



**Politécnico  
Castelo Branco**

Escola Superior  
de Tecnologia

# **Análise estrutural de uma asa de um Veículo Aéreo não Tripulado de asa fixa**

António Guyon Serra

Aluno nº 20221278

Orientador

Doutor Armando Lopes Ramalho

Trabalho de Projeto apresentado à Escola Superior de Tecnologia do Instituto Politécnico de Castelo Branco para cumprimento dos requisitos necessários à obtenção do grau de Licenciado em Engenharia e Gestão Industrial, realizada sob a orientação científica do Professor Doutor Armando Lopes Ramalho, do Instituto Politécnico de Castelo Branco.

Junho de 2025



## **Composição do júri**

Presidente do júri

Doutor, Pedro Miguel Baptista Torres

Vogais

Doutor Armando Lopes Ramalho

Professor Coordenador do Instituto Politécnico de Castelo Branco

Doutor Luís Miguel Pedroso de Moura Correia

Professor Adjunto do Instituto Politécnico de Castelo Branco

## **Dedicatória**

Dedico este trabalho à minha família e a todos aqueles que, de forma incondicional, sempre acreditaram em mim e me apoiaram ao longo desta jornada.

Muito obrigado.

## **Agradecimentos**

Agradeço, em primeiro lugar, à minha companheira Leny e à minha filha, bem como aos meus pais, irmãos e amigos, pelo apoio constante, incentivo nos momentos mais difíceis e compreensão durante a minha ausência enquanto me dedicava intensamente à realização deste trabalho. Expresso também o meu profundo reconhecimento ao meu orientador de projeto, Professor Doutor Armando Ramalho, pela partilha generosa do seu conhecimento técnico e pela orientação rigorosa e profissional ao longo desta jornada.

Por fim, deixo uma palavra de apreço a todos os colegas da minha turma, pelo ambiente de companheirismo, entreaajuda e motivação mútua, que tanto contribuíram para o aprofundamento dos nossos conhecimentos e para a concretização deste trabalho de conclusão de curso.

## **Resumo**

Este projeto tem como objetivo a análise estrutural comparativa de duas configurações de asa para um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) de asa fixa: a estrutura do tipo semi-monocoque, em liga de alumínio, e a estrutura tipo sandwich, composta por um núcleo de poliestireno expandido (EPS) e revestimento em compósito GreenPoxy 56 reforçado com fibra de vidro. Através do Método dos Elementos Finitos (MEF), foram realizadas simulações computacionais com o software MSC Patran/Nastran, sujeitando ambas as geometrias às mesmas condições de carregamento, de forma a avaliar parâmetros como tensões equivalentes de von Mises e deslocamentos máximos.

Os resultados indicam que, embora a configuração semi-monocoque apresente ligeiramente menor massa, revela níveis mais elevados de tensão e deslocamentos superiores, mesmo após reforço das longarinas. Por outro lado, a estrutura tipo sandwich demonstrou um comportamento mais eficiente em termos estruturais, com menor concentração de tensões e maior rigidez, representando uma alternativa viável para aplicações em VANTs com requisitos de leveza e segurança estrutural.

Este estudo destaca a importância da escolha adequada da configuração estrutural e dos materiais, contribuindo para o desenvolvimento de soluções mais otimizadas. Apesar das limitações da simulação, nomeadamente a simplificação do carregamento aerodinâmico, os resultados obtidos constituem uma base sólida para estudos futuros, incluindo a integração com análise aerodinâmica (CFD) e validação experimental.

## **Palavras-chave**

VANT, análise estrutural, elementos finitos, semi-monocoque, sandwich.

## **Abstract**

This project aims to carry out a structural comparative analysis of two wing configurations for a fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle (UAV): a semi-monocoque structure made of aluminum alloy, and a sandwich structure composed of an expanded polystyrene (EPS) core and a GreenPoxy 56 composite skin reinforced with fiberglass. Using the Finite Element Method (FEM), computational simulations were performed in MSC Patran/Nastran, applying the same loading conditions to both geometries in order to evaluate parameters such as von Mises equivalent stresses and maximum displacements.

The results indicate that, although the semi-monocoque configuration has slightly lower mass, it exhibits higher stress levels and greater displacements, even after reinforcement of the spars. In contrast, the sandwich configuration demonstrated more efficient structural behavior, with lower stress concentrations and greater stiffness, making it a viable alternative for UAV applications requiring lightness and structural reliability.

This study highlights the importance of selecting an appropriate structural configuration and materials, contributing to the development of more optimized solutions. Despite the limitations of the simulation, particularly the simplified aerodynamic loading, the results provide a solid foundation for future research, including aerodynamic analysis integration (CFD) and experimental validation.

## **Keywords**

UAV, structural analysis, finite element method, semi-monocoque, sandwich structure.

## Índice geral

1. Introdução .....	1
1.1. Estrutura do Trabalho.....	3
2. Revisão bibliográfica .....	4
2.1. Introdução aos VANT .....	8
2.2. Materiais.....	11
2.3. Elementos Finitos.....	13
2.4. Perfil de Asa.....	14
2.5. Geometria .....	16
3. Definição dos modelos .....	18
3.1. Geometria .....	18
3.2. Carregamento .....	19
3.3. Modelo .....	20
4. Simulação.....	21
4.1. Meshing.....	21
4.2. Materiais.....	22
4.3. Condições de fronteira .....	23
4.4. Carregamentos .....	24
4.5. Modelo Numérico .....	25
5. Apresentação e discussão dos resultados .....	26
6. Conclusão e trabalhos futuros.....	30

## Índice de figuras

<b>Figura 1-</b> VANT de asa fixa em voo [1].....	2
<b>Figura 2-</b> Evolução dos VANTs desde os seus primórdios [2].....	4
<b>Figura 3-</b> Classificação dos VANT segundo o tipo de descolagem [2]. ....	5
<b>Figura 4-</b> Classificação dos VANT, aplicações e sensor. [3] .....	10
<b>Figura 5-</b> Materiais relação Resistência/Densidade [6] .....	11
<b>Figura 6-</b> Perfil Eppler 66 (e66-il) [10].....	15
<b>Figura 7-</b> Modelo físico da asa do VANT.....	16
<b>Figura 8-</b> Modelo semi-monocoque (wireframe).....	18
<b>Figura 9-</b> Modelo Sandwich (wireframe).....	19
<b>Figura 10-</b> Malha da geometria semi-monocoque .....	21
<b>Figura 11-</b> Malha da geometria Sandwich. ....	22
<b>Figura 12-</b> Deslocamentos nulos em XYZ no Modelo Semi-Monocoque. ....	23
<b>Figura 13-</b> Deslocamentos nulos em XYZ no Modelo Sanwich. ....	24
<b>Figura 14-</b> Carregamento sob forma de pressão constante. ....	25
<b>Figura 15-</b> Sandwich (top surf) .....	26
<b>Figura 16-</b> Sandwich (down surf) .....	27
<b>Figura 17-</b> Semi-monocoque longarina de 5mm (top surf) .....	28
<b>Figura 18-</b> Semi-monocoque longarina de 8mm (top surf) .....	28
<b>Figura 19-</b> Semi-monocoque longarina de 8mm (down surf).....	29

