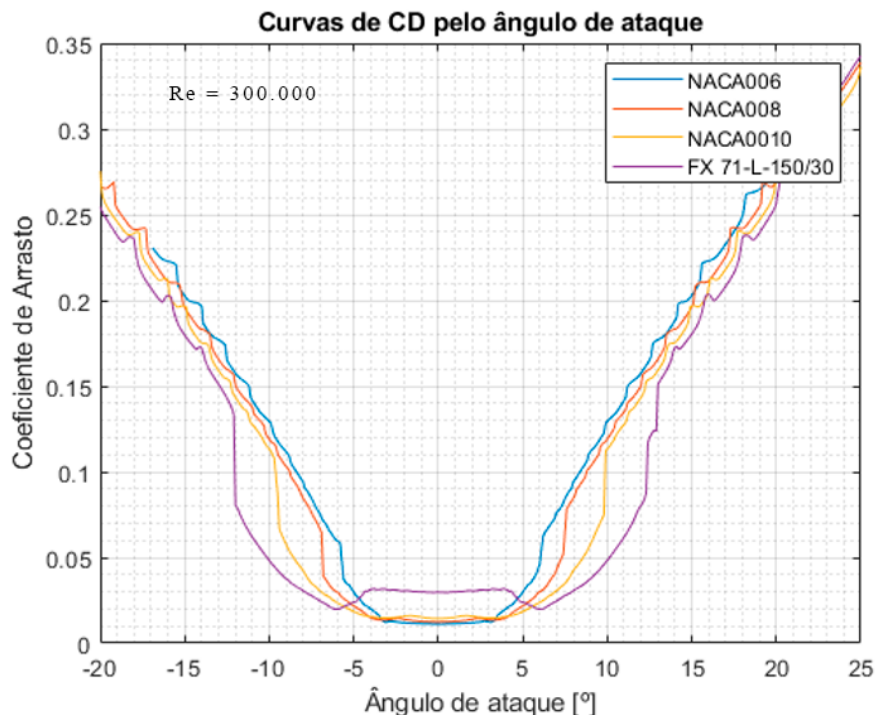


Figura 4.4 Curva do coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque dos perfis analisados. (Autoria própria)

Principalmente devido ao comportamento do momento do perfil, optou-se pelo perfil FX 71-L-150/30. A combinação de seu momento estável em relação ao ângulo de ataque, e, seu alto valor de sustentação máxima tornam dele o melhor candidato dentre os perfis analisados. Um alto valor de sustentação máxima vai possibilitar que a aeronave realize a transição para voo de cruzeiro em uma velocidade menor. Uma baixa variação de momento favorece o controle e a estabilidade da aeronave.

4.1.3 Análise da sustentação da aeronave

Para obtenção das curvas de sustentação, arrasto e momento da aeronave como um todo, utilizou-se o XLFR5. Neste a aeronave foi modelada como mostrado na figura abaixo.

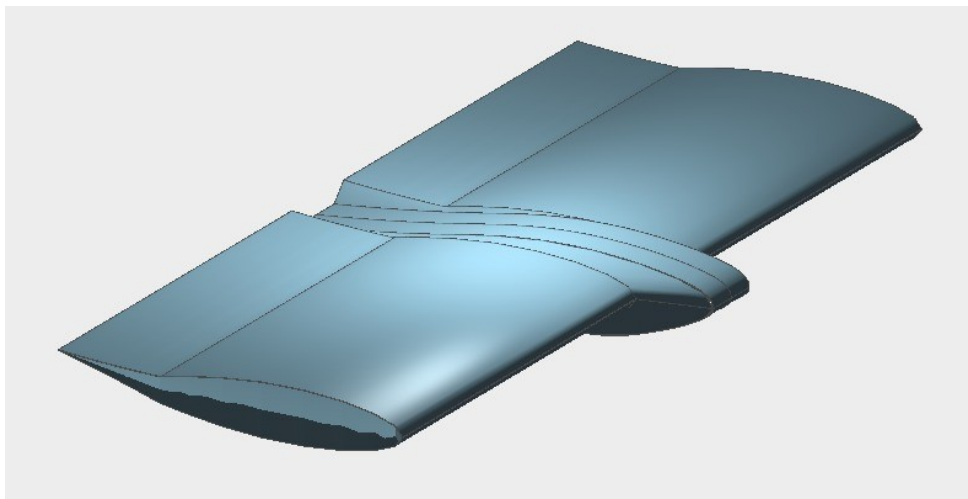


Figura 4.5 Modelo tridimensional inicial da aeronave no XFLR5. (Autoria própria, gerado no XFLR5)

Conforme Sandapeta, Parre e Mitta (2018), o XFLR5 apresenta resultados confiáveis em Reynolds baixos, o que vai de acordo com o atual projeto. Além disso o XFLR5 possui capacidade de resolver de forma precisa e eficiente as curvas de sustentação, arrasto e momentos de uma asa. Utilizando métodos numéricos robustos para resolver as equações fundamentais da aerodinâmica, considerando diversos fatores, como geometria da asa, perfil aerodinâmico e condições de voo. Ele se baseia na Teoria Estendida da Linha de Sustentação, uma extensão da Teoria da Linha de Sustentação, que é uma abordagem clássica na aerodinâmica. Essa teoria é bem fundamentada na literatura acadêmica, com autores como Katz & Plotkin (2001) e Roskam (1995) discutindo seus princípios e aplicações.

Desta forma, foram geradas curvas para diferentes configurações de deflexão dos elevons, para trazer também o entendimento do impacto de sua deflexão na sustentação, no arrasto e no momento da aeronave.

Com as curvas aerodinâmicas em mãos é possível rever a curva de sustentação previamente definida e entender qual é a velocidade mínima para o envelope de voo. Esta, sendo de 10,2 metros por segundo para a carga máxima.

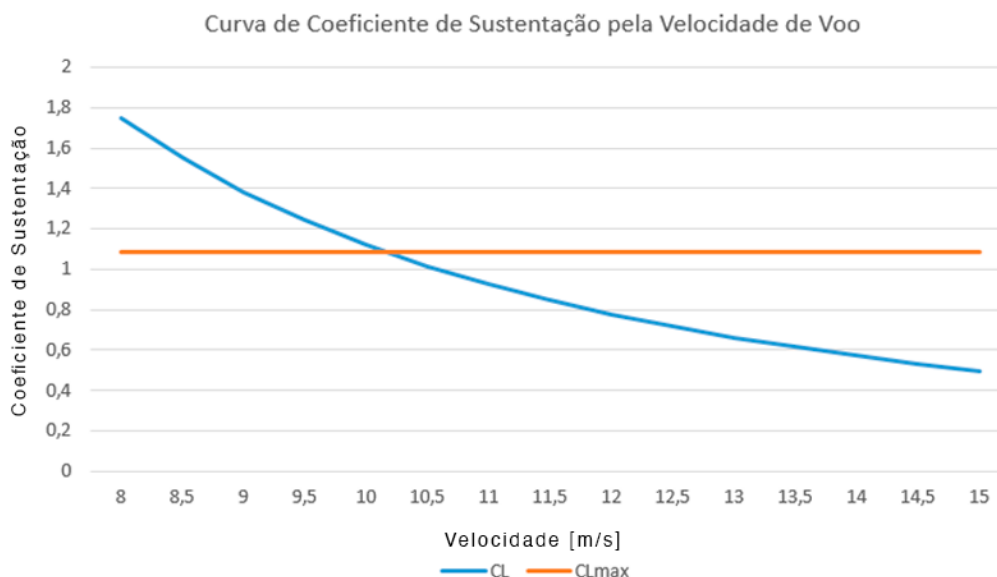


Figura 4.6 Comparativo entre o coeficiente de sustentação necessário para voo retilíneo, com o CL máximo da aeronave. (Autoria própria)

4.2 Dinâmica de voo e estabilidade

Esta seção apresenta análises detalhadas sobre a estabilidade da aeronave, bem como estudos voltados à compreensão de seu comportamento em condições operacionais críticas. Dentre essas condições, destacam-se os momentos de decolagem e pouso, além da transição entre o regime de voo parado (hovering) e o voo de cruzeiro.

A avaliação da estabilidade da aeronave é essencial para garantir um desempenho seguro e eficiente, minimizando riscos associados a oscilações indesejadas ou perda de controle durante operações complexas. Nesse contexto, a análise das forças e momentos atuantes ao longo das diferentes fases do voo permite validar as características aerodinâmicas e a adequação dos sistemas de controle à dinâmica da aeronave.

Adicionalmente, a transição entre o voo estacionário e o deslocamento horizontal requer atenção especial, visto que envolve mudanças significativas na sustentação e no controle da aeronave. Dessa forma, estudos específicos foram conduzidos para garantir que essa conversão ocorra de maneira estável e progressiva, evitando instabilidades que possam comprometer a integridade estrutural do protótipo.

Os resultados dessas análises são fundamentais para o refinamento do projeto, permitindo

ajustes nos parâmetros aerodinâmicos, no sistema de propulsão e nos controles da aeronave, de forma a otimizar sua estabilidade e segurança em todas as fases operacionais.

4.2.1 Definição dos eixos e das forças atuantes.

A definição dos eixos de estudo e das equações de força e momento que regem a dinâmica de uma aeronave são fundamentais para compreender e prever seu comportamento durante o voo. No caso específico das aeronaves do tipo asa-voadora, essa análise torna-se ainda mais crítica devido à ausência de superfícies de controle convencionais, como estabilizadores horizontais e verticais, o que exige um estudo aprofundado da estabilidade aerodinâmica e dos sistemas de controle. Segundo Anderson (2011), o movimento de uma aeronave pode ser descrito por meio de seis graus de liberdade, divididos em três movimentos translacionais ao longo dos eixos do espaço tridimensional e três movimentos rotacionais em torno desses mesmos eixos. A correta definição dos eixos de referência – geralmente adotando o sistema inercial e o sistema de corpo – permite a formulação precisa das equações de movimento, fundamentais para a modelagem e o controle do voo.

As equações de força e momento são derivadas a partir das equações de Euler para corpos rígidos e da segunda lei de Newton, considerando forças aerodinâmicas, gravitacionais e propulsivas que atuam sobre a aeronave (Etkin & Reid, 1996). No caso das aeronaves do tipo asa-voadora, a ausência de uma fuselagem convencional e de superfícies de cauda implica desafios adicionais para a manutenção da estabilidade longitudinal e lateral-direcional, tornando necessário o uso de superfícies de controle distribuídas ao longo da asa e algoritmos avançados de controle para garantir um voo estável e eficiente (Etkin & Reid, 1996). Além disso, a aerodinâmica dessas aeronaves exige um estudo aprofundado da distribuição de pressão e do centro de gravidade, uma vez que a estabilidade intrínseca tende a ser reduzida em comparação com aeronaves convencionais (Raymer, 2018).

Dessa forma, a correta formulação das equações que governam a dinâmica de voo é essencial para a implementação de sistemas de navegação autônoma em aeronaves tipo asa-voadora. Modelos baseados em mecânica dos fluidos computacional (CFD) e em métodos de dinâmica de voo permitem prever o comportamento da aeronave em diferentes condições operacionais, possibilitando o desenvolvimento de estratégias de controle mais robustas e

eficientes (Stevens & Lewis, 2003). Assim, a definição rigorosa dos eixos de estudo e das equações de força e momento não apenas fundamenta o projeto aerodinâmico e estrutural dessas aeronaves, mas também viabiliza a implementação de sistemas de controle avançados, essenciais para garantir sua autonomia e eficiência em aplicações agrícolas e industriais.

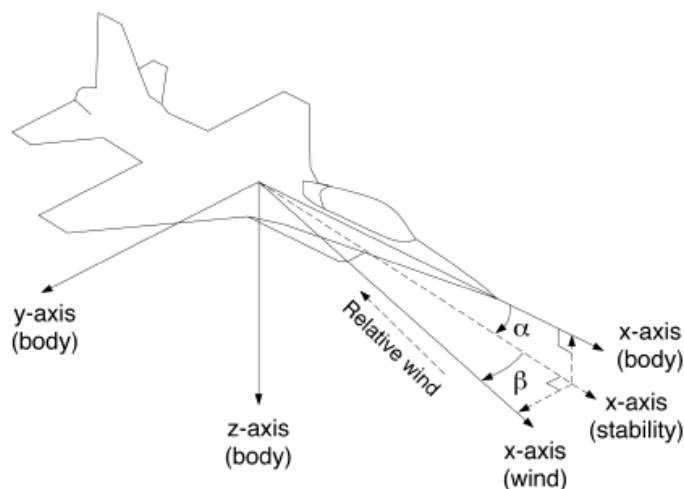


Figura 4.7 - Orientação de uma aeronave com respeito ao vento relativo. (Herrero, Pau. (2006)

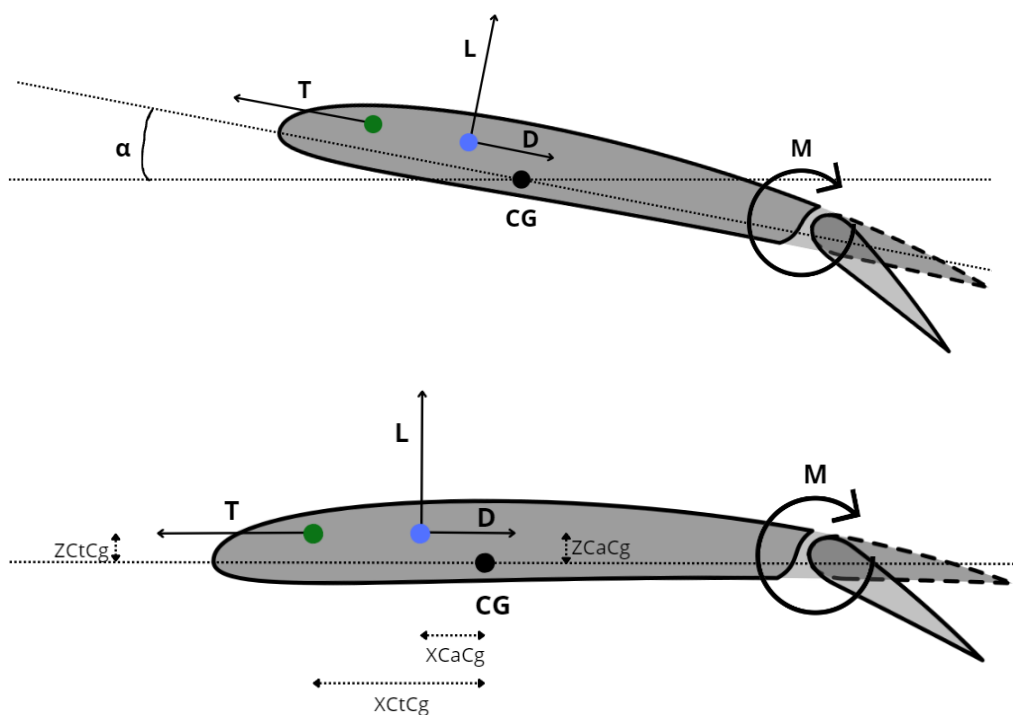


Figura 4.8 Vista seccionada da asa, apresentando os pontos centrais de força e momento. (Autoria própria)

Objetivando o estudo longitudinal das forças e momentos atuantes na aeronave, considera-se as forças atuante nos eixos X e Z e o momento atuante em torno do eixo Y. As forças e momentos resultantes nos eixos mencionados são descritos como a soma da influência da asa mais a influência do conjunto motopropulsor. Na forma:

$$\begin{aligned}F_x &= F_{x_w} + F_{x_t} \\F_z &= F_{z_w} + F_{z_t} \\M_y &= M_{y_w} + M_{y_T}\end{aligned}$$

A contribuição das forças aerodinâmicas da asa é descrita como:

$$\begin{aligned}F_{x_w} &= -L_w \sin(\alpha) - D_w \cos(\alpha) \\F_{z_w} &= D_w \sin(\alpha) - L_w \cos(\alpha) \\M_{y_w} &= M_w + L_w(Z_{CaCg} \sin(\alpha) - X_{CaCg} \cos(\alpha)) + D_w(X_{CaCg} \sin(\alpha) - Z_{CaCg} \cos(\alpha))\end{aligned}$$

Já a contribuição do conjunto motopropulsor é dada por:

$$\begin{aligned}F_{x_T} &= T \cos(\alpha) \\F_{z_T} &= -T \sin(\alpha) \\M_{y_T} &= T \cdot Z_{C_T C_g}\end{aligned}$$

4.2.2 Definição do tamanho dos Elevons

Para simplificar o projeto, optou-se pela utilização de elevons retangulares. Por não ser um ponto crítico do projeto, avaliaram-se apenas duas configurações de elevons. Com base em observações de aeronaves similares, foi decidido avaliar elevons correspondentes a 10 e 20 % da corda da asa. A respeito da envergadura do elevon, esta não foi projetada, o raciocínio foi por fazer deste o mesmo da envergadura da asa para maximizar a capacidade controle do protótipo. Para isto foi utilizado o XFLR5.