## **Lista de tabelas**

<b>Tabela 1</b> -Especificações da Asa [9] .....	15
<b>Tabela 2</b> -Propriedades dos materiais usados.....	23

## **Lista de abreviaturas, siglas e acrónimos**

ANAC – Autoridade Nacional da Aviação Civil

CFD – Dinâmica de Fluidos Computacional (Computational Fluid Dynamics)

EPS – Poliestireno Expandido

FAA – Administração Federal de Aviação, EUA (Federal Aviation Administration)

MEF – Método dos Elementos Finitos

NACA – Comité Consultivo Nacional para a Aeronáutica, EUA (National Advisory Committee for Aeronautics)

NASA – Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço, EUA (National Aeronautics and Space Administration)

UAS – Sistema Aéreo Não Tripulado (Unmanned Aerial System)

VANT – Veículo Aéreo Não Tripulado







## 1. Introdução

Nos últimos anos, os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) têm assumido um papel cada vez mais relevante em diferentes áreas de aplicação, com destaque para o setor militar. Conflitos recentes, como os ocorridos na Ucrânia e na Palestina, evidenciam uma mudança estratégica na utilização de meios aéreos, com os VANTs a substituírem operações com tropas terrestres por equipas reduzidas que operam remotamente, reduzindo os riscos humanos e aumentando a eficácia das missões. Esta evolução tem impulsionado a procura por sistemas não tripulados, como os desenvolvidos por empresas de referência, incluindo a portuguesa Tekever.

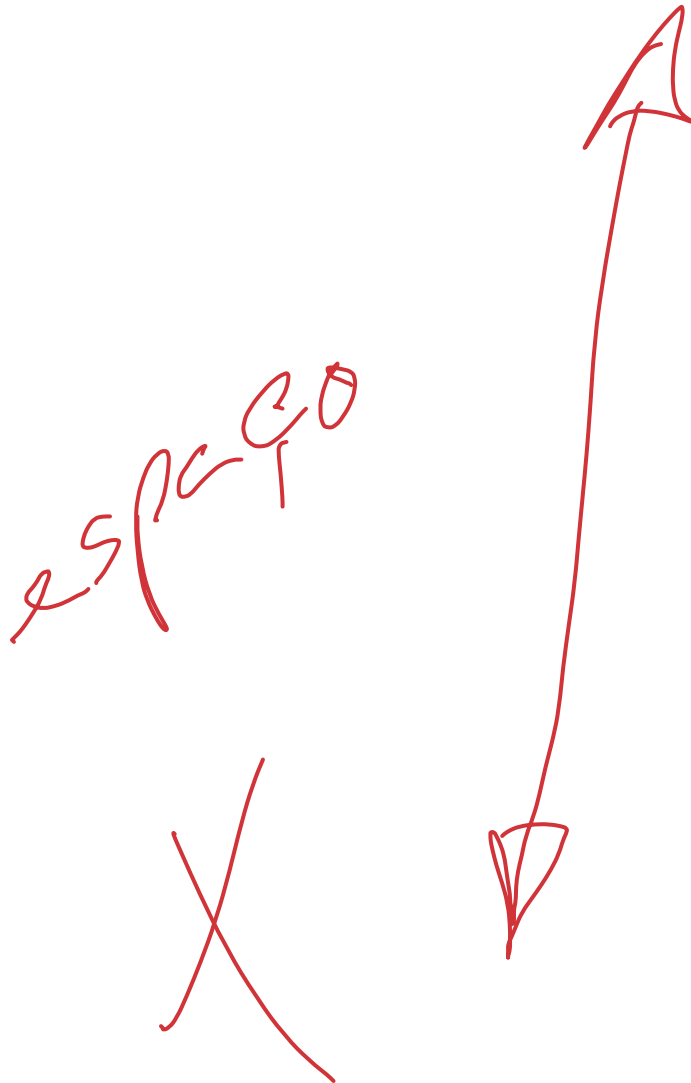
Entre os componentes mais críticos de uma aeronave de asa fixa (**Figura 1**), destacam-se as asas e a sua ligação à fuselagem. Estas estruturas desempenham um papel fundamental no comportamento estrutural e na eficiência da aeronave, sendo responsáveis pela sustentação e por suportar e distribuir as cargas durante o voo. Nesse contexto, torna-se relevante compreender como diferentes decisões construtivas, como o perfil aerodinâmico, o tipo de construção estrutural e os materiais utilizados, podem influenciar o desempenho de uma asa e por consequente o desempenho do VANT.

Motivado por este cenário e com base na minha formação técnica e académica, que embora não inclua conteúdos aprofundados em engenharia aeronáutica, fornece uma base sólida em engenharia mecânica e ferramentas de simulação, este trabalho propõe-se a desenvolver uma análise estrutural de uma asa de um VANT. A análise será conduzida com o auxílio de software baseado no Método dos Elementos Finitos (MEF), aplicando-se uma carga estática (sem considerar os efeitos aerodinâmicos) com o objetivo de avaliar o comportamento estrutural da asa.

Serão estudadas asas com perfis da série NACA ("National Advisory Committee for Aeronautics"), analisando-se dois tipos de construção distintos: tipo semi-monocoque e tipo sandwich. Apesar das limitações impostas pelo tipo de carga e conhecimento técnico da engenharia aeronáutica, este projeto visa proporcionar uma primeira abordagem ao comportamento estrutural de asas de VANTs, confrontando dois tipos de soluções construtivas para o principal componente deste tipo de aeronaves.



**Figura 1-** VANT de asa fixa em voo [1]



## 1.1. Estrutura do Trabalho

O presente trabalho está organizado em seis capítulos, cada um com um papel específico para a investigação e desenvolvimento realizado ao longo do projeto.

No Capítulo 1 – Introdução, é apresentada a contextualização do tema, a motivação que impulsionou o desenvolvimento deste estudo e os seus principais objetivos, bem como a organização do documento. Este capítulo procura enquadrar o leitor na problemática abordada e justificar a sua relevância no âmbito da engenharia aeroespacial, particularmente no que diz respeito à análise estrutural de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT).