As Figura 4.9 e 4.10 apresentam respectivamente as curvas do coeficiente de sustentação, arrasto e momento versus ângulo de ataque para as duas configurações de elevons, defletidas em 20°. A Figura 4.11 apresenta o comparativo da polar de arrasto das duas configurações. A configuração escolhida foi a de 20% da corda para o elevon, devido ao considerável aumento do coeficiente de sustentação máximo. Este valor é crucial pois pode prover uma capacidade maior

de trimagem, e, possivelmente reduzir a velocidade efetiva de decolagem. Nota-se também o aumento do coeficiente de arrasto com o aumento da corda do elevon. Entretanto, este aumento não é significativo suficiente para justificar uma outra escolha.

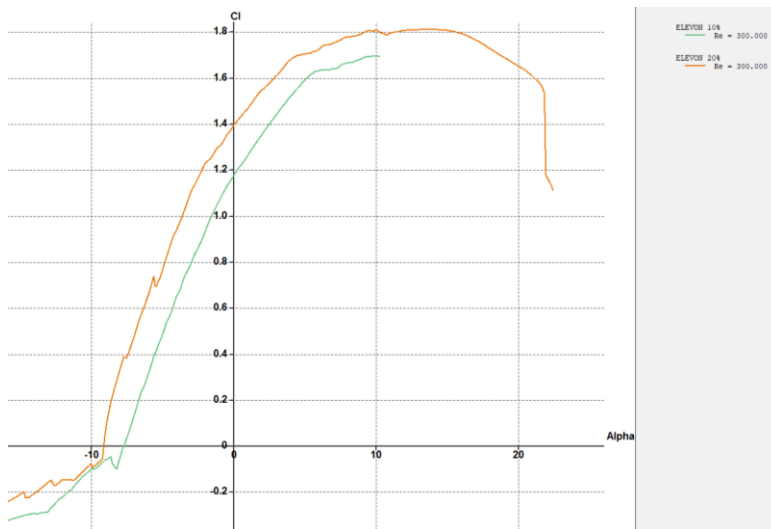


Figura 4.9 Curva do coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque para as configurações de elevon. (Autoria própria)

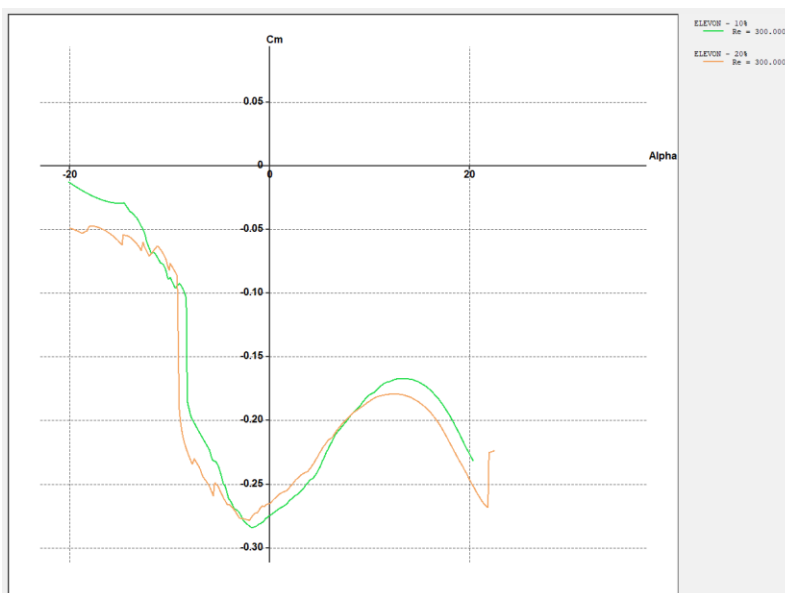


Figura 4.10 Curva do coeficiente de momento versus ângulo de ataque para as duas configurações de elevon. (Autoria própria)

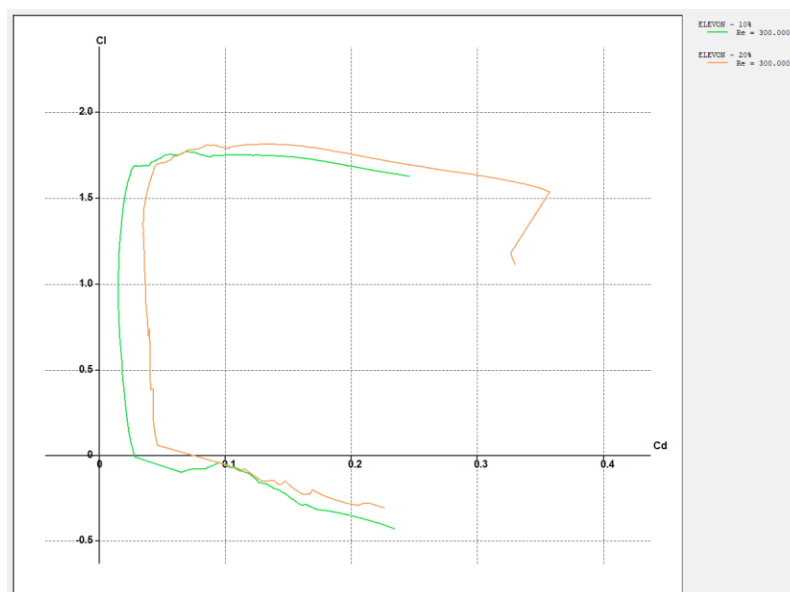


Figura 4.11 Curva do coeficiente de sustentação versus o coeficiente de arrasto para as duas configurações de elevon. (Autoria própria).

4.2.3 Criação de base de curvas tridimensionais

A obtenção dos coeficientes aerodinâmicos, fundamentais para a análise do desempenho e controle de uma aeronave, requer um banco de dados robusto e de fácil consulta. Para isso, foi desenvolvida uma base de curvas tridimensionais utilizando o software XLFR5, que permite a simulação de perfis aerodinâmicos e a extração de parâmetros como coeficiente de sustentação, arrasto e momento. O processo de geração dessas curvas envolveu a variação sistemática de três parâmetros principais: ângulo de ataque, velocidade de cruzeiro e deflexão dos elevons. A velocidade foi iterada em incrementos de 1 m/s, enquanto os ângulos de ataque e de deflexão dos elevons foram ajustados em passos de $0,5^\circ$.

Para viabilizar a consulta e a utilização eficiente desses dados, foi desenvolvido um código específico que realiza a busca e interpolação dos coeficientes aerodinâmicos dentro da base gerada. Considerando que a precisão dos cálculos pode ser superior à resolução da base de dados, optou-se pela implementação de um método de interpolação ponderada. Esse método permite estimar valores intermediários com base nas informações disponíveis, garantindo maior flexibilidade e precisão nas análises. Por exemplo, caso seja necessário determinar um coeficiente para um ângulo

de ataque de $10,42^\circ$, e a base contenha apenas valores para 10° e $10,5^\circ$, a interpolação entre esses pontos fornecerá uma estimativa adequada.

Desde que os parâmetros consultados permaneçam dentro do escopo do projeto e dos limites da base de curvas, a interpolação adotada é suficiente para fornecer estimativas iniciais confiáveis. Esse procedimento permite que a análise aerodinâmica seja conduzida com maior eficiência, viabilizando a aplicação dos coeficientes obtidos em simulações de voo, projetos de controle e otimização do desempenho da aeronave.

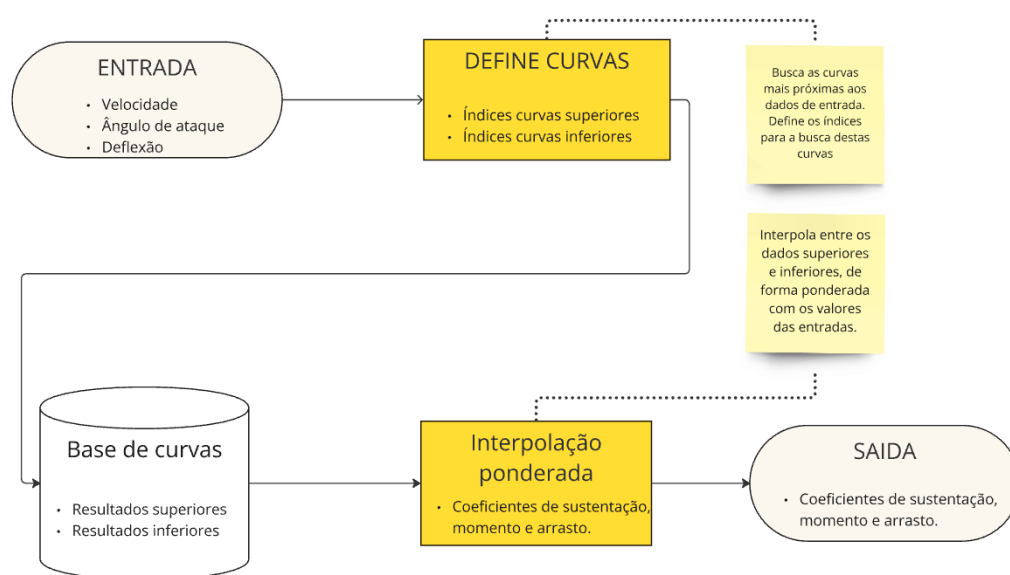


Figura 4.12 Fluxograma lógico do código de leitura de curvas. (Autoria própria)

4.2.4 Análise de trimagem longitudinal

A trimagem desempenha um papel crucial no desenvolvimento de aeronaves, especialmente quando consideramos o voo retilíneo e uniforme em asas voadoras. A análise de trimagem neste contexto específico é vital para garantir o equilíbrio preciso da aeronave durante o voo em condições ideais.

Conforme destacado por Etkin e Reid (1996), no cenário de voo retilíneo e uniforme, a asa voadora enfrenta desafios únicos devido à sua configuração aerodinâmica singular. A distribuição de carga ao longo da envergadura deve ser cuidadosamente ajustada para evitar desvios não desejados na altitude ou na velocidade da aeronave. Portanto, a análise de trimagem neste contexto

específico é essencial para otimizar a distribuição de sustentação, arrasto e momento em torno de seus eixos.

Para cada velocidade analisada, parte-se de uma condição inicial em que a aeronave não apresenta ângulo de ataque nem deflexões nos controles de voo. A partir dessa condição, são calculadas as forças e momentos resultantes, e o processo iterativo de ajuste é realizado até que a trimagem seja alcançada dentro dos limites estabelecidos.

A estabilidade no eixo longitudinal (X) é garantida ao impor a condição de equilíbrio das forças atuantes nessa direção, ou seja, a força resultante em X deve ser nula. Essa força é determinada pelo somatório das contribuições aerodinâmicas da asa e da força gerada pelo sistema motopropulsor, conforme a equação:

$$\begin{aligned} F_X = F_{X_w} - F_{X_T} = 0 &= T \cos(\alpha) - D_w \cos(\alpha) - L_w \sin(\alpha) \\ F_Z &= 0 \\ M_y &= 0 \end{aligned}$$

Isolando a tração T, a equação é reescrita como:

$$T = L_w \tan(\alpha) + D_w$$

Com essa relação, para cada velocidade analisada, iteram-se os valores do ângulo de ataque e da deflexão do profundor até que seja encontrada uma condição de equilíbrio, respeitando os limites de controle e estabilidade da aeronave. Como sustentação e arrasto variam de acordo com esses parâmetros, a convergência do processo iterativo permite identificar a combinação ótima de ângulo de ataque e deflexão do profundor que resulta na trimagem adequada para cada regime de operação. Dessa forma, a metodologia adotada assegura que a aeronave opere dentro de sua faixa de estabilidade, garantindo um desempenho eficiente e seguro.

Para resolução do sistema apresentado, optou-se por uma solução numérica iterativa de acordo com a metodologia de Newton-Raphson, que se mostra eficaz na resolução de problemas de trimagem de aeronaves (MILLIDERE et al., 2020).

O ajuste do ângulo de ataque e da deflexão do profundor é realizado de forma iterativa, com o objetivo de alcançar a condição de equilíbrio aerodinâmico da aeronave. Caso a força resultante na direção Z seja positiva, o ângulo de ataque é aumentado na iteração seguinte, a fim de gerar maior sustentação. Por outro lado, se essa força for negativa, o ângulo de ataque é

reduzido. De maneira análoga, para o momento resultante, caso este seja negativo, a deflexão do profundor é ajustada positivamente na próxima iteração, buscando equilibrar as forças e momentos atuantes na aeronave.

Inicialmente, o incremento do ângulo de ataque e da deflexão do profundor é definido em passos de 1 grau. No entanto, quando o código identifica que o ponto de equilíbrio foi ultrapassado, ou seja, quando há uma inversão no sinal da força ou do momento resultante, o passo de ajuste é reduzido pela metade e seu valor multiplicado por -1. Esse método permite refinar progressivamente os ajustes, garantindo a convergência eficiente para a condição de equilíbrio.

As figuras apresentadas a seguir ilustram o padrão de convergência do ângulo de ataque e da deflexão do elevon ao longo das iterações do código, demonstrando a estabilidade e eficiência do método empregado na busca pelo equilíbrio aerodinâmico.

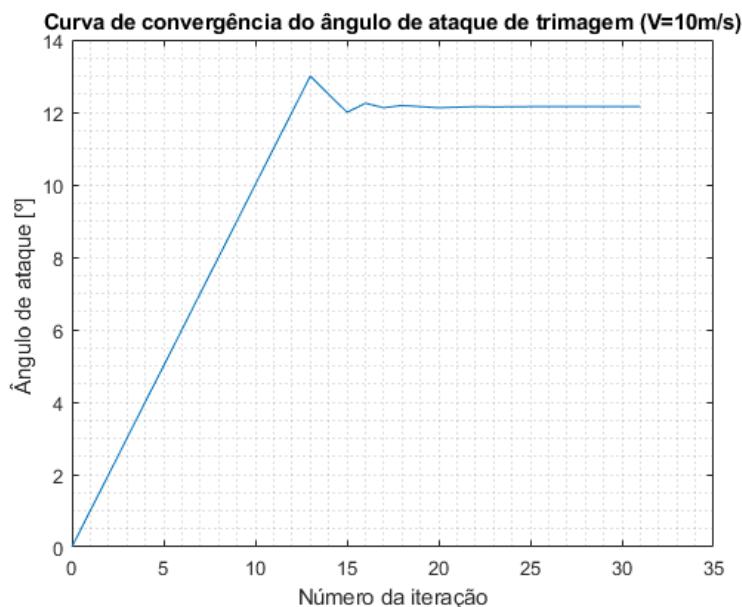


Figura 4.13 Curva de convergência do ângulo de ataque de trimagem com a evolução das iterações. (Autoria própria)

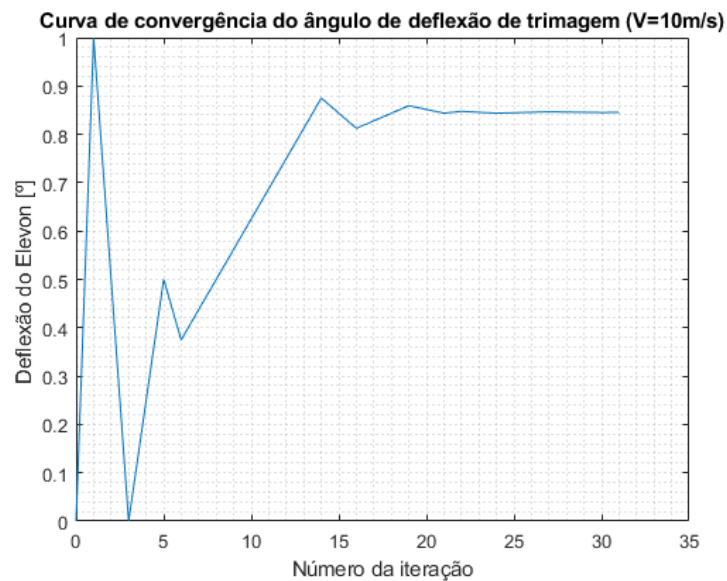


Figura 4.14 Curva de convergência do ângulo de ataque de trimagem com a evolução das iterações. (Autoria própria)

Desta forma os resultados da análise são:

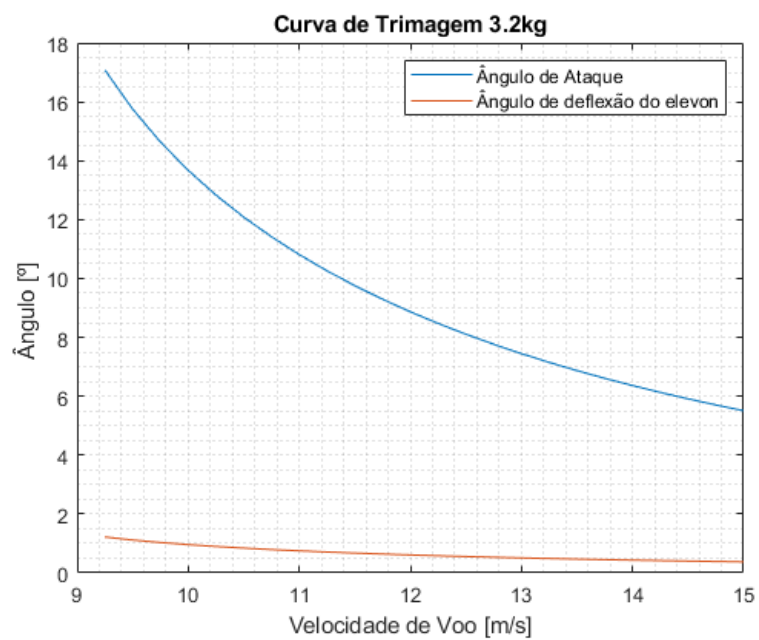


Figura 4.15 Curva de trimagem da aeronave em MTOW. (Autoria própria)

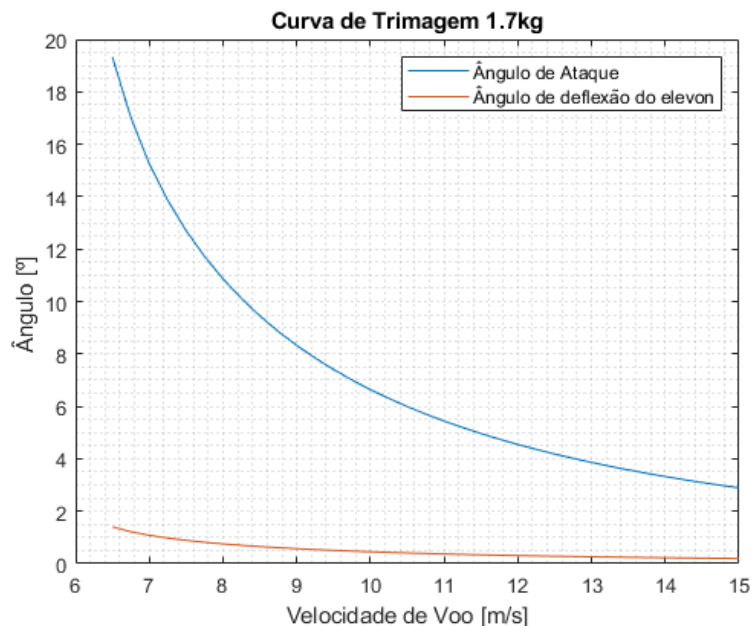


Figura 4.16 Curva de trimagem da aeronave com peso vazio. (Autoria própria)

4.2.5 Análise de decolagem e pouso

A avaliação dos procedimentos de decolagem e pouso da aeronave foi realizada considerando uma relação de tração 15% superior ao seu peso total. Embora o sistema de propulsão tenha sido projetado para fornecer uma tração excedente em situações de Peso Máximo de Decolagem (MTOW), a escolha desse valor específico visa garantir uma margem de segurança operacional, preservando a integridade do motor e assegurando uma decolagem estável e controlada.

A análise do desempenho na decolagem foi conduzida com o objetivo de determinar a deflexão necessária dos elevons para anular qualquer momento resultante durante a aplicação da tração de decolagem. Devido ao desalinhamento entre o centro de massa da aeronave e a linha de tração do motor, os elevons desempenham um papel essencial na compensação desse momento, garantindo que a decolagem ocorra de maneira retilínea e controlada.

Para a obtenção das forças aerodinâmicas atuantes na aeronave durante a decolagem e pouso, foi realizado um ensaio experimental utilizando um anemômetro para medir a velocidade do escoamento de ar sobre a asa quando o motor opera na condição de tração máxima. No caso do

MTOW, essa velocidade foi determinada em 9 metros por segundo.

Os resultados da análise encontram-se representados nas curvas apresentadas a seguir, que ilustram a variação da deflexão dos elevons, a posição e a velocidade da aeronave para diferentes condições de carga. Essas informações são fundamentais para validar o desempenho da aeronave nas fases críticas de voo, contribuindo para o refinamento dos parâmetros operacionais e estruturais do projeto.

Os resultados indicam que a aeronave é capaz de imprimir velocidade e deslocamento vertical sem grandes acelerações horizontais, mesmo com o centro de massa sendo abaixo da linha do motor.

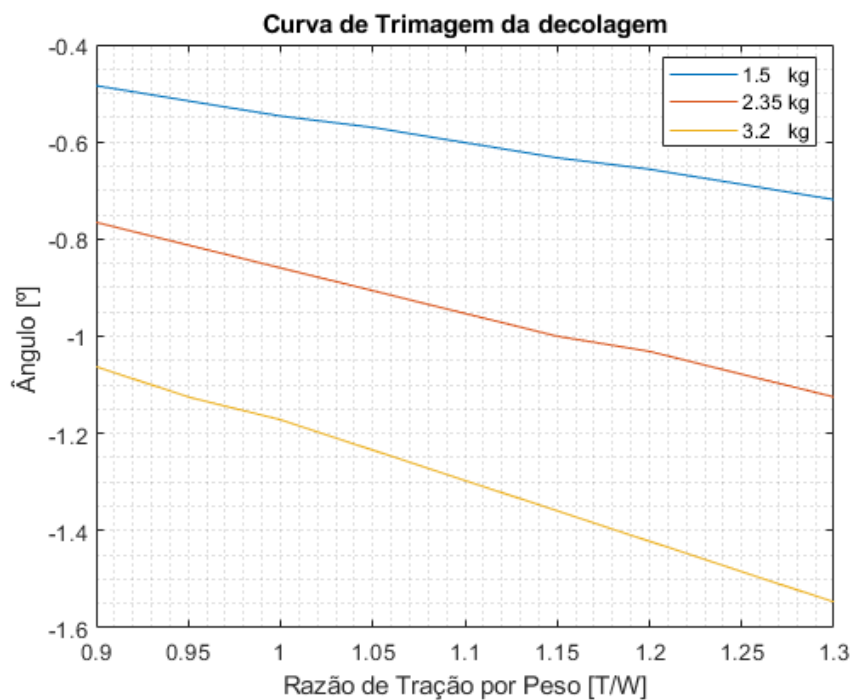


Figura 4.17 Deflexão do profundor para trimagem da aeronave em decolagem. (Autoria própria)

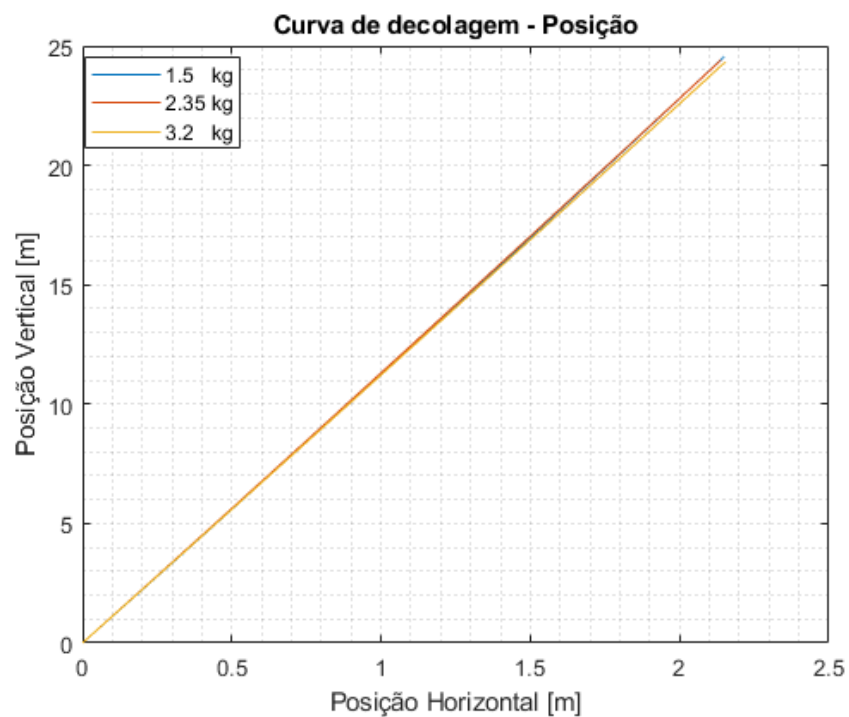


Figura 4.18 Deslocamento vertical versus horizontal durante decolagem. (Autoria própria)

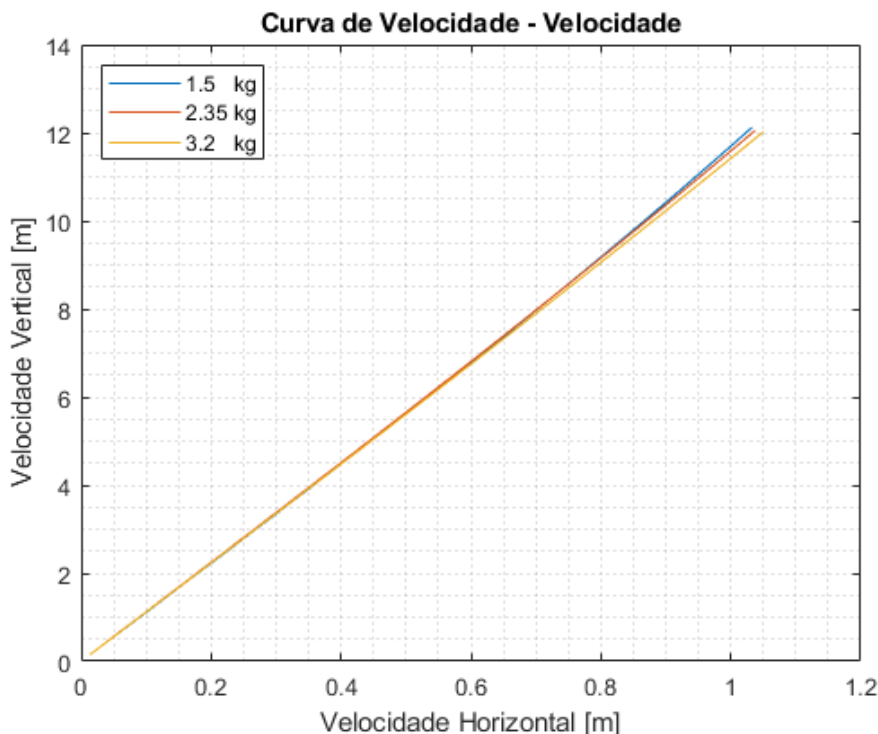


Figura 4.19 Velocidade vertical versus horizontal durante decolagem. (Autoria própria)

4.2.6 Análise de transição

O parâmetro chave para a transição é o ângulo no qual a aeronave vai se posicionar para adquirir velocidade horizontal até sua transição para voo de cruzeiro. Este parâmetro é indispensável na programação da controladora responsável pelo modo de transição. Nesta análise o objetivo é definir o ângulo mínimo entre a aeronave e o solo para que ela não perca altitude. O intuito de minimizar este ângulo é maximizar a força horizontal, e por consequência, maximizar a aceleração horizontal e reduzir o tempo de transição para o mínimo.

Para isso foi calculado para diversos ângulos de ataque, qual seria a sustentação requerida para que a força no eixo vertical seja zero. Além disso é calculada a sustentação efetiva que a aeronave consegue gerar na condição de voo estipulada.

A partir desses dados foram montadas duas curvas, sendo que o ângulo ótimo de transição é justamente no encontro dessas.

Para esta análise foi considerado que a velocidade incidente na aeronave durante essa manobra é oriunda exclusivamente da velocidade induzida do escoamento pelo conjunto

motopropulsor. Esse valor para MTOW é de 9 m/s. Os resultados indicam que o ângulo ideal de transição é de 27,8 graus.

A partir disso foi adotado 30° como ângulo de transição para garantir uma margem de erro para este valor.

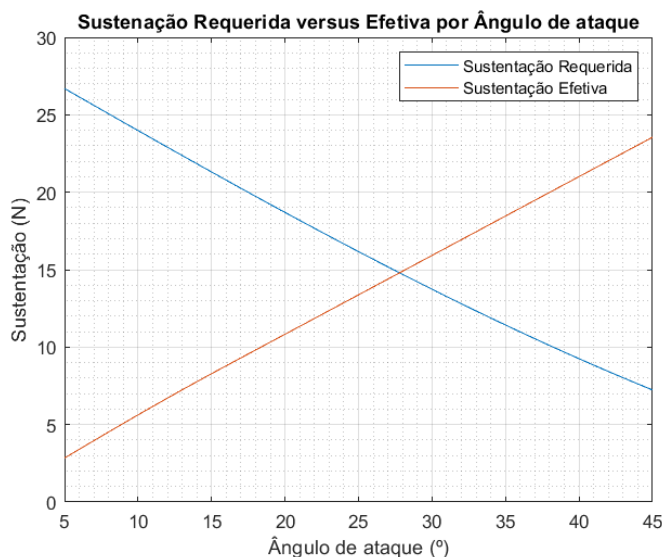


Figura 4.20 Velocidade vertical versus horizontal durante decolagem. (Autoria própria)

4.3 Definição do conjunto motopropulsor

A definição do conjunto motopropulsor da aeronave é fortemente influenciada pela necessidade de atender à tração mínima requerida para a decolagem. No caso específico de uma aeronave de decolagem e pouso vertical (VTOL), o sistema de propulsão deve ser capaz de gerar força suficiente para superar o peso total da aeronave, garantindo uma decolagem vertical eficiente e segura.

Com base na estimativa de Peso Máximo de Decolagem (MTOW) de 3200 gramas, estipulou-se que a tração mínima necessária para viabilizar a operação seria de 4000 gramas. Esse critério foi adotado para assegurar uma margem de segurança adequada, possibilitando um controle mais preciso da fase de decolagem e evitando limitações operacionais devido a variações no desempenho dos motores.

Além da exigência de tração, a seleção do conjunto motopropulsor levou em consideração a disponibilidade e acessibilidade dos componentes. Devido à limitação de recursos para a

construção e prototipagem do projeto, priorizou-se a utilização de elementos já disponíveis, reduzindo custos e tempo de aquisição.

A escolha final recaiu sobre dois motores brushless Multimate MT4108, com hélices APC 16x8. Cada motor é capaz de fornecer até 2100 gramas de tração com bateria 6S, garantindo assim a capacidade de sustentação exigida pelo projeto.