No Capítulo 2 – Revisão Bibliográfica, são abordados os principais conceitos teóricos e os contributos existentes na literatura científica que sustentam o desenvolvimento do trabalho. Incluem-se aqui temas como a definição e tipologia dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT), os materiais utilizados em estruturas aeronáuticas, a metodologia dos elementos finitos, os perfis aerodinâmicos e tipos de construção mais comuns.

O Capítulo 3 – Definição dos Modelos descreve a geometria da asa considerada, os carregamentos aplicados e as características estruturais do modelo adotado. Este capítulo representa a transição entre a fundamentação teórica e a componente prática da análise, sendo crucial para garantir a coerência dos resultados obtidos.

No Capítulo 4 – Simulação, é apresentada a abordagem computacional empregue na análise estrutural, recorrendo a software de elementos finitos. São detalhados o processo de malhagem (meshing) a definição dos materiais, as condições de fronteira e os carregamentos aplicados. Este capítulo reflete a vertente técnica do curso, explorando ferramentas de apoio à decisão e de otimização de soluções industriais.

O Capítulo 5 – Apresentação e Discussão dos Resultados tem como finalidade apresentar os resultados da simulação e interpretá-los de forma crítica, avaliando o desempenho estrutural da asa e discutindo os fatores que influenciam a sua integridade e eficiência.

Por fim, o Capítulo 6 – Conclusão e Trabalhos Futuros resume as principais conclusões retiradas do estudo, refletindo sobre os objetivos alcançados e sugerindo possíveis desenvolvimentos futuros. Reforça-se assim o contributo do trabalho para a integração de conhecimentos na área da engenharia, com especial ênfase na aplicação industrial de metodologias de análise estrutural.

Pág. ímpar

## 2. Revisão bibliográfica

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs), deixaram de ser apenas ferramentas militares para se tornarem maravilhas tecnológicas de uso generalizado, com aplicações que abrangem a defesa, a agricultura, a resposta a emergências e muito mais. O seu crescimento não é por acaso, resulta da capacidade de realizar tarefas demasiado perigosas, caras ou simplesmente impossíveis para os seres humanos. Esta análise baseia-se em dois trabalhos académicos importantes: um que mostram a evolução histórica e tecnológica dos VANT [2] e outro que explora as suas utilizações civis e os desafios que enfrentam [3]. Juntos, ajudam-nos a compreender de onde vieram os VANT, onde estão a ser utilizados atualmente e o que o futuro pode reservar.

### Desenvolvimento Histórico dos VANT

A história dos VANT começa no início do século XX. Como explicam Martinez e Cardona [2], o primeiro sistema semelhante a um drone, o torpedo aéreo Curtis N-9, como pode ser visto na **Figura 2**, foi desenvolvido durante a Primeira Guerra Mundial. Ao longo da história, os drones foram evoluindo conforme as necessidades militares: o infame V-1 da Alemanha na Segunda Guerra Mundial, drones de reconhecimento durante a Guerra Fria e iscos na Guerra do Vietname. Após o ano 2000, o seu papel expandiu-se significativamente, especialmente nas guerras lideradas pelos EUA no Afeganistão e no Iraque. Drones como o MQ-1 Predator transformaram o campo de batalha com a sua capacidade de monitorizar e atacar alvos remotamente. Por volta de 2004, deu-se uma mudança importante visto que os drones começaram a entrar na vida civil.

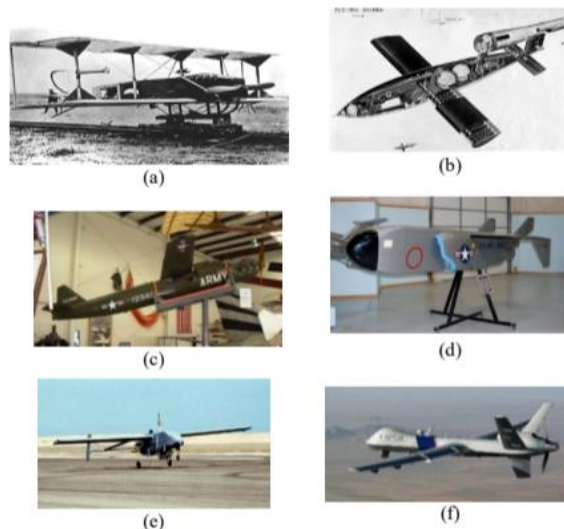
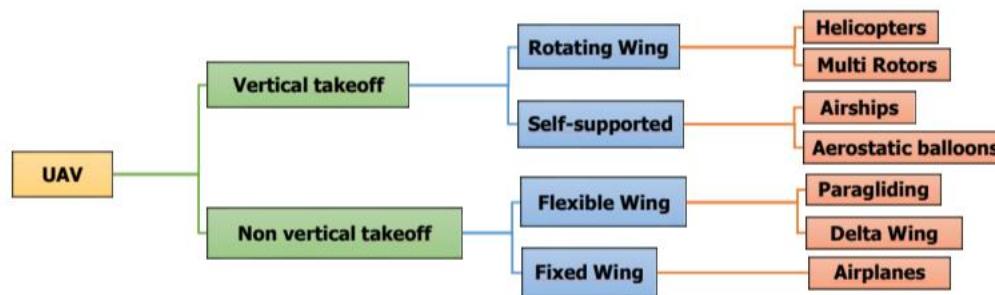


Fig. 1 (a) Curtiss N-9: Aerial Torpedo, (b) German V-1, (c) RP-71, (d) McConnell ADM-20 Quail, (e) RQ-2 Pioneer, (f) MQ-9 Reaper.

**Figura 2**-Evolução dos VANTs desde os seus primórdios [2].

## Classificações e Estruturas dos VANT

Não existe uma única solução para todos os tipos de VANT. Diferentes tarefas exigem designs diferentes. Alguns descolam verticalmente, como helicópteros; outros necessitam de uma pista, como pode ser visto na **Figura 3** onde são classificados consoante o seu tipo de descolagem. Uns são concebidos para velocidade e altitude, outros para pairar e terem precisão. Os VANT podem ser categorizados pelo tipo de asa (fixa ou rotativa), tamanho, alcance e altitude máxima. O Departamento de Defesa dos EUA apresenta um sistema de classificação detalhado [2], enquanto Al-Fuqaha et al. propõem uma estrutura mais flexível, que também considera a autonomia e a carga útil [3]. É também importante notar que os VANT não operam isoladamente — fazem parte de sistemas maiores (UAS), que incluem estações de controlo no solo, equipamentos de comunicação e pessoal qualificado.



**Figura 3**-Classificação dos VANT segundo o tipo de descolagem [2].

## Aplicações dos VANT

**Uso Militar:** Os drones são agora indispensáveis na guerra moderna. São utilizados para vigilância, reconhecimento, interferência de comunicações, e quando necessário, ataques de precisão. Reduzem o risco para a vida humana e aumentam a eficácia operacional.

**Uso Civil:** A utilização de drones civis está em rápida expansão. Na agricultura, ajudam a monitorizar culturas e aplicar pesticidas. Na construção civil, inspecionam pontes e oleodutos. As equipas de emergência utilizam-nos em missões de busca e salvamento. Cientistas ambientais monitorizam a fauna e os níveis de poluição com drones. Empresas de telecomunicações utilizam-nos para fornecer acesso à internet em regiões remotas. Até as empresas de entregas estão a começar a confiar em drones para transportar bens para locais de difícil acesso. Mais recentemente, com o desenvolvimento dos conceitos de Innovative Air Mobility (IAM), os drones começam a ser testados como alternativa de transporte de passageiros e mercadorias em ambientes urbanos, abrindo caminho para uma nova geração de mobilidade aérea nas cidades [3].

## Casos de Estudo e Aplicações Práticas

Martinez e Cardona [2] apresentam alguns designs de drones verdadeiramente inovadores:

- **Bat Bot (B2):** Inspirado em morcegos, este pequeno drone imita o movimento das asas para voar (biomimética).
- **SAMWISE:** Um sistema de navegação que funciona sem GPS, permite voar em locais onde o sinal GPS não penetra.
- **SkyLITE:** Uma rede de drones que cria cobertura de rede LTE.
- **SUWAVE:** Um drone à prova de água que pode aterrar e descolar na superfície da água.

Estes exemplos demonstram o quão criativa e interdisciplinar se tornou a investigação sobre VANT.

### Desafios Tecnológicos e Fronteiras da Investigação

Apesar de todos os avanços, os VANT continuam a enfrentar obstáculos significativos. A autonomia da bateria é um dos principais. A maioria dos drones não consegue permanecer no ar por muito tempo. Os investigadores estão a explorar tudo, desde energia solar a células de combustível de hidrogénio e carregamento sem fios por laser [3]. Outro desafio é a navegação autónoma — ensinar drones a evitar obstáculos, voar em formação ou tomar decisões sem intervenção humana é complexo e está em desenvolvimento. Também há o desafio das redes de comunicação. Garantir ligações fiáveis e com baixa latência — especialmente quando operam em grupo ou em áreas remotas — é uma prioridade de investigação.

### Quadro Legal

Cada país tem as suas próprias regras. Nos EUA, por exemplo, a FAA exige que os drones voem abaixo dos 400 pés e estejam registados [2]. O Canadá impõe limites semelhantes e proíbe voos perto de aeroportos. A Índia exige licenças para drones mais pesados. Israel permite operações totalmente autónomas em zonas designadas. Entretanto, países como o Irão impuseram restrições rigorosas.

Em Portugal, a ANAC aplica o regulamento europeu (EASA 2019/947) integrando-o no Regulamento n.º 1093/2016 [4], que estabelece três categorias de operações, aberta, específica e Certificada com regras claras [5]:

- **Categoria Aberta (baixo risco):** drones até 25 kg, voos VLOS até 120 m, sem sobrevoo de pessoas ou zonas restritas, registados e com piloto remoto certificado (A1–A3).

- **Categoria Específica/Certificada:** operações com drones mais pesados, BVLOS, transporte de carga/passageiros ou voos sobre pessoas, exigem autorização prévia da ANAC, avaliação de risco ou certificação completa.
- Adicionalmente, é obrigatório o registo das aeronaves com peso superior a 250g e respetivos proprietários.

A ausência de um consenso internacional significa que os operadores de drones têm de navegar num labirinto regulatório, especialmente em voos comerciais ou internacionais.

### **Tendências de Mercado e Perspetivas Futuras**

Segundo Al-Fuqaha et al. [3], o mercado dos VANT está em crescimento acelerado e espera-se que ultrapasse os 127 mil milhões de dólares, com as aplicações em infraestruturas civis a valerem sozinhas 45 mil milhões. O futuro dos VANT inclui tendências fascinantes:

- **Tecnologia de Enxame(swarm):** Frotas coordenadas de drones a trabalhar em conjunto.
- **Integração com IA:** Drones que utilizam dados em tempo real para reconhecer objetos, tomar decisões e ajustar o comportamento.
- **Computação em Nuvem:** Ligação dos drones a sistemas de processamento de dados.
- **Materiais Leves:** Construção de drones mais pequenos, resistentes e com maior capacidade de carga.

Cada fonte traz contributos valiosos. Martinez e Cardona [2] fornecem uma visão geral sólida da história, estrutura técnica e regulamentação dos VANT — uma excelente introdução. Já Ala Al-Fuqaha et al. [3] mergulham profundamente nas aplicações civis e nos desafios técnicos, oferecendo perspetivas especialmente úteis para estudos avançados e desenvolvimento de engenharia.

Dos torpedos aéreos da Primeira Guerra Mundial aos drones inteligentes com IA das cidades e campos atuais, os VANT percorreram um longo caminho. Prometem transformar indústrias, tornar tarefas perigosas mais seguras. Mas apesar do seu potencial, ainda enfrentam limitações reais: técnicas, regulatórias e logísticas. Os dois estudos ajudam-nos a compreender o percurso dos VANT — e o quanto ainda podem evoluir. Juntos, oferecem uma base sólida para qualquer pessoa interessada em conhecer o presente e o futuro desta tecnologia e o que ainda resta melhorar.

## 2.1. Introdução aos VANT

Os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT), vulgarmente conhecidos por drones, sofreram uma rápida evolução e ganharam uma ampla importância em vários setores. A sua crescente importância pode ser atribuída à sua versatilidade, facilidade de implantação e capacidade de executar tarefas que, de outra forma, seriam difíceis, perigosas ou demoradas para os humanos. Desde a sua utilização inicial em operações militares até às suas aplicações atuais em domínios civis, os VANT transformaram a forma como as indústrias operam, oferecendo soluções para deteção remota, busca e salvamento, agricultura de precisão, inspeção de infraestruturas e muitos outros campos.

A notável versatilidade dos VANT não é apenas definida pela sua vasta gama de aplicações, mas também pela diversidade dos seus designs, dimensão e aplicações pretendidas. A escolha do tipo de VANT depende dos requisitos da missão, sendo que cada tipo oferece vantagens e limitações únicas, na **Figura 4** pode ser visto as várias aplicações do VANT e de diferentes tipos de equipamentos que podem ser usados para a sua finalidade.