Para validar experimentalmente os dados fornecidos pelo fabricante, foram realizados testes de tração estática. Com esse objetivo, desenvolveu-se uma bancada de testes específica para aferição do desempenho dos motores, conforme ilustrado nas figuras a seguir. Trata-se de um mecanismo de dois braços rígidos dispostos de forma ortogonal. O motor é preso a um dos braços com a ajuda de um suporte. No outro braço uma balança é posicionada com a mesma alavanca que o suporte do motor de forma a medir diretamente a força do motor em quilogramas. A figura 4.5 apresenta o esquema descrito.

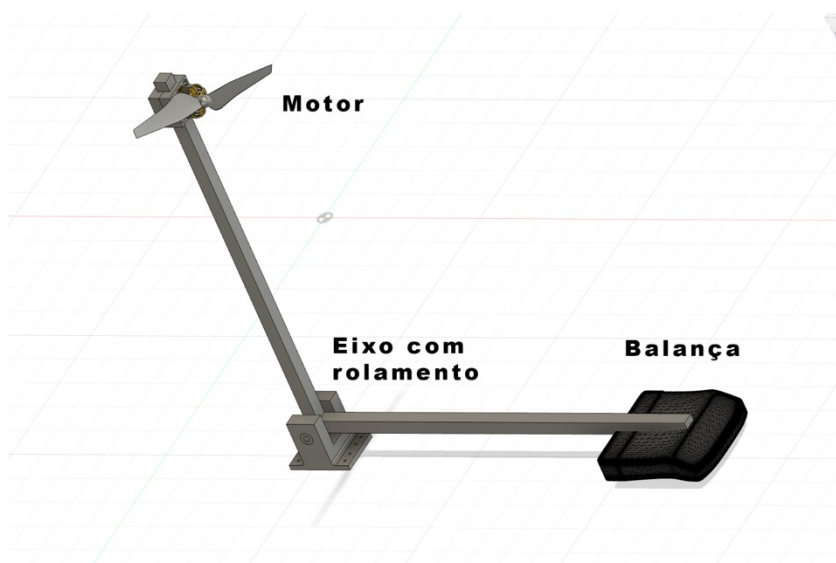


Figura 4.21 Curva do coeficiente de arrasto pelo ângulo de ataque dos perfis analisados. (Autoria própria)



Figura 4.22 Suporte dos rolamentos da bancada de teste de tração, impressos em PETG. (Autoria própria)

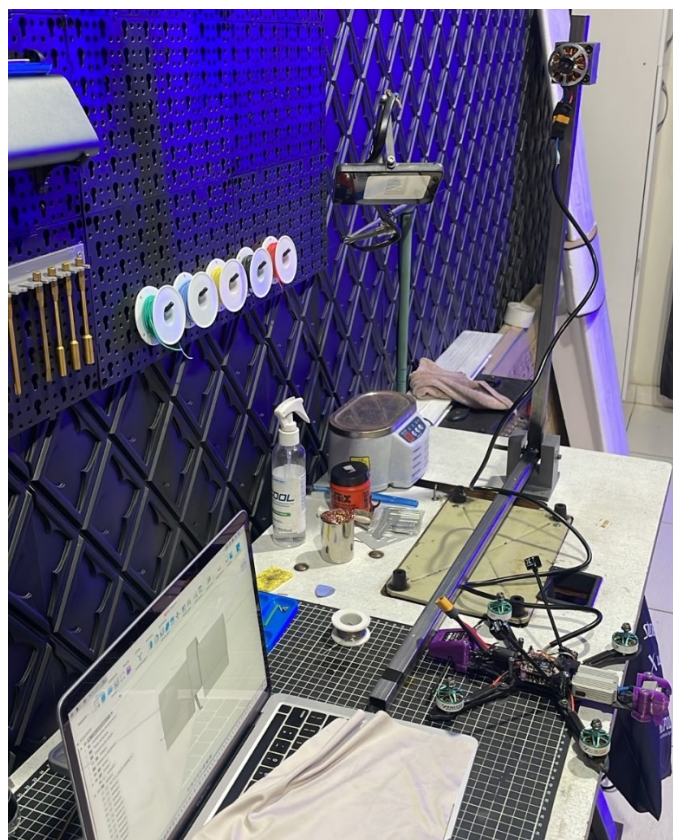


Figura 4.23 Bancada para ensaio de tração. (Autoria própria)

4.4 Propulsão e Eficiência Energética

Analisar a autonomia e o alcance da aeronave é um fator chave para validação conceitual da proposta do projeto.

Para a etapa preliminar de cálculo de consumo de bateria, foram considerados apenas três etapas de voo. Decolagem, cruzeiro e pouso. Sendo a transição negligenciada para efeitos de consumo de bateria. Essa decisão é tomada devido ao curto período de tempo da transição, que teria pouco impacto no consumo total. Desta forma o consumo total de bateria da aeronave é dado por:

$$E_{tot} = E_{dec} + E_{cruz} + E_{ln d}$$

O consumo da etapa de decolagem e de pouso foram simplificados de forma conservadora. Superestimando os valores consumidos de bateria. Assume-se que em ambas as fases o motor opera com sua total capacidade.

O tempo de manobra de pouso é decolagem adotado foi de 60 segundos, um valor também superestimado.

$$E_{dec} = E_{ln d} = \frac{P_{max}}{U_{min}} t = \frac{530W}{21V} \frac{60s}{3600s} h = 0,421 Ah$$

A estimativa de consumo de cruzeiro envolver já envolve realizar a integração da potência de cruzeiro, pelo tempo de voo. Por ser uma aeronave de pulverização de carga, a potência de cruzeiro diminui ao longo do voo, e isso deve ser considerado.

$$E_{cruz} = \int_0^{3600} \frac{W_{cruz}}{U_{min}} dt = 2,4649 Ah$$

A energia total consumida de bateria para uma hora de voo é:

$$E_{tot} = 0,421 + 0,421 + 2,4649 = 3,3069 Ah$$

Sabendo-se que o conjunto de baterias selecionado para a aeronave comporta 5,8 Ah, temos uma margem de 2,4021 Ah de sobra de bateria para a missão estipulada. Com esses valores, assume-se que o conjunto de bateria selecionado é mais que suficiente para atendimento da missão.

A Figura 4.24 apresenta a evolução da potência de voo de cruzeiro em relação ao tempo de voo, em minutos.

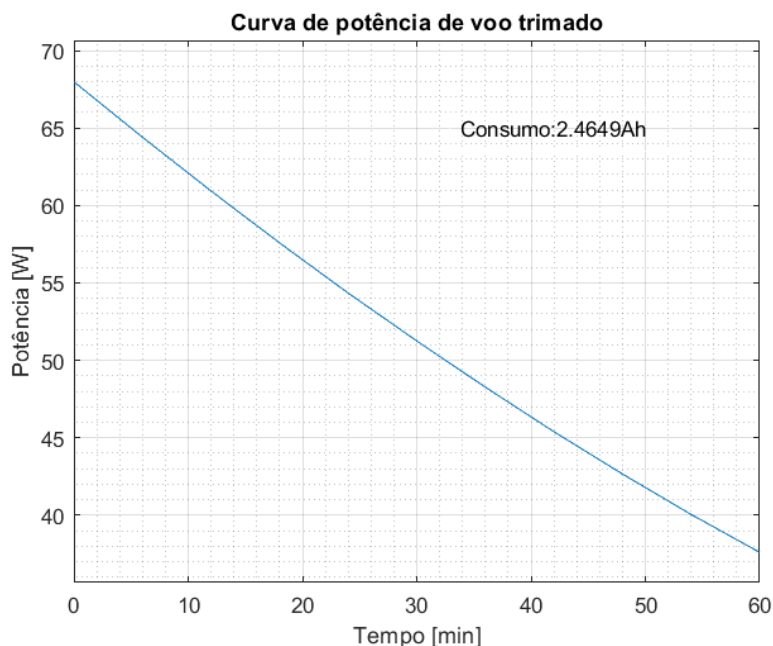


Figura 4.24 Curva de potência em voo trimado. (Autoria própria)

4.5 Análises Estruturais e de Materiais

O projeto estrutural da aeronave foi desenvolvido com foco na maximização da eficiência estrutural e na garantia da segurança operacional. Trata-se de uma aeronave cargueira e portátil, projetada para operar sob condições de grande variação de carga ao longo do voo, uma vez que decola com carga total e pousa sem carga útil. Dessa forma, a escolha dos materiais e componentes estruturais priorizou soluções de baixo peso e alta resistência mecânica. (Raymer, 2018).

Um dos desafios críticos do projeto reside na fase de transição da aeronave entre o voo vertical e o voo horizontal, momento em que ocorrem variações significativas de aceleração. Para garantir a resistência estrutural diante dessas condições, foi realizado um dimensionamento prévio da longarina principal considerando um fator de carga de 2,5, além da aplicação de um fator de segurança adicional de 1,2, conforme práticas recomendadas para aeronaves de pequeno porte (Bruhn, 1973).

As cargas aerodinâmicas atuantes na estrutura foram inicialmente estimadas por meio da Teoria de Linhas Sustentadoras de Prandtl, utilizando o software XFLR5, ferramenta amplamente

utilizada para análise aerodinâmica em baixos números de Reynolds. Posteriormente, as cargas máximas atuantes foram refinadas e validadas por meio da SOL 144 do software Nastran®, um método amplamente empregado para análise estrutural de aeronaves, garantindo um dimensionamento definitivo robusto e confiável para a estrutura completa da aeronave (Megson, 2017). A abordagem adotada no desenvolvimento estrutural assegura que a aeronave seja capaz de suportar as condições operacionais previstas, mantendo um equilíbrio entre resistência, peso e eficiência estrutural, fatores essenciais para o sucesso da missão e a viabilidade do projeto.

4.5.1 Envelope de voo

Para obtenção do diagrama VN, Figura 4.25, foi feita com base nas normas contidas no CS-VLA de 2009 emitido pela EASA (European Aviation Safety Agency) e dados históricos de aeronaves cargueiras no Aerodesign da equipe Tucano. Assim, foram definidos os fatores de carga máximo e mínimo como 2,5 e -1,0, respectivamente, para garantir a integridade estrutural da aeronave.

- **Velocidade de estol (V_s)**

A velocidade de estol foi obtida a partir da equação da sustentação:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{Lmax}$$

Isolando V, temos:

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{Lmax}}}$$

Logo,

$$V_s = 9,30 \text{ m/s}$$

- **Velocidade de manobra (V_a)**

A velocidade de manobra representa o ponto em que a aeronave atinge o fator de carga máximo admissível antes de estolar. Ela é obtida por:

$$Va = \sqrt{\frac{n_{max} * 2W}{\rho S C_{Lmax}}}$$

Para $n=2,5$ temos:

$$Va = 14,71 \text{ m/s}$$

- **Velocidade de mergulho (Vd)**

A velocidade de mergulho foi definida como 1,25 vezes a velocidade de cruzeiro, uma prática comum em projetos de VANTs leves com propulsão elétrica:

$$Vd = 1,25 \times Vc = 1,25 \times 15 = 18,75 \text{ m/s}$$

Essas velocidades foram utilizadas como base para a construção do diagrama V-n, que define os limites estruturais da aeronave sob diferentes condições operacionais de manobra.

A tabela 3.2 mostra as velocidades encontradas.

Tabela 4.1 Limites de velocidade do envelope de voo.

Velocidades	Valor [m/s]
Velocidade de Estol	9,30
Velocidade de Decolagem	10,23
Velocidade de Cruzeiro	15
Velocidade de Manobra	14,71
Velocidade de Mergulho	18,75

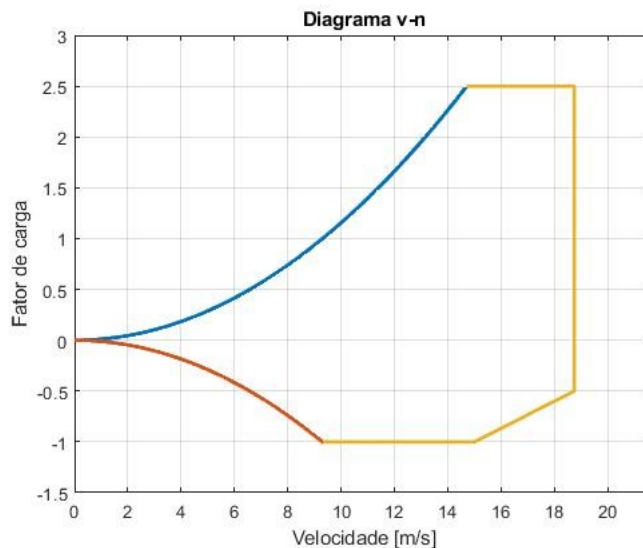


Figura 4.25 Diagrama v-n. (Autoria própria)

4.5.2 Modelo de elementos finitos

O modelo de elementos finitos (MEF) desenvolvido tem como principal finalidade a realização de análises estruturais e aeroelásticas, possibilitando a avaliação do comportamento da aeronave sob diferentes condições de carregamento e operação. Para garantir a fidelidade da representação matemática em relação ao modelo físico, a malha foi refinada de forma criteriosa, buscando um equilíbrio entre precisão e eficiência computacional (Cook et al., 2002).

A concepção do modelo de elementos finitos da aeronave foi feita conforme os passos:



Figura 4.26 Fluxograma de modelagem estrutural de aeronave em modelo de elementos finitos. (Autoria própria)

O desenvolvimento do modelo tridimensional da aeronave foi realizado utilizando o software Autodesk Fusion 360®, ferramenta amplamente empregada na engenharia para modelagem paramétrica e simulação estrutural. O objetivo principal dessa modelagem foi representar a geometria da aeronave com a maior fidelidade possível, permitindo uma análise

detalhada da distribuição de volume interno para a alocação dos componentes estruturais, eletrônicos e da carga útil.

Para assegurar uma organização eficiente dos elementos estruturais, a fuselagem e as superfícies aerodinâmicas foram divididas em módulos específicos, seguindo uma abordagem estruturada de projeto. Dessa forma, a aeronave foi modelada considerando os seguintes segmentos principais: bordo de ataque, caixa de torção, bordo de fuga (elevons), fuselagem e nervuras. Essa segmentação modular facilita a análise e o refinamento do projeto, permitindo ajustes localizados sem comprometer a integridade global da estrutura (Raymer, 2018).

Além disso, a modelagem tridimensional contribui para a verificação da viabilidade construtiva do projeto, possibilitando simulações de montagem e integração dos componentes internos. A utilização de um software de CAD como o Autodesk Fusion 360® proporciona maior precisão na determinação do centro de massa da aeronave, aspecto fundamental para garantir sua estabilidade e controle durante o voo (Anderson, 2017).

Portanto, a modelagem digital se apresenta como uma etapa essencial no processo de desenvolvimento, fornecendo subsídios para a validação estrutural e aerodinâmica da aeronave, além de otimizar a concepção de sua configuração interna e externa.