- **VANT de asa fixa:** estes drones assemelham-se aos aviões tradicionais, com uma asa rígida que gera sustentação à medida que o veículo se move para a frente. Os VANT de asa fixa não conseguem pairar, exigem um movimento contínuo para a frente para se manterem no ar e normalmente necessitam de pistas ou catapultas para lançamento e aterragem. A vantagem dos VANT de asa fixa reside na sua eficiência energética e aerodinâmica superiores, permitindo uma maior autonomia de voo, velocidades mais elevadas e cobertura de áreas maiores em comparação com outros tipos. São ideais para missões como vigilância de longo alcance, mapeamento em larga escala, monitorização ambiental e inspeções de condutas ou linhas de energia. O design moderno de asa fixa pode atingir tempos de voo de várias horas, cobrindo distâncias de vários quilómetros enquanto mapeia o terreno com resoluções de solo de alguns centímetros. No entanto, os drones de asa fixa requerem, geralmente, mais formação do operador para voar e equipamento especializado em lançamento/recuperação; também tendem a ser mais caros que os multirrotores. A necessidade de movimento contínuo para a frente e a falta de capacidade de pairar são limitações importantes em cenários de observação confinados ou estacionários.

- **VANT de asa rotativa (multirrotores):** Os drones de asa rotativa utilizam hélices giratórias para gerar sustentação, sendo os mais comuns os multirrotores, como os quadricópteros (4 rotores), os hexacópteros (6) ou os octocópteros (8). Estes VANT podem descolar e aterrar verticalmente e pairar no lugar, o que lhes proporciona uma excelente manobrabilidade e controlo em espaços apertados. Os drones multirrotores são de longe o tipo mais popular para o uso pessoal e para investigação devido à sua simplicidade, disponibilidade e baixo custo. Destacam-se em tarefas como fotografia aérea, produção de filmes, inspeção urbana de

edifícios ou pontes e mapeamento de pequenas áreas, onde é necessário pairar e voar a baixa velocidade. A sua facilidade de utilização e capacidade VTOL (descolagem e aterragem vertical) tornam-nos acessíveis a amadores e académicos, que utilizam frequentemente quadricópteros como plataformas de teste para algoritmos de controlo, experiências de navegação autónoma e pesquisa. De facto, os multirrotores oferecem um voo estável e um controlo preciso da posição, o que é valioso para fins experimentais. As principais desvantagens dos VANT multirrotores são a sua resistência e capacidade de carga limitadas – a necessidade de alimentar constantemente vários rotores significa que normalmente voam apenas durante cerca de 20 a 30 minutos e transportam apenas pequenas cargas úteis (como uma câmara). São menos eficientes em termos energéticos do que os de asas fixas para cobrir grandes distâncias, pelo que a sua utilização é favorecida para missões de curto alcance ou quando o voo um voo de precisão é essencial.

• **VANT VTOL (híbridos):** os drones híbridos combinam elementos de asa fixa e asa rotativa para tirar partido das vantagens de cada um. Uma abordagem híbrida comum é a configuração VTOL de asa fixa, que adiciona pequenos rotores de sustentação vertical a uma fuselagem de asa fixa. Isto permite que o VANT descole e aterre verticalmente e paire, e depois faça a transição para um voo de asa fixa normal. Os VANT híbridos visam oferecer o longo alcance e a resistência das aeronaves de asa fixa, juntamente com a flexibilidade dos multirrotores. Por exemplo, numa missão típica, um drone híbrido pode levantar voo como um helicóptero, depois inclinar-se para voar para a frente para cobrir uma área de investigação e, finalmente, pairar para fazer observações ou aterrar com precisão. Os primeiros projetos híbridos (por exemplo, drones com rotor inclinado ou com suporte de cauda) surgiram no mercado nos últimos anos, embora a tecnologia ainda esteja em desenvolvimento. Estes sistemas são algo complexos (combinando dois modos de propulsão) e atualmente menos comuns, mas espera-se que cresçam em popularidade à medida que os componentes se tornam mais avançados e eficientes. Os VANT híbridos VTOL são concebidos para tarefas como a entrega de encomendas (onde a descolagem/aterragem em áreas confinadas é necessária, mas a capacidade de atingir longas distâncias também é benéfico). Em resumo, os híbridos procuram fundir a capacidade de pairar das aeronaves rotativas com a eficiência dos drones de asas fixas.

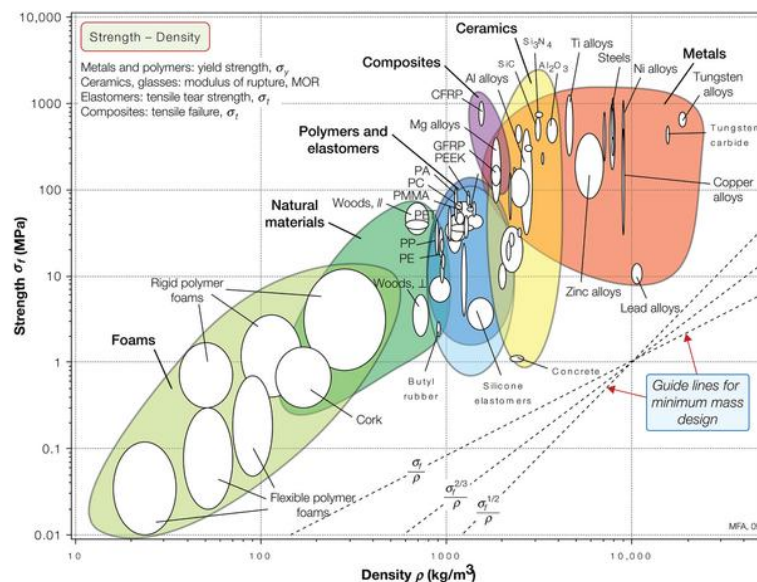
UAV Type	Applications	Payload/Altitude/Endurance	Sensor Type
AR.Drone French Company Parrot.	Use UAVs to enhance the safety on on construction sites by providing a real-time visual view for these sites.	No / 50 m / 12 min.	On-board HD camera, Wi-Fi connection.
A Multi Rotor UAV.	Use UAVs with image processing methods for crack detection and assessment of surface degradation.	100 g / LAP / 20 min.	Color imaging sensors.
MikroKopter L4-ME Quadcopter [92].	Use UAVs for vertical inspection for high rise infrastructures such as street lights, GSM towers or high rise buildings.	Up to 500 g / Up to 247 m / 13-20 min. [92]	Laser scanner.
Quadrotor Helicopter, UAV.	Inspection of the high voltage of power transmission lines.	Less than 1 kg/ LAP/ Less than 1 hour.	Color and TIR cameras, GPS, IMU.
Fixed Wing Aircraft, UAV.	Sketchy inspection, identifying the defects of the power transmission lines.	Less than 3 kg/ Up to 500 m/ Up to 50 min (50 km).	HD ultra-wide angle video camera.
Quadrotor, UAV.	Use cooperative UAVs platform for inspection and diagnose of the power lines infrastructure.	Less than 6 kg/ Up to 200 m/ Up to 25 min (10 km).	TIR cameras, GPS.
Quadrotor (VTOL), sUAV.	provide a remote sensing to detect gas leaks in gas pipelines.	NA/ LAP/ 30-50 min.	Gas controller unit, GPS.