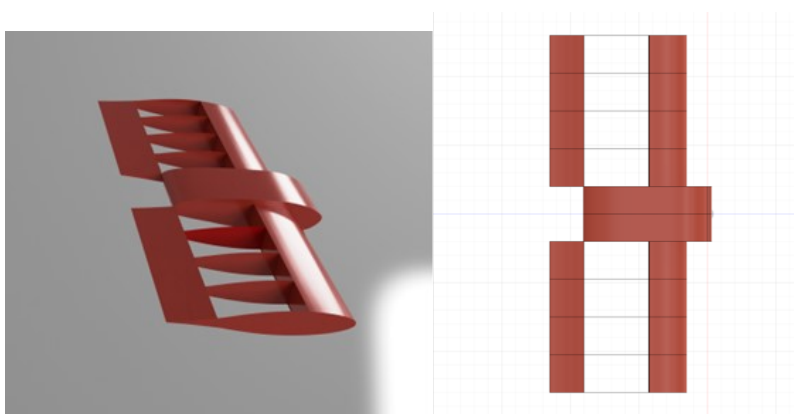


Figura 4.27 Representação geométrica da aeronave em Hypermesh® (Autoria própria)

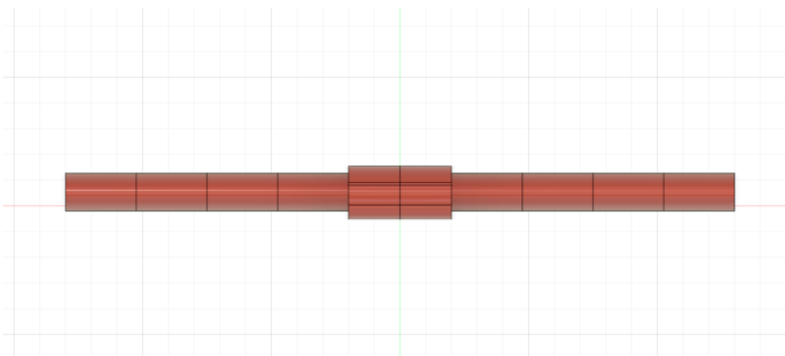


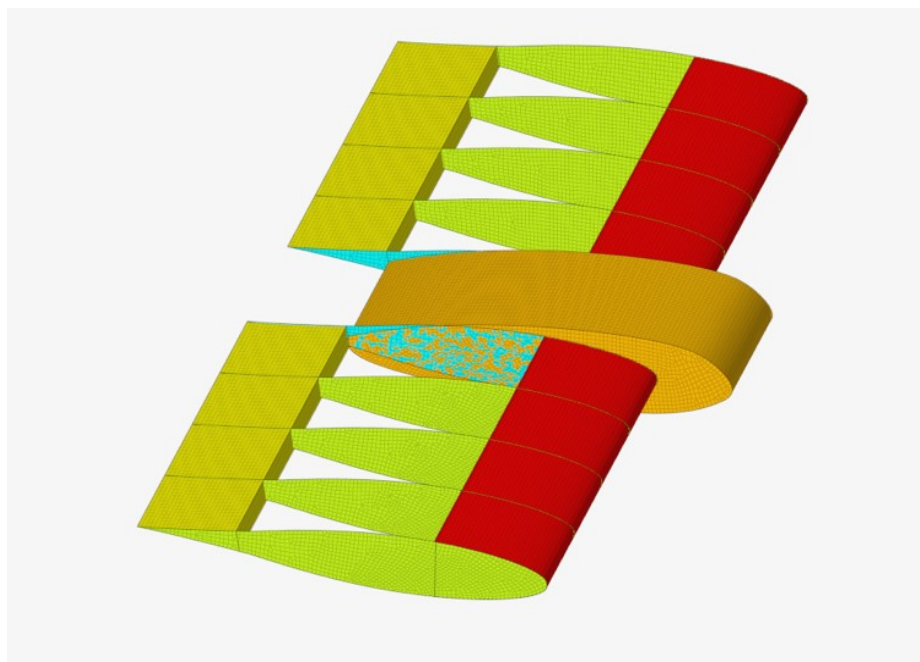
Figura 4.28 Vista frontal da aeronave preparada em Hypermesh® para confecção da malha. (Autoria própria)

A modelagem computacional da estrutura da aeronave foi desenvolvida a partir do modelo geométrico de superfícies, permitindo a geração da malha de elementos finitos no software Hypermesh®. Essa etapa é essencial para a concepção do modelo estrutural, que foi posteriormente analisado utilizando o solver Nastran®, amplamente empregado na indústria aeronáutica para simulações estruturais e aeroelásticas.

Para garantir que a malha fornecesse resultados convergentes e confiáveis, foi realizado um estudo de refinamento. Inicialmente, foi gerada uma malha preliminar discretizada de forma robusta. Foram monitorados os resultados de deslocamento máximo, tensão máxima e fator de segurança até que a variação nos resultados entre uma malha e outra ficasse inferior a 5%, critério comum de convergência adotado na literatura (Cook et al., 2002).

A malha final utilizada apresentou 49.700 elementos quadriláteros (CQUAD4) para a estrutura e 140 elementos de barra (CBAR) para a longarina. Além disso, a estrutura foi segmentada em regiões de interesse, permitindo ajustes na resolução da malha conforme a complexidade geométrica e os requisitos de análise (Megson, 2019). As nervuras foram discretizadas por elementos rígidos (RBE3).

Assim, o modelo computacional gerado viabiliza simulações avançadas de esforços e deformações, permitindo um refinamento contínuo do projeto estrutural da aeronave. Essas análises são fundamentais para garantir um projeto otimizado, atendendo aos requisitos de resistência, rigidez e eficiência estrutural da aeronave.



*Figura 4.29 Malha estrutural de aeronave em Hypermesh® para confecção do modelo de elementos finitos.
(Autoria própria)*

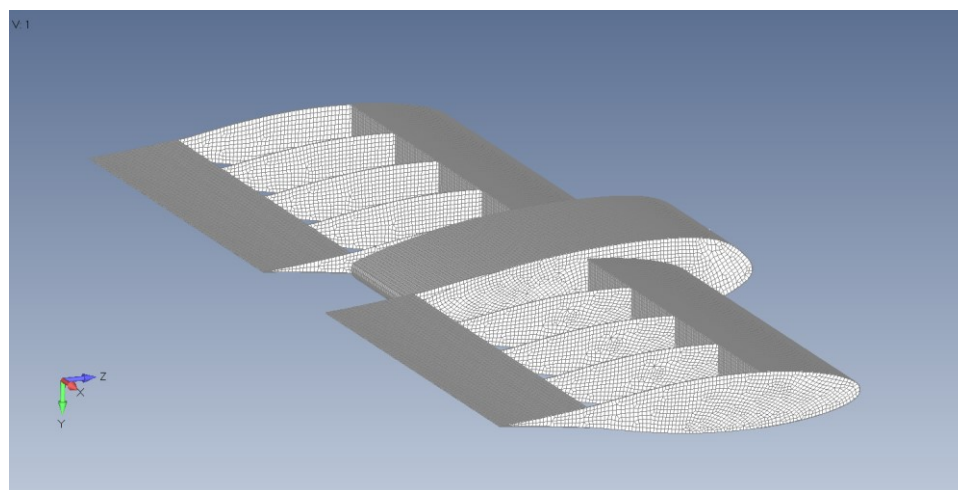


Figura 4.30 Modelo de elementos finitos da aeronave em Nastran®. (Autoria própria)

Tabela 4.2 Parâmetros da modelagem.

	LINE (CBAR)	QUAD (CQUAD4)	RIGID(RBE3)
Quantidade de Elementos	140	49700	10

4.5.3 Dimensionamento estrutural

O projeto estrutural da asa teve foco em rigidez e em resistência, visando mitigar os efeitos de torção e flexão durante o voo. Para a análise estrutural estática, foi utilizado a Solução de Análise Estática do software Nastran®. Essa abordagem permitiu a distribuição realista das cargas aerodinâmicas ao longo da estrutura. Para isso, foi adotada uma configuração estrutural baseada em uma longarina principal composta por um tubo circular de fibra de carbono, envolto por uma caixa de torção. Essa configuração visa aumentar a resistência à flexão e à torção, garantindo maior estabilidade estrutural e prolongando a vida útil do conjunto (Megson, 2019).

Os parâmetros inseridos na simulação foram extraídos do modelo CAD da aeronave, com a inserção das seguintes propriedades:

Tabela 4.3 Materiais e propriedades da modelagem.

Material	Propriedade
Tubo de fibra de carbono (ortotrópico)	Módulo de elasticidade 127 GPa, coeficiente de Poisson 0,37 e resistência à tração e compressão 300 MPa.
Folha de balsa	$E1=4,1$ GPa ; $E2= 0,5$ GPa ; $\rho = 136$ kg/m ³ . (Figura 4.31)
Manta de fibra de carbono	$E = 39$ GPa ; $K = 0,4$ GPa
Honeycomb de fibra de carbono	Paredes com espessura de 0,7mm

Tabela 4.4 Componentes da aeronave na modelagem.

Componente da aeronave	Descrição
Longarina	Longarina tubular circular passante de 20 mm de diâmetro externo e 18mm interno.
Nervuras	Nervuras distribuídas sendo 2 de honeycomb e 8 de balsa com 1,5mm de espessura.
Bordo de ataque e Caixa de torção	Bordos e caixa de torção modelados como placas de balsa com 1,5mm de espessura.

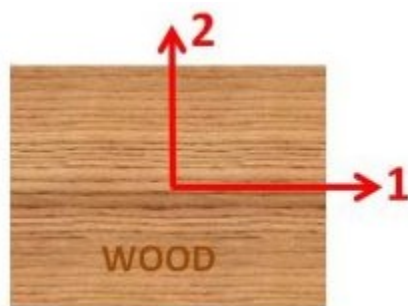


Figura 4.31 Representação da orientação dos módulos de elasticidade da madeira. (Autoria própria)

As condições de contorno aplicadas foram as seguintes: Engastes (restrição total de deslocamento e rotação) foram aplicados nos pontos de fixação da longarina à fuselagem. As cargas foram aplicadas nos nós independentes dos elementos rígidos correspondentes às nervuras, distribuídas conforme o carregamento aerodinâmico obtido na análise com XFLR5. Foram utilizados elementos RBE3 para transmitir as cargas aerodinâmicas aos nós da estrutura.

As condições consideradas foram, mergulho ($n = 2,5$), voo de cruzeiro com deflexão total dos elevons (condição crítica para torção). As simulações resultaram em valores de deflexão e tensão dentro dos limites admissíveis para os materiais utilizados.

As nervuras foram projetadas considerando a distribuição das cargas ao longo da asa. As nervuras posicionadas na raiz da asa, que suportam maiores esforços estruturais e integram a fuselagem, foram fabricadas em material composto do tipo Honeycomb de fibra de carbono, com espessura de 4 mm. Esse material foi escolhido por sua elevada relação resistência-peso e por suas propriedades de absorção de carga sem comprometer a rigidez estrutural. As nervuras das demais seções da asa foram confeccionadas em madeira balsa com espessura de 1,5 mm, devido à sua leveza e facilidade de fabricação, características que tornam essa escolha adequada para as regiões da estrutura submetidas a menores esforços (Bruhn, 1973).

Além disso, os pontos de engaste da fuselagem foram fixados como restrições estruturais, simulando as condições reais de operação. A partir desse modelo, foram obtidos os valores de flexão, torção e máxima tensão na longarina, possibilitando uma avaliação detalhada do comportamento estrutural da asa sob diferentes condições de carregamento.

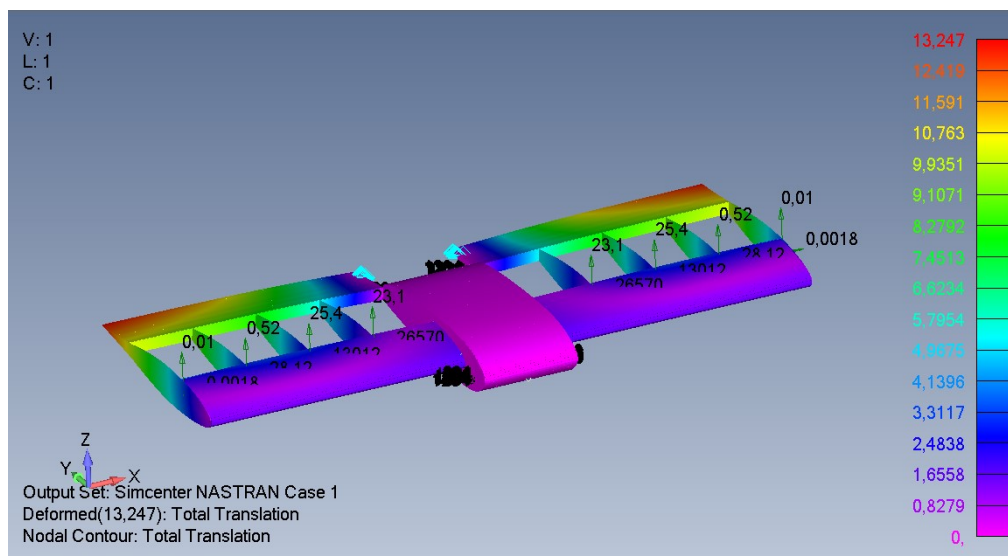


Figura 4.32 Flexão máxima na asa de 13,244 mm em mergulho. (Autoria própria).

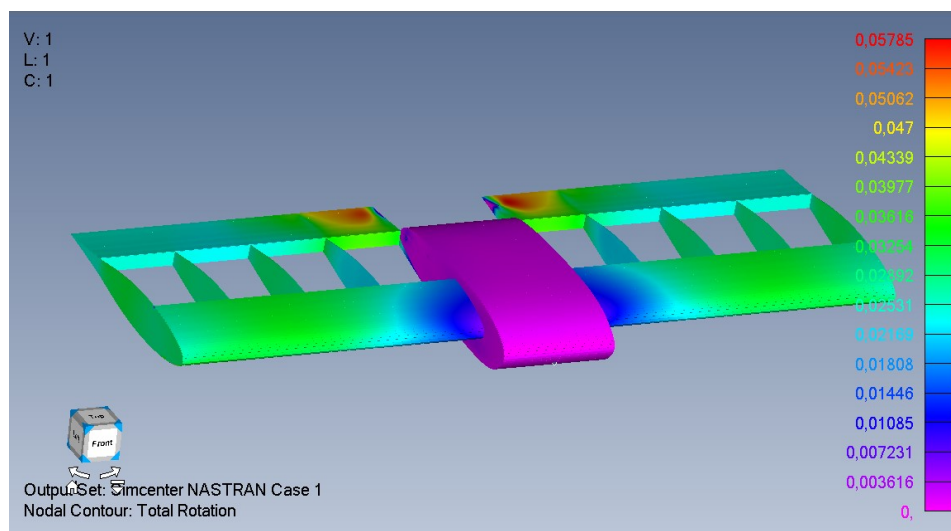


Figura 4.33 Torção máxima na asa de 3,32° em cruzeiro com deflexão total de elevons (Autoria própria).

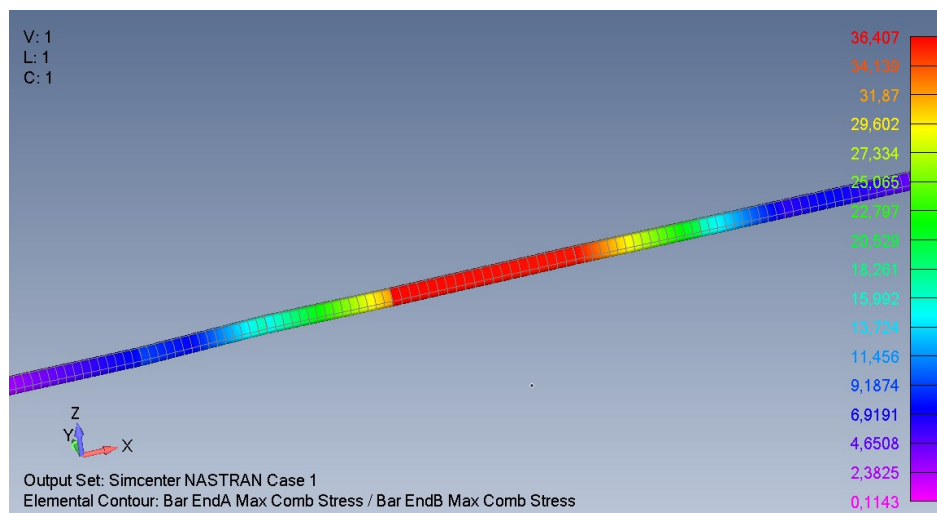


Figura 4.34 Tensão máxima de 36,4MPa na longarina (Autoria própria).

O esforço máximo na longarina foi de 36,407Mpa. A Figura 4.34 mostra as tensões presentes nos elementos. Essa metodologia possibilita que o projeto estrutural atenda aos requisitos de segurança e desempenho, proporcionando confiabilidade durante o voo e viabilizando futuras otimizações no desenvolvimento da aeronave.

4.5.4 Modelo aeroelástico

O modelo aerodinâmico da aeronave foi desenvolvido no software Nastran® a partir do modelo estrutural. Para a representação das superfícies sustentadoras e dos dispositivos de controle, como os elevons, foram empregados painéis do tipo CAERO1, que permitem a simulação do comportamento aerodinâmico da aeronave por meio do método de painéis (Katz & Plotkin, 2001). A asa foi discretizada com 80 painéis (CAERO1), e os elevons com 32 painéis, totalizando 112 elementos aerodinâmicos.

As dimensões dos painéis foram definidas para manter a razão de aspecto entre 1 e 3 em cada painel, conforme recomendado por Katz & Plotkin (2001) para painéis retangulares em análises com método de painéis.

A fim de garantir uma interação precisa entre os modelos estrutural e aerodinâmico, utilizou-se a técnica de acoplamento por meio de elementos SPLINE1. Esses elementos estabelecem uma interpolação entre os graus de liberdade dos nós estruturais e os painéis aerodinâmicos, permitindo uma distribuição realista das cargas aerodinâmicas sobre a estrutura da

aeronave. Esse processo é fundamental para a realização de análises aeroelásticas, uma vez que possibilita a avaliação das interações entre forças aerodinâmicas e deformações estruturais ao longo do voo (Hodges & Alvin, 2006).

Para a simulação aeroelástica, foi empregada a Solução 144 (SOL144) do Nastran®, que é amplamente utilizada para a análise de aeroelasticidade estática. Esse método permite prever a deformação estrutural causada pelas cargas aerodinâmicas, proporcionando uma avaliação detalhada da estabilidade e da resposta estrutural da aeronave em diferentes condições de voo. As figuras apresentadas a seguir ilustram a distribuição dos painéis aerodinâmicos sobre a aeronave, bem como a interligação entre os modelos estrutural e aerodinâmico. Além disso, os dados detalhados dessa modelagem são apresentados em formato tabular, permitindo uma análise quantitativa dos parâmetros adotados.

Tabela 4.5 Parâmetros da modelagem, elementos e propriedades. (Autoria própria)

Elementos	Quantidade	Descrição
AELIST	10	Elementos de discretização de cargas.
AESURF	2	Elemento de caracterização de superfícies de comando.
CAERO1	4	Painéis aerodinâmicos.
PAERO1	1	Propriedade dos painéis aerodinâmicos.
SPLINE1	4	Elemento de ligação de forças.

Tabela 4.6 Parâmetros da modelagem, número de painéis. (Autoria própria)

Componente	Número de painéis
Asa	80
Elevons	32

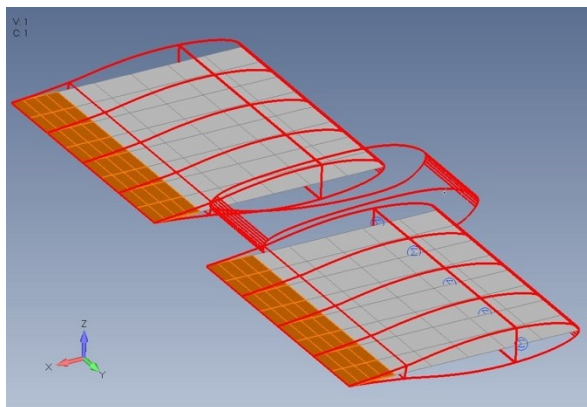


Figura 4.35 Representação visual da modelagem aerodinâmica da aeronave. (Autoria própria)

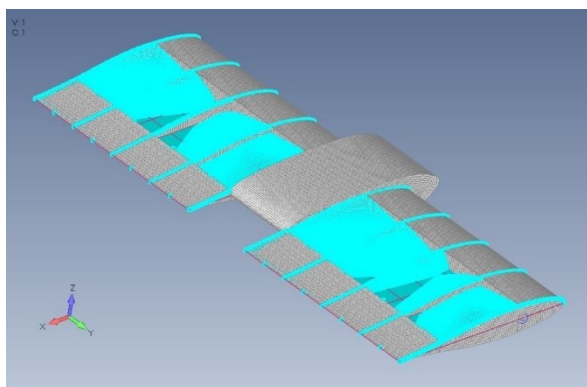


Figura 4.36 Representação visual do modelo acoplado aerodinâmico-estrutural da aeronave. (Autoria própria)

A modelagem foi verificada com base em duas abordagens complementares:

Comparação com literatura e benchmarks: Os coeficientes de sustentação e momento obtidos para o perfil aerodinâmico e para a configuração de asa voadora se mantiveram dentro da faixa de valores documentada na literatura para perfis em baixo número de Reynolds (Drela, 2003; Raymer, 2018).

Análise cruzada com XFLR5: Os resultados de sustentação e momento gerados pelo NASTRAN foram comparados aos obtidos previamente no software XFLR5, com diferenças inferiores a 5% nas mesmas condições de voo. Isso demonstrou consistência entre ferramentas diferentes, reforçando a confiabilidade dos modelos empregados.

4.5.5 Cargas Estáticas

A análise das cargas estáticas na asa da aeronave foi conduzida por meio da Solução 144 (SOL144) do software Nastran®, permitindo a avaliação das forças aerodinâmicas atuantes na estrutura em diferentes condições de voo: Voo de cruzeiro, voo de manobra e mergulho com deflexão dos elevons. Também foram avaliadas as cargas atuantes nas superfícies de controle (elevons).

Para garantir a segurança estrutural, as cargas foram analisadas na condição de voo mais crítica, correspondente à velocidade de mergulho, aplicando m fator de carga de 2,5. Essa condição representa um cenário extremo, no qual a estrutura da aeronave é submetida a esforços máximos, possibilitando a verificação da integridade do projeto frente a solicitações intensas.

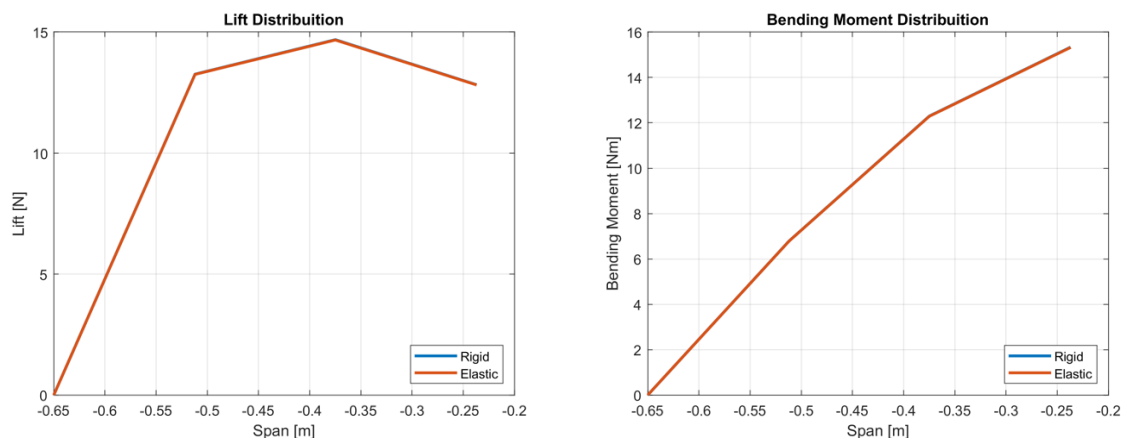


Figura 4.37 Curvas de distribuição de sustentação e momento fletor ao longo da envergadura da asa rígida e deformada em velocidade de mergulho. (Autoria própria)

Além disso, foi realizada uma segunda análise considerando a velocidade de cruzeiro com deflexão total dos comandos de elevon. Essa configuração permite avaliar a distribuição das cargas resultantes da atuação das superfícies de controle, verificando seu impacto sobre a estrutura da asa. As distribuições dos principais esforços atuantes na asa sob ambas as condições são apresentadas nas figuras a seguir, ilustrando a variação dos momentos fletor e torção ao longo da envergadura, bem como a distribuição das cargas aerodinâmicas resultantes. Por fim foram obtidas as cargas atuantes nas superfícies de controle da aeronave.

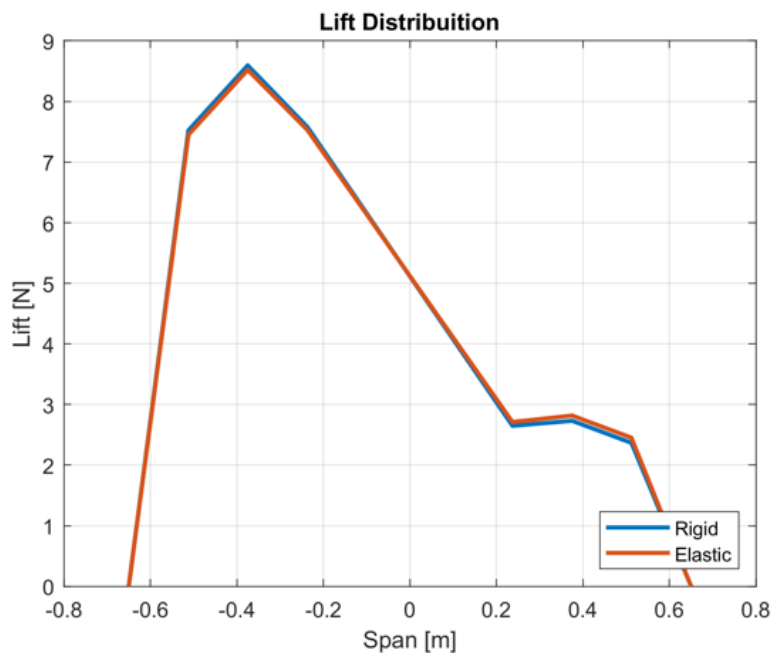


Figura 4.38 Curvas de distribuição de sustentação ao longo da envergadura da asa rígida e deformada em velocidade de cruzeiro com deflexão máxima de superfícies de controle. (Autoria própria)

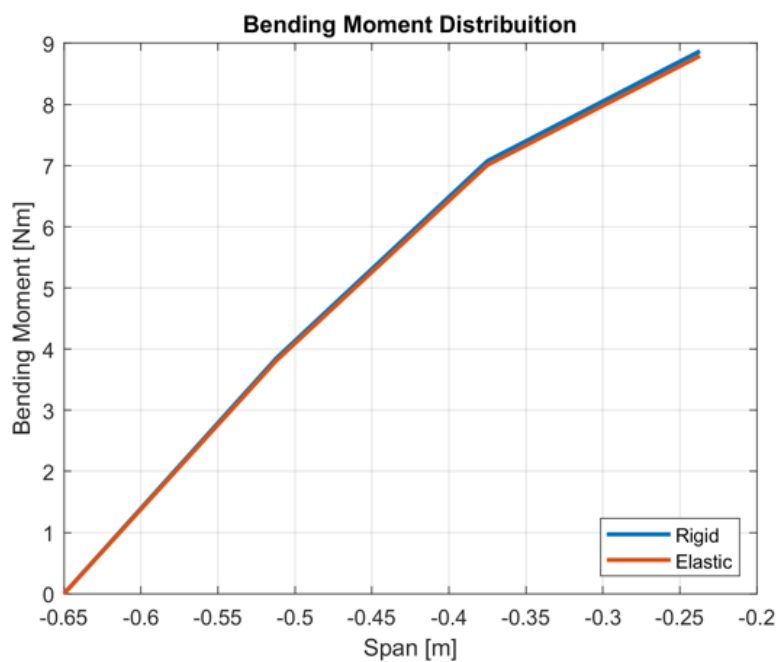


Figura 4.39 Curvas de distribuição de sustentação e momento ao longo da envergadura da asa rígida e deformada em velocidade de mergulho. (Autoria própria)

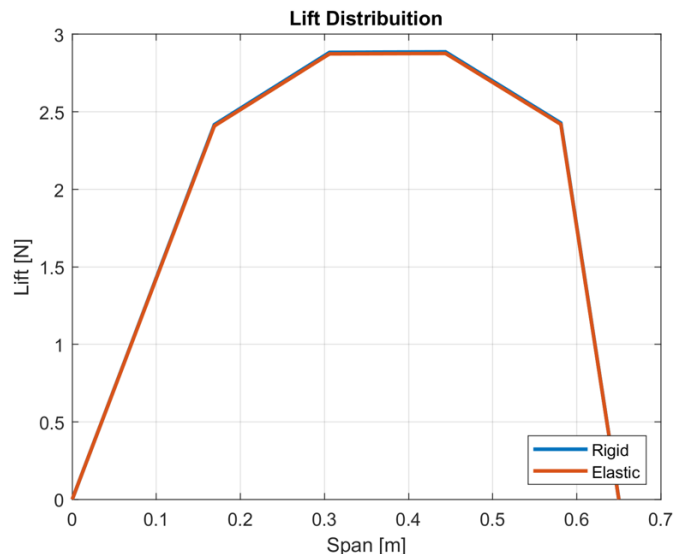


Figura 4.40 Curvas de distribuição de sustentação ao longo da envergadura do elevon em velocidade de cruzeiro com deflexão máxima de superfícies de controle. (Autoria própria)

A obtenção dessas informações é fundamental para o refinamento do projeto estrutural, permitindo ajustes no dimensionamento dos componentes para garantir uma resposta adequada às solicitações aerodinâmicas.

4.5.6 Concepção do Modelo 3D

Nesta seção, apresentamos o modelo tridimensional (3D) da aeronave, desenvolvido por meio de software de modelagem assistida por computador (CAD). O objetivo principal deste modelo é proporcionar uma representação precisa e detalhada, buscando a maior fidelidade possível com o projeto real da aeronave. A partir do desenho CAD, foram incorporados diversos componentes da aeronave, como fuselagem, asas, empuxo e sistemas internos, incluindo os elementos eletrônicos e baterias, com seus respectivos pesos e propriedades materiais. A abordagem adotada garante que todas as características físicas e funcionais do modelo estejam devidamente representadas, permitindo uma análise mais apurada das interações e comportamentos da aeronave, além de oferecer uma visão clara de sua construção e integração dos sistemas.

4.5.7 Compartimento de carga

O compartimento de carga foi desenvolvido com o objetivo de minimizar a variação do centro de gravidade (CG) ao longo do voo, considerando a necessidade de dispersão da carga transportada. Para isso, sua concepção foi realizada de forma simétrica em relação ao eixo longitudinal da aeronave, garantindo um balanceamento adequado. A localização do compartimento foi estrategicamente definida ao redor da longarina principal de fibra de carbono, que coincide com o CG de projeto da aeronave. Essa disposição permite que a aeronave mantenha estabilidade e controlabilidade mesmo com a variação de massa devido à liberação da carga.

O compartimento de carga da aeronave foi projetado para acomodar a carga útil total de 1,5 kg de crisopídeos vivos, que representam o agente biológico a ser dispersado na lavoura. Para o correto dimensionamento do compartimento, foi considerado o volume necessário com base na densidade média do material biológico. A densidade estimada dos crisopídeos é de aproximadamente 0,64 kg/L, valor coerente com a literatura para insetos armazenados com substrato de dispersão leve (como farelo de arroz). A partir disso, o volume mínimo necessário para conter 1,5 kg de carga útil é de 2,34 litros, o compartimento foi projetado com volume interno útil de aproximadamente 2,8L litros, com margem adicional para evitar compressão excessiva dos organismos e permitir o adequado funcionamento do sistema de dispersão. Essa análise garantiu que a capacidade de carga fosse compatível com os requisitos operacionais, otimizando a relação entre massa útil e estabilidade da aeronave durante o voo.

O compartimento foi fabricado em ABS (Acrilonitrila Butadieno Estireno) por meio de impressão 3D, permitindo alta precisão no design e redução de peso estrutural. O ABS foi escolhido por sua resistência mecânica, durabilidade e facilidade de manufatura aditiva, possibilitando ajustes rápidos no projeto conforme necessário. Além disso, o compartimento adota um formato de funil, utilizando a gravidade como aliada no processo de dispersão da carga. Esse design reduz a necessidade de mecanismos adicionais para ejeção, tornando o sistema mais eficiente e leve.

A Figura 4.41 ilustra o posicionamento do compartimento de carga em relação à aeronave, em uma visão seccionada. A Figura 4.42 e 5.43 detalham o compartimento de carga. A figura 7 ilustra a disposição do compartimento na aeronave.