**Figura 4-** Classificação dos VANT, aplicações e sensor. [3]

## 2.2. Materiais

Os materiais estruturais utilizados na construção de um VANT devem equilibrar dois requisitos fundamentais: baixo peso e elevada resistência mecânica. A evolução tecnológica permitiu a substituição de materiais tradicionais, como a madeira de balsa e espumas simples, por soluções mais eficientes, com destaque para os materiais compósitos e ligas metálicas leves. Como ilustrado na **Figura 5**, a análise da relação **Resistência–Densidade** (permite uma seleção mais criteriosa dos materiais em função dos requisitos estruturais e operacionais do veículo).

Neste projeto, optou-se pela utilização combinada de alumínio, poliestireno expandido (EPS) e compósito de GreenPoxy reforçado com manta de fibra de vidro, procurando satisfazer os requisitos estruturais com um compromisso de otimizar a relação entre custo, resistência e peso.



**Figura 5-**Materiais relação Resistência/Densidade [6]

### Materiais selecionados:

**GreenPoxy com manta de fibra de vidro:** Trata-se de um compósito com matriz epoxídica de base parcialmente biológica (GreenPoxy) [7], reforçado com de fibra de vidro. Esta combinação proporciona boa rigidez e resistência estrutural, sendo particularmente adequada para a construção de fuselagens e superfícies sustentadoras. Embora a fibra de vidro não atinja o desempenho mecânico da fibra de carbono, apresenta vantagens adicionais, como maior resistência a impactos localizados, menor custo e maior facilidade de aplicação em processos manuais de laminação. Além disso, a fibra de vidro é, de forma geral, menos suscetível à absorção de umidade do que a fibra de carbono, o que melhora e o seu comportamento a longo prazo.

A adoção da resina GreenPoxy acrescenta ainda uma componente de sustentabilidade relevante, dado que a sua estrutura molecular é majoritariamente constituída por matéria-prima de origem vegetal, reduzindo a dependência de recursos fósseis e promovendo práticas de fabrico ambientalmente responsáveis.

**Poliestireno expandido (EPS):** Utilizado como material de núcleo ou enchimento estrutural leve, o EPS apresenta uma excelente relação peso-volume, facilidade de modelação através de processos simples de corte por fio quente, permitindo a obtenção de formas complexas e perfis aerodinâmicos com elevada precisão e baixo custo de fabrico e com boa capacidade de absorção de impactos. É indicado para o reforço interno de asas ou fuselagens, conferindo volume sem penalizar significativamente o peso. Apesar de apresentar menor densidade e resistência mecânica face ao poliestireno extrudido (XPS), quando integrado em estruturas tipo sanduíche com reforço em fibra, pode originar componentes leves e estruturalmente eficazes para aplicações em aeronaves não tripuladas.

**Alumínio:** Aplicado em elementos que exigem maior precisão, rigidez ou resistência a esforços mecânicos, tais como suportes de motor, trem de aterragem, reforços internos ou ligações críticas. O alumínio apresenta uma relação resistência-peso muito favorável, ampla disponibilidade no mercado e boa resistência à corrosão. Em contraste com os materiais compósitos, possui capacidade de deformação elástica significativa, o que é vantajoso em zonas sujeitas a impacto ou cargas cíclicas.

Pelas suas propriedades mecânicas, excelente comportamento em fadiga, o alumínio tem sido extensivamente utilizado na indústria aeronáutica e aeroespacial, desde estruturas primárias de fuselagem e asas até componentes estruturais internos, sendo responsável por uma larga fatia da produção de aeronaves tripuladas e não tripuladas.

A seleção criteriosa dos materiais exerce influência direta sobre a eficiência, autonomia e capacidade de carga do VANT. Materiais com menor massa específica permitem tempos de voo mais prolongados e maior carga útil, desde que assegurem a integridade estrutural perante as cargas aerodinâmicas e operacionais. A combinação de EPS, alumínio e compósitos reforçados com GreenPoxy permite alcançar uma estrutura otimizada em termos de peso, resistência e custo, quando comparada com materiais compósitos avançados como a fibra de carbono.

## 2.3. Elementos Finitos

Com o avanço das tecnologias de simulação e a crescente exigência por estruturas mais leves, seguras e eficientes, tornou-se essencial a utilização de métodos que permitam prever o comportamento de componentes estruturais ainda antes da sua construção. Um dos métodos mais consagrados atualmente é o Método dos Elementos Finitos (MEF), amplamente adotado na engenharia para analisar e validar projetos complexos. A sua primeira aplicação prática de grande relevância ocorreu no final da década de 1960, quando a NASA o utilizou no âmbito do programa Apollo, permitindo otimizar estruturas aeronáuticas sujeitas a cargas extremas durante as missões espaciais

O MEF consiste na subdivisão de uma estrutura em pequenas partes denominadas elementos finitos, interligados por nós, permitindo simular com elevada precisão o comportamento da estrutura sob diferentes condições de carregamento. Esta abordagem permite avaliar tensões, deformações e fatores de segurança com base nas propriedades dos materiais e nas leis da física envolvidas.

A aplicação do MEF na análise estrutural de VANTs encontra-se amplamente documentada na literatura técnica. Mishra et al. [8] salientam que o MEF é uma ferramenta indispensável na avaliação da integridade estrutural de aeronaves não tripuladas, possibilitando a análise tanto de esforços estáticos como de cargas dinâmicas ou de impacto. O estudo em questão revê múltiplos casos de aplicação do MEF em VANTs de asa fixa e multirrotores, demonstrando a eficácia da técnica na previsão de deformações, otimização da rigidez, redução do peso estrutural e aumento da segurança, mesmo em estruturas compostas ou híbridas.

Neste trabalho, o MEF será utilizado para analisar duas configurações estruturais de asas de VANT: uma do tipo semi-monocoque e outra com estrutura sanduíche. Embora inicialmente estivesse prevista a utilização dos perfis aerodinâmicos NACA 4412 e 2415, optou-se pela adoção do perfil Eppler 66, de forma a alinhar o presente estudo com o trabalho de Fatra et al. [9], que modelou e analisou asas de VANT com esse mesmo perfil utilizando o MEF. Esta decisão permite maior coerência metodológica e facilita a comparação entre os resultados obtidos.

As simulações serão realizadas com o software MSC Patran/Nastran, amplamente utilizado na indústria aeroespacial para análises estruturais complexas. Esta ferramenta é empregue por empresas como a Boeing, a Lockheed Martin e a NASA em projetos que exigem elevado rigor técnico, sendo reconhecida pela sua precisão na resolução de problemas de engenharia estrutural, podemos concluir que a utilização do MEF neste projeto constitui uma base sólida para avaliar o comportamento estrutural das asas, reduzindo a necessidade de protótipos físicos e reforçando a fiabilidade do projeto estrutural.

## 2.4. Perfil de Asa

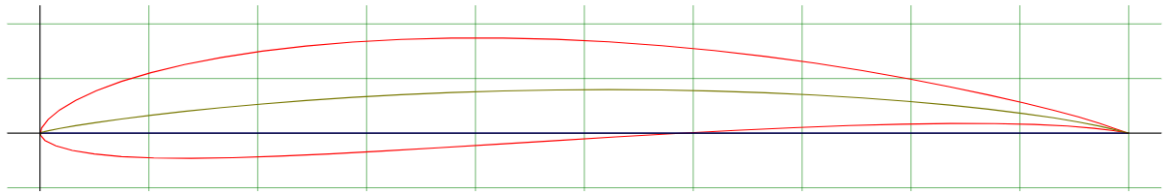
Os perfis aerodinâmicos têm um papel determinante na eficiência e no desempenho de uma aeronave, uma vez que influenciam diretamente as características de sustentação, arrasto, estabilidade e controlo em voo. Inicialmente, estavam previstos para este estudo os perfis NACA 4412 e NACA 2415, ambos reconhecidos pela sua boa relação sustentação-arrasto e comportamento estável em ângulos de ataque moderados. Estes perfis assimétricos são frequentemente utilizados em pequenas aeronaves e VANTs devido à sua capacidade de gerar maior sustentação em baixos regimes de velocidade.

No entanto, tendo em conta a vantagem de alinhamento metodológico com o estudo de Fatra et al. [9], adotou-se o perfil Eppler 66, **Figura 6**, igualmente muito utilizado em aplicações de baixo número de Reynolds, como planadores, VANTs e aeromodelos. Esta escolha permite uma comparação direta e fundamentada com resultados já validados na literatura, contribuindo para a robustez da análise estrutural e para a coerência global do projeto.

O Eppler 66 é um perfil simétrico, com espessura relativa de 12%, otimizado para baixos números de Reynolds. Apresenta uma boa performance aerodinâmica em voo de cruzeiro e destaca-se pela sua curva de sustentação linear e baixa sensibilidade ao stall, mantendo uma eficiência considerável mesmo a ângulos de ataque elevados. Embora seja simétrico (ao contrário dos NACA 4412 e 2415), o seu desempenho em termos de sustentação é comparável em situações de voo equilibrado, sendo adequado para aeronaves que privilegiam estabilidade e baixo consumo energético.

Em termos comparativos:

- NACA 4412 possui um camber de 4% e espessura máxima de 12%, oferecendo maior sustentação em ângulos de ataque baixos, mas também maior sensibilidade ao stall.
- NACA 2415 tem um camber de 2% e espessura de 15%, o que o torna ligeiramente mais robusto em termos estruturais, mas com maior arrasto comparativamente ao Eppler 66.
- Eppler 66, por ser simétrico, pode apresentar uma sustentação máxima menor comparativamente aos perfis anteriores, mas essa diferença é compensada pelo seu comportamento mais estável e previsível próximo ao ponto de perda de sustentação (stall), o que é particularmente vantajoso para aeronaves não tripuladas que operam de forma autónoma ou em condições variáveis de voo.



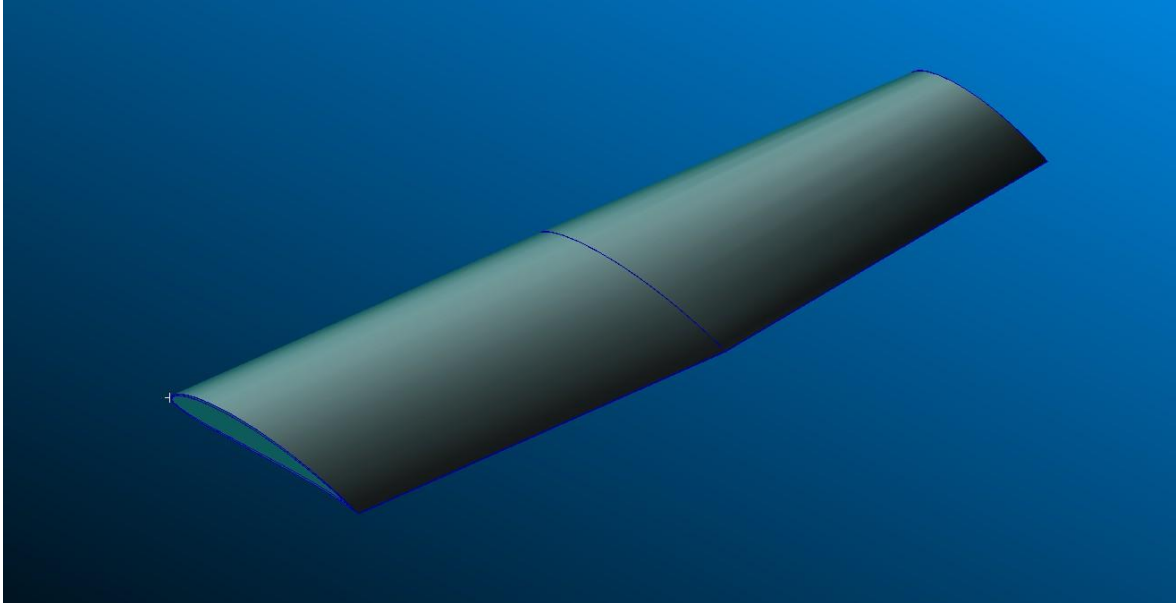
**Figura 6**-Perfil Eppler 66 (e66-il) [10]

Resumindo, o perfil Eppler 66 pertence a uma geração de perfis desenvolvidos com base em métodos avançados de mapeamento conforme e teoria de camada limite. Estes métodos permitiram projetar perfis com escoamento laminar prolongado, ao controlar a distribuição de velocidades e os gradientes de pressão ao longo da superfície da asa. Como demonstrado por Eppler e outros autores, perfis com recuperação de pressão na parte traseira atrasam a transição do escoamento laminar para turbulento, o que reduz o arrasto e melhora a eficiência global do voo. Esta abordagem foi confirmada experimentalmente, tendo resultado na criação de séries de perfis aerodinâmicos especificamente otimizados para o voo a baixa velocidade, como é o caso dos VANTs [11].