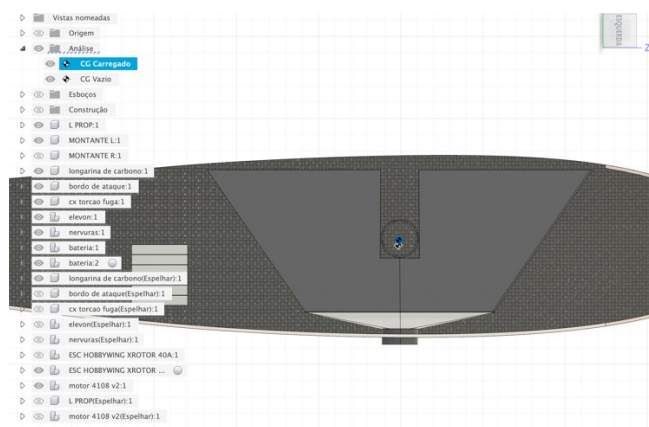


Figura 4.41 Posicionamento do compartimento de carga em relação a ocentro de gravidade da aeronave (Autoria própria)

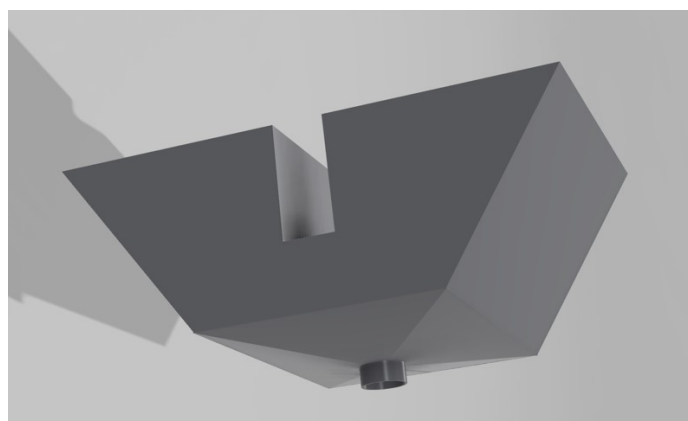


Figura 4.42 Detalhes do compartimento de carga (Autoria própria)

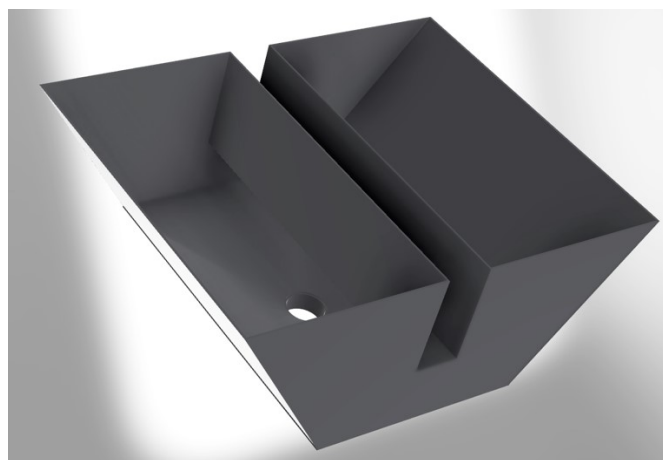


Figura 4.43 Detalhes do compartimento de carga (Autoria própria)

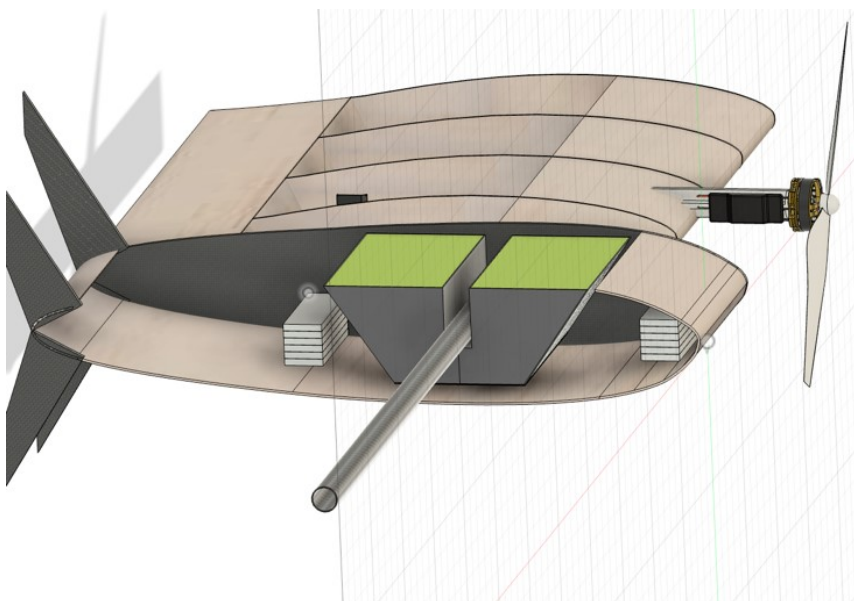


Figura 4.44 Compartimento de carga alocado na aeronave (Autoria própria)

4.5.8 Sistema dispersor

Para garantir a dispersão controlada da carga ao longo do voo, foi desenvolvido um mecanismo dispersor integrado ao compartimento de carga. Esse sistema permite ajustar a taxa de liberação da carga de acordo com os requisitos da missão, garantindo eficiência e previsibilidade na distribuição do material transportado.

O mecanismo é composto por um motor de corrente contínua (DC) acoplado a uma caixa de redução, que proporciona maior torque e controle preciso da rotação. Esse motor está integrado a um fuso roscado. Com a rotação do motor, o fuso empurra a carga para fora do compartimento, regulando sua liberação de forma contínua e controlada.

A taxa de dispersão é definida por meio de um controlador eletrônico programado, permitindo o ajuste da rotação do motor conforme a necessidade operacional. Quanto maior a rotação por minuto (RPM) do motor, maior a quantidade de carga liberada por unidade de tempo. Esse controle possibilita adaptações em tempo real, otimizando a distribuição do material de acordo com o perfil da missão.

O sistema foi projetado para ser compacto e leve, minimizando impactos no desempenho da aeronave. Além disso, os materiais utilizados no mecanismo dispersor foram selecionados para garantir durabilidade e resistência ao ambiente operacional, mantendo a confiabilidade do sistema.

ao longo de múltiplas operações.

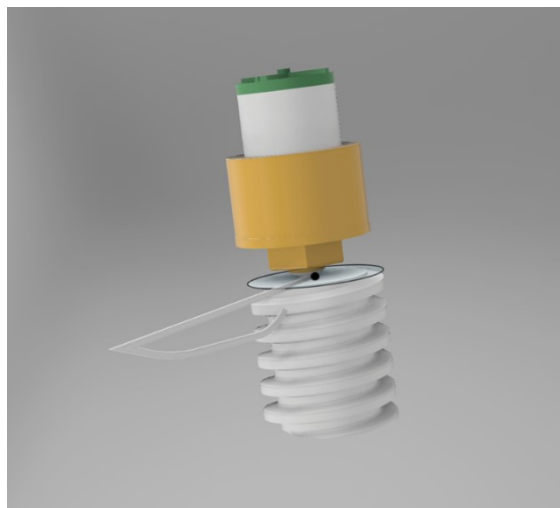


Figura 4.45 Sistema dispersor de carga. (Autoria própria)

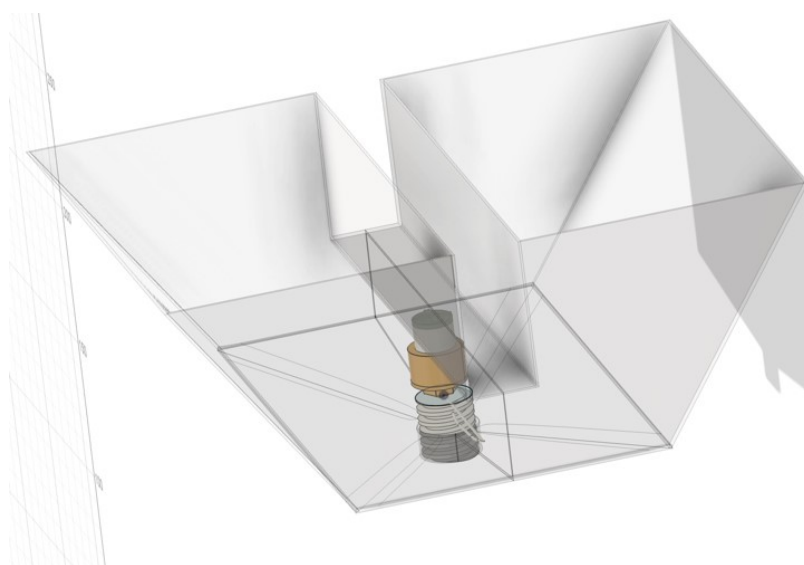


Figura 4.46 Localização do sistema dispersor no compartimento de carga. (Autoria própria)

4.5.9 Trem de Pouso

O trem de pouso da aeronave foi projetado seguindo a configuração conhecida como "cauda de foguete", permitindo a realização de operações de decolagem e pouso vertical (VTOL). Essa escolha se justifica pela necessidade de garantir estabilidade durante o pouso, assegurando

que a aeronave permaneça dentro dos limites aceitáveis de variação de ângulo durante a fase de aterrissagem. A geometria do trem de pouso foi dimensionada de forma a proporcionar um suporte adequado à fuselagem, reduzindo a possibilidade de inclinações excessivas que poderiam comprometer a integridade estrutural do veículo durante a operação (Raymer, 2018).

Além da estabilidade, a modularidade do trem de pouso foi considerada um fator essencial para garantir a portabilidade da aeronave. O sistema foi desenvolvido para ser desmontável, permitindo um encaixe preciso à fuselagem sem comprometer a rigidez estrutural ou a aerodinâmica do veículo. Essa característica facilita o transporte e a montagem da aeronave em campo, tornando sua operação mais prática para o usuário final. A abordagem modular do trem de pouso também possibilita eventuais adaptações futuras, caso sejam necessárias melhorias ou ajustes para diferentes condições operacionais.

Dessa forma, a escolha dessa configuração proporciona um equilíbrio entre funcionalidade, segurança e praticidade, contribuindo para a viabilidade operacional da aeronave dentro do contexto agrícola.

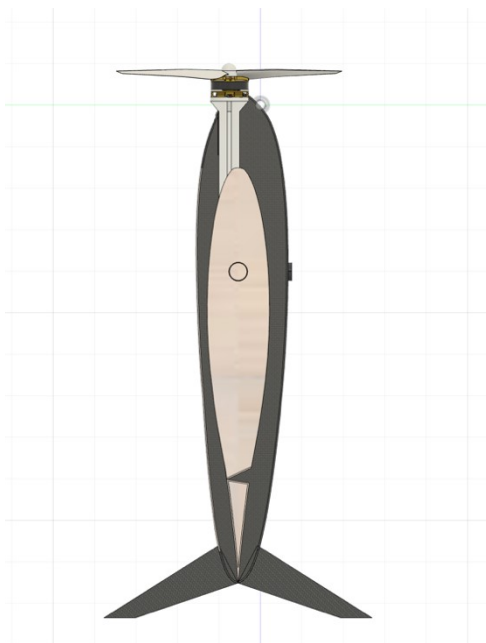


Figura 4.47 Representação visual da concepção inicial do trem de pouso. (Autoria própria)



Figura 4.48 Representação visual da concepção inicial do trem de pouso. (Autoria própria)

4.5.10 Estimativa de peso vazio

Para estimar o peso vazio da aeronave, foi desenvolvida uma modelagem tridimensional detalhada utilizando o software Autodesk Fusion 360. Essa abordagem permitiu uma representação precisa da estrutura e dos componentes da aeronave, viabilizando uma análise mais refinada das características físicas do projeto.

No modelo 3D, foram inseridas as propriedades dos materiais utilizados na construção, bem como os pesos individuais dos componentes principais, incluindo a fuselagem, asas, sistema de propulsão e eletrônicos embarcados. Essa metodologia possibilitou não apenas a obtenção de uma estimativa confiável da massa total da aeronave, mas também a determinação da posição do centro de massa, um fator crítico para garantir a estabilidade e o controle adequado do veículo durante o voo (Raymer, 2018).

A utilização de ferramentas de modelagem computacional é uma prática amplamente adotada na engenharia aeronáutica, permitindo simulações precisas e otimização estrutural antes da construção do protótipo físico (Anderson, 2011). Dessa forma, o modelo digital gerado serviu como base para ajustes e refinamentos no projeto, assegurando que o peso e a distribuição de massa estivessem alinhados com os requisitos operacionais da aeronave.

A Figura 3.19 apresenta a visualização do modelo tridimensional desenvolvido,

evidenciando a configuração estrutural e os principais elementos que compõem a aeronave.



Figura 4.49 Visualização do modelo tridimensional da aeronave. (Autoria própria)

Tabela 4.7 Tabela de massa por componente da aeronave.

Componente	Massa[kg]
Estrutura da aeronave	0,777
Carga Paga	1,500
Baterias	0,570
Eletrônica	0,221
Conjunto motopropulsor	0,270
Aeronave MTOW	3,383
Aeronave Vazia	1,860

4.5.11 Estimativa de Custos

A estimativa de custo é uma etapa fundamental para avaliar a viabilidade econômica de qualquer projeto de engenharia, especialmente no desenvolvimento de aeronaves não tripuladas. A análise financeira é essencial para garantir que o produto final seja acessível e funcional dentro do contexto agrícola.

O modelo foi projetado para operar de forma eficiente e precisa em ambientes agrícolas. Assim, a viabilidade econômica do projeto não apenas influencia sua implementação em campo, mas também determina seu potencial de escalabilidade e aplicação em diferentes cenários agrícolas.

A seguir, será apresentada a estimativa de custos envolvendo todos os componentes utilizados na aeronave oficial, desde materiais estruturais até sistemas eletrônicos, além de custos relacionados ao processo de fabricação e montagem. Essa análise busca fornecer uma visão clara dos investimentos necessários para a construção do protótipo e sua aplicabilidade prática

Tabela 4.8 Tabela de custo por componente da aeronave.

Estrutura da aeronave	Material	Valor (R\$)
Nervuras da raiz e trem de pouso	Honeycomb de fibra de vidro	100,00
Demais nervuras	Madeira Balsa 2mm	150,00
Bordo de ataque, bordo de fuga e caixa de torção	Madeira Balsa 2mm	150,00
Longarina	Tubo de carbono	260,00
Conjunto Moto Propulsor	Elemento	Valor (R\$)
Motores	4108	300,00
Hélices	APC 16x8	160,00
Baterias	Lipo HV 6S2P 5800mah	2000,00
Eletrônica e demais componentes	Elemento	Valor (R\$)
ESCs	Hobbywing Xrotor 40A	300,00
Sistema controlador de voo	Pixhawk, GPS e Power Module 3DS	1000,00
Servo Motores	EMAX 20Kg	200,00
Dispenser	PLA	150,00
Rádio Controle	Skydroid	2500,00
Case de Transporte	Hard Case	500,00

O custo total estimado para o desenvolvimento da aeronave, considerando todos os materiais estruturais, componentes eletrônicos e sistemas auxiliares, é de R\$7.770,00.

Esse investimento demonstra a viabilidade econômica do projeto, considerando o uso de materiais leves e resistentes, aliados a sistemas de controle eficientes.

4.6 Construção do protótipo

A construção do protótipo foi desenvolvida com o objetivo específico de validar o peso máximo de decolagem (MTOW), mantendo rigorosa fidelidade à geometria projetada. Esta fase do projeto priorizou a eficiência construtiva e a viabilidade econômica, sem comprometer os requisitos aerodinâmicos fundamentais do projeto.

O processo construtivo empregou materiais de baixo custo, amplamente disponíveis no mercado, demonstrando que é possível desenvolver uma aeronave experimental com recursos limitados, mantendo as características essenciais para validação do MTOW. O poliestireno expandido (EPS) de alta densidade foi selecionado como material principal para as superfícies aerodinâmicas.

Para garantir a rigidez necessária da estrutura e suportar a carga foi incorporado um vergalhão metálico como longarina, elemento crucial para suportar os esforços de flexão e torção durante o voo. Esta solução estrutural permitiu manter a integridade do projeto mesmo sob as condições de carga máxima prevista.

Um aspecto fundamental do processo construtivo foi o desenvolvimento de um sistema de corte térmico customizado para o EPS. Este equipamento permitiu a execução precisa dos perfis aerodinâmicos, garantindo a conformidade com o projeto original. A precisão dimensional foi ainda mais aprimorada através do uso de gabaritos produzidos em MDF de 5mm, cortados a laser, que serviram como guias durante todo o processo de construção, assegurando que a geometria da aeronave permanecesse fiel ao projeto original. A integração da longarina de vergalhão foi realizada de forma a garantir o alinhamento estrutural correto, fundamental para o desempenho aerodinâmico da aeronave.



Figura 4.50 Disposição da longarina do protótipo. (Autoria própria)



Figura 4.51 Base de fixação do motor. (Autoria própria)

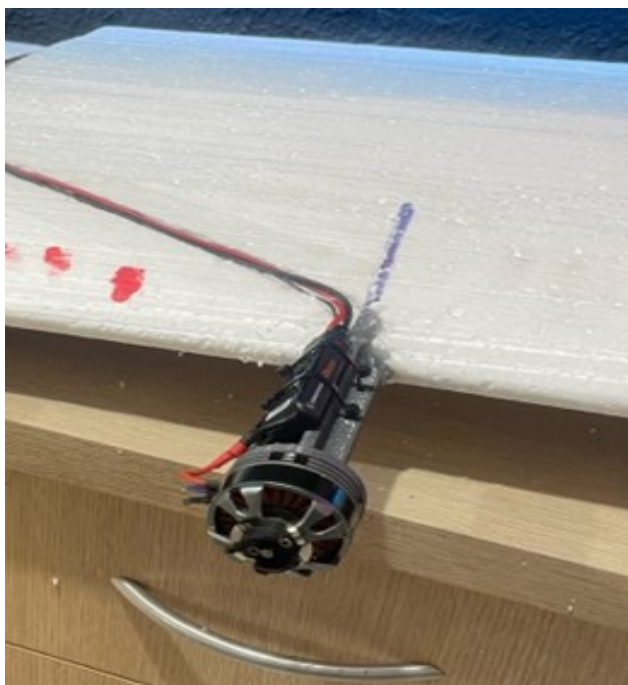


Figura 4.52 Motor fixado na asa. (Autoria própria)



Figura 4.53 Base de isopor do protótipo da aeronave. (Autoria própria)



Figura 4.54 Protótipo do VTOL. (Autoria própria)

Para garantir a correta fixação dos motores na aeronave e alojar os ESCs (Electronic Speed Controllers), os suportes dos motores foram projetados e impressos em PETG, com sua base fixa na longarina principal. O compartimento de carga do protótipo foi desenvolvido para alojar a eletrônica e as baterias da aeronave, mantendo o CG de projeto. O dispenser de carga não foi colocado no protótipo, visto que demandaria grande complexidade no momento do projeto.



Figura 4.55 Protótipo com eletrônica montada. (Autoria própria).

A construção modular da aeronave, evidenciada nas imagens do processo construtivo, demonstra a eficácia da metodologia empregada. A utilização de gabaritos precisos e técnicas de construção controladas resultou em um protótipo que atende às especificações de projeto, mantendo a fidelidade dimensional necessária para o correto desempenho aerodinâmico da aeronave e validação do MTOW estabelecido.

Esta abordagem construtiva não apenas viabilizou a execução do projeto dentro das limitações orçamentárias estabelecidas, mas também demonstrou que é possível desenvolver aeronaves experimentais utilizando materiais e métodos acessíveis, sem comprometer a qualidade e a funcionalidade do produto final, mantendo as características geométricas e estruturais necessárias para a validação do peso máximo de decolagem proposto.

5 Resultados

Durante a fase de testes do protótipo, foram identificadas algumas divergências em relação ao projeto original, sendo a mais crítica a diferença de desempenho do motor quando operando na bancada de testes e quando alimentado pelo pack de baterias. Essa discrepância resultou em uma redução da tração disponível para a decolagem, tornando necessário um ajuste na massa total da aeronave. Para compensar essa limitação e garantir que o motor fornecesse pelo menos 20% de tração excedente em relação ao peso da aeronave, foi realizada uma redução de aproximadamente 300 gramas na estrutura para o voo inaugural. Esse processo envolveu a remoção de materiais não essenciais, priorizando componentes mais leves sem comprometer a integridade estrutural do protótipo. Além disso, observou-se que os materiais utilizados na prototipagem inicial eram significativamente mais pesados do que o estimado no projeto, reforçando a necessidade de uma revisão da massa total da aeronave. Após a implementação desses ajustes, foram conduzidos voos de teste para validar a funcionalidade do protótipo. O objetivo principal da missão experimental era verificar a capacidade de decolagem vertical da aeronave e a realização bem-sucedida da transição do voo pairado (hovering) para o voo de cruzeiro.

Os testes demonstraram que a aeronave foi capaz de realizar a decolagem vertical com estabilidade satisfatória, além de completar a transição para voo horizontal de forma eficiente. Com isso, os dois principais objetivos da missão foram atingidos, confirmando a viabilidade do

conceito proposto e fornecendo dados experimentais para a otimização do projeto.



Figura 5.1 Fotografia do voo de teste do protótipo, agosto 2024. (Autoria própria)

6 Conclusão

O desenvolvimento da aeronave de decolagem e pouso vertical (VTOL) enfrentou desafios significativos, desde a concepção inicial até os testes experimentais. A definição do conjunto motopropulsor, a escolha dos materiais estruturais e a distribuição de massa foram aspectos cruciais para garantir o equilíbrio entre desempenho, estabilidade e eficiência. Através de análises criteriosas, foram estabelecidos parâmetros de projeto que visavam minimizar a variação do centro de gravidade e otimizar a resposta aerodinâmica da aeronave durante todas as fases do voo.

Os ensaios demonstraram que a tração gerada pelos motores variava significativamente quando alimentados por uma fonte de bancada em comparação ao pack de baterias instalado no protótipo. Essa divergência comprometeu a relação empuxo-peso, exigindo a redução da massa total da aeronave para garantir uma margem de tração adequada. As baterias utilizadas no primeiro teste de voo já haviam sido utilizadas há algum tempo, e portanto foram submetidas a desgaste. Podendo esta ser uma possível causa de tamanha perda de potência. Vale também a revisão da resistência elétrica interna dos packs de bateria, para verificar se estão ocorrendo perdas excessivas. Por fim, a necessidade desse ajuste reforça a importância de considerar fatores como

eficiência energética e degradação da potência ao longo do voo, especialmente em projetos de aeronaves elétricas.

A estabilidade longitudinal foi satisfatória, especialmente devido à implementação de ajustes aerodinâmicos, como a deflexão dos elevons para compensar a assimetria do centro de massa em relação ao eixo do motor. No entanto, a estabilidade lateral e direcional mostraram-se comprometidas, evidenciando um comportamento oscilatório característico do modo dutch-roll. Esse fenômeno, embora esperado devido ao escopo limitado das análises iniciais, aponta a necessidade de aprimoramentos na geometria da aeronave. Análises dos modos latero-direcionais, realizadas posteriormente por meio do XFLR5, revelam modos instáveis de rolagem holândesa e de espiral. Isto desconsiderando a atuação da controladora. Estes modos instáveis podem ter realizado um papel importante na queda e na perda de controle da aeronave. Um estudo mais detalhado, abordando o impacto da controladora nos modos latero-direcionais pode esclarecer a real estabilidade da aeronave em voo, e quais medidas são suficientes e necessárias.

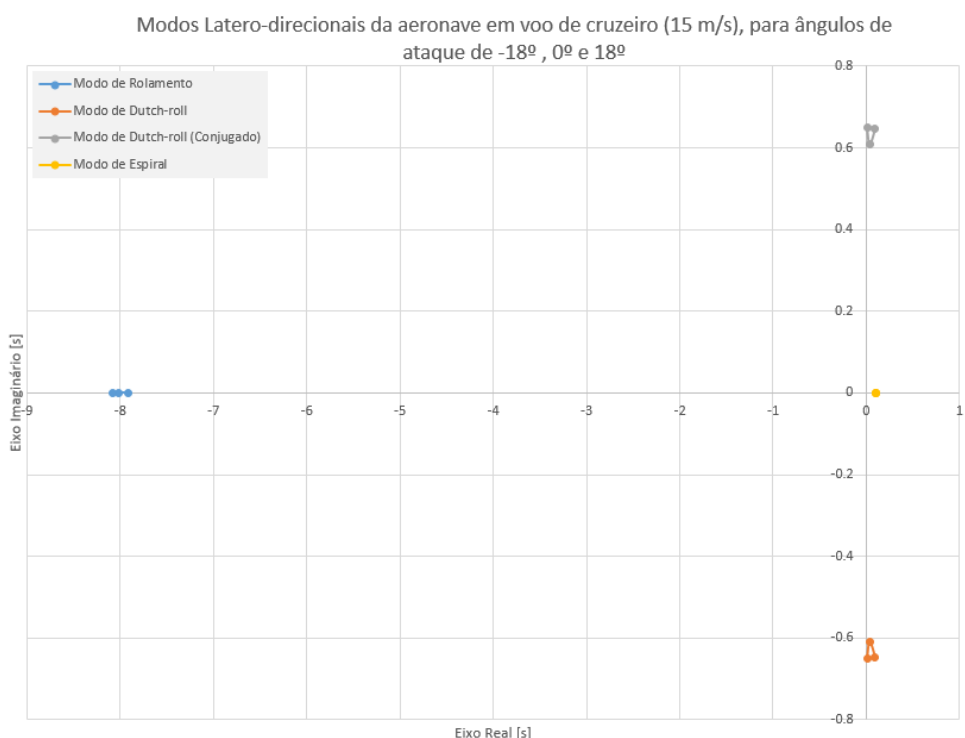


Figura 6.1 Modos Latero-direcionais em voo de cruzeiro (15 m/s), para ângulos de ataque de -18° , 0° e 18° .
(Autoria própria)

Futuras iterações do projeto podem explorar a introdução de um diedro positivo nas asas e um leve ângulo de enflechamento para melhorar a estabilidade direcional sem comprometer a eficiência aerodinâmica.

Com base nos resultados obtidos, conclui-se que o conceito de aeronave VTOL desenvolvido neste estudo é viável e atende aos requisitos fundamentais do projeto. No entanto, diversas melhorias e correções ainda são necessárias para aprimorar seu desempenho, especialmente em termos de redução de peso, aumento da eficiência do sistema de propulsão e refinamento das características aerodinâmicas. A adoção de materiais mais leves e resistentes, aliada a uma reavaliação da distribuição de carga e do dimensionamento dos controles, pode contribuir significativamente para a evolução do projeto.

Os experimentos realizados consolidaram a aeronave como uma prova de conceito bem-sucedida, fornecendo uma base sólida para o desenvolvimento de versões mais avançadas. O conhecimento adquirido ao longo do processo servirá de referência para aprimoramentos futuros, contribuindo para a evolução de aeronaves VTOL e sua aplicabilidade em diferentes cenários operacionais.

Referências

- ANDERSON, J. D. Aircraft performance and design. New York: McGraw-Hill, 1999.
- ANDERSON, John D. Fundamentals of aerodynamics. 5. ed. New York: McGraw-Hill, 2010.
- BRANDT, S. A.; STILES, R. Introduction to aeronautics: a design perspective. Reston: AIAA, 2011.
- COOK, Michael V. Flight dynamics principles: a linear systems approach to aircraft stability and control. 3. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2012.
- DRELA, M. XFOIL: an analysis and design system for low Reynolds number airfoils. 2003. Disponível em: <https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>. Acesso em: 18 jan. 2025.
- DRONELIFE. Drones will not replace manned aircraft in agriculture – NAAA president Andrew Moore. 2024. Disponível em: <https://dronelife.com>. Acesso em: 11 fev. 2025.
- ETKIN, B.; REID, L. D. Dynamics of flight: stability and control. 3. ed. New York: Wiley, 1996.
- FERREIRA, T. M.; COSTA, J. A.; RIBEIRO, L. P. Agentes microbiológicos no controle de pragas agrícolas: fundamentos e aplicações. Revista Brasileira de Fitossanidade, v. 12, n. 2, p. 45-60, 2020.
- GOMES, R. F.; ALMEIDA, P. H. Estratégias para a aplicação de agentes biológicos no controle

integrado de pragas. *Ciência Rural*, v. 49, n. 5, p. 100-115, 2019.

GROOVER, Mikell P. *Fundamentals of modern manufacturing: materials, processes, and systems*. 4. ed. Hoboken: Wiley, 2010.

FUUEST, H.; DUDA, D. F.; ISLAM, T.; OSTERMANN, T.; MOORMANN, D. Stabilization of the vertical take-off of a rigid flying wing for an airborne wind energy system. *CEAS Aeronautical Journal*, [S.l.], v. 12, p. 895–906, 2021. DOI: 10.1007/s13272-021-00545-3.

HODGES, D. H.; ALVIN, E. P. *Fundamentals of structural stability*. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.

KATZ, J.; PLOTKIN, A. *Low-speed aerodynamics*. 2. ed. Cambridge: Cambridge University Press, 2001.

LOPES, Bruno Oliveira; AMORIM JÚNIOR, Wanderley Ferreira. *Conceptual design of UAV flying wing for construction in 3D printer*. Campina Grande: Universidade Federal de Campina Grande, 2019.

MEGSON, T. H. G. *Aircraft structures for engineering students*. 5. ed. Oxford: ButterworthHeinemann, 2010.

NELSON, R. C. *Flight stability and automatic control*. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1998.

82

OLIVEIRA, M. S.; SOUZA, L. P. Alternativas sustentáveis para o controle de pragas: a ascensão dos agentes microbiológicos no Brasil. *Revista de Ciências Agrárias*, v. 18, n. 4, p. 89-103, 2021.

PRANDTL, "Über die Härte plastischer Körper. Nachrichten der Gesellschaft der Wissenschaften zu Göttingen", Mathematisch-physikalischen Klasse, 74–85, 1920

PRECEDENCE RESEARCH. *Commercial Drone Market Size 2023 to 2034 (USD Billion)*.

Disponível em: <https://www.precedenceresearch.com/commercial-drone-market>. Acesso em: 11 fev. 2025.

RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 5. ed. Reston: AIAA, 2012.

RAYMER, D. P. *Aircraft design: a conceptual approach*. 6. ed. Reston: AIAA, 2018.

RODRIGUES, A. P.; SILVA, T. R.; MARTINS, F. A. Pulverização agrícola: uma análise comparativa entre métodos terrestres, aéreos e drones. *Journal of Agricultural Technology*, v. 15, n. 3, p. 75-92, 2023.

ROSKAM, J. *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*. Lawrence: DARcorporation, 1995.

ROSKAM, J. *Airplane design series*. Lawrence: DARcorporation, 2000.

SADRAEY, M. *Aircraft design: a systems engineering approach*. Hoboken: Wiley, 2013.

SANTOS, Tiago A.; LIMA, Gustavo H. *Projeto de um drone utilizando técnicas de engenharia*. Brasília: Universidade de Brasília, 2023. Monografia (Graduação em Engenharia Mecatrônica) – UnB.

SCHUSTER, Bruno Leonardo; et al. *Concepção de um Veículo Aéreo Não Tripulado do Tipo Asa Voadora para Fins Didáticos*. Santa Maria: Universidade Federal de Santa Maria, 2018.

Trabalho de Conclusão de Curso (Engenharia Mecânica) – UFSM.

- SILVA, J. P.; ALVES, R. C.; MARTINS, D. F. Inovações tecnológicas na agricultura sustentável: desafios e perspectivas. *Revista Brasileira de Tecnologia Agrícola*, v. 22, n. 1, p. 30-47, 2022.
- STEVENS, Brian L.; LEWIS, Frank L. *Aircraft control and simulation*. 2. ed. Hoboken: Wiley, 2003.
- TORENBEEK, E. *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft: Delft University Press, 1982.
- VALAVANIS, Kimon P.; VACHTSEVANOS, George J. *Handbook of unmanned aerial vehicles*. Dordrecht: Springer, 2015.