**Tabela 1**-Especificações da Asa [9]

Parâmetros da Asa	Valor
Área da asa ( $S_w$ )	0,544752 m <sup>2</sup>
Envergadura ( $b$ )	1,95 m
Corda aerodinâmica média (MAC)	280 mm
Corda na raiz ( $C_r$ )	300 mm
Corda na ponta ( $C_t$ )	220 mm
Razão de aspecto (AR)	7
Razão de conicidade / afilamento	0.76

O modelo da asa foi criado utilizando o MSC Patran/Nastran. A **Figura 7** mostra o modelo 3D da asa que vai ser analisada.



**Figura 7-** Modelo físico da asa do VANT.

## 2.5. Geometria

Para a análise estrutural desenvolvida neste projecto, foram consideradas duas configurações geométricas distintas para a asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado de asa fixa: uma estrutura semi-monocoque e uma estrutura do tipo sandwich. Esta escolha fundamenta-se não apenas na relevância prática destas configurações em aplicações aeronáuticas reais, mas também na possibilidade de realizar uma avaliação comparativa do comportamento estrutural sob condições de carregamento idênticas. Pretende-se, assim, aplicar a mesma força em ambas as geometrias, com o objectivo de comparar parâmetros críticos como a deflexão máxima ao longo da envergadura e a distribuição da tensão equivalente de von Mises, permitindo aferir a eficiência e adequação de cada solução estrutural ao contexto de VANTs.

A estrutura semi-monocoque constitui uma solução clássica e amplamente difundida no projecto de asas aeronáuticas, caracterizando-se por uma integração entre elementos estruturais internos e revestimento resistente. Neste projecto, toda a estrutura semi-monocoque — incluindo longarinas (spars), nervuras (ribs) e casca externa (shell) — foi concebida em liga de alumínio, material que oferece boa rigidez específica, elevada resistência mecânica e facilidade de fabrico.

Esta configuração é inspirada no conceito apresentado [12], em que os elementos internos absorvem as cargas principais: as longarinas resistem predominantemente às cargas de flexão, enquanto a casca suporta cargas de torção e assegura continuidade estrutural. As nervuras desempenham um papel essencial na manutenção da geometria aerodinâmica e na distribuição de cargas para os elementos principais.

A segunda configuração considerada é baseada numa estrutura do tipo sanduíche, composta por um núcleo de espuma de poliestireno expandido (EPS) e revestimentos em compósito constituído por resina GreenPoxy reforçada com manta de fibra de vidro. Esta solução é comum em aplicações aeronáuticas leves e sustentáveis, devido à boa relação entre rigidez e massa, boa resistência ao impacto, e à utilização de materiais com menor impacto ambiental.

Conforme referido [13], os revestimentos externos são os principais responsáveis por resistir às tensões de tração e compressão provocadas por flexão, enquanto o núcleo de EPS, de densidade reduzida, embora o mesmo não suporte tensões significativas, a sua função estrutural consiste em manter os revestimentos afastados, o que eleva o momento de inércia da secção e torna a estrutura mais eficiente na resistência a esforços de flexão. Esta disposição resulta numa estrutura com boa rigidez à flexão, mantendo simultaneamente uma massa reduzida.

A abordagem comparativa proposta permitirá avaliar de forma rigorosa a eficiência estrutural, rigidez, resistência mecânica e peso de duas soluções frequentemente utilizadas no contexto da engenharia aeronáutica. Os resultados obtidos apoiarão a selecção fundamentada da configuração mais adequada para a asa de VANT, tendo em conta critérios técnicos e estruturais.

i m p l e m e n t a c i o e s

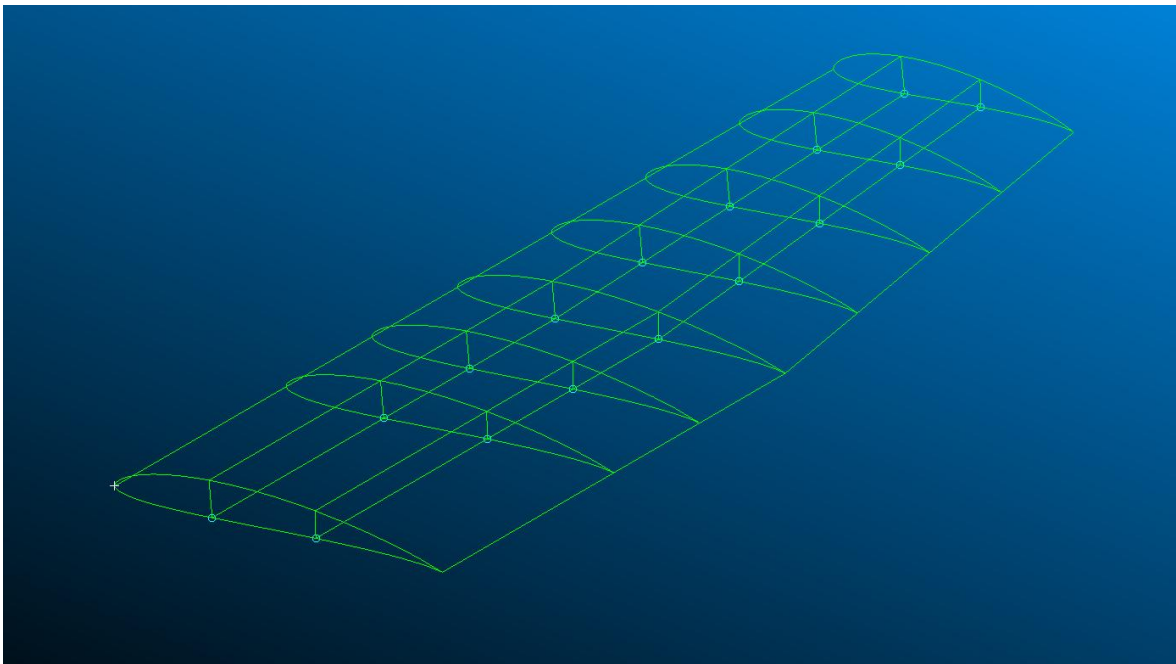
### 3. Definição dos modelos

#### 3.1. Geometria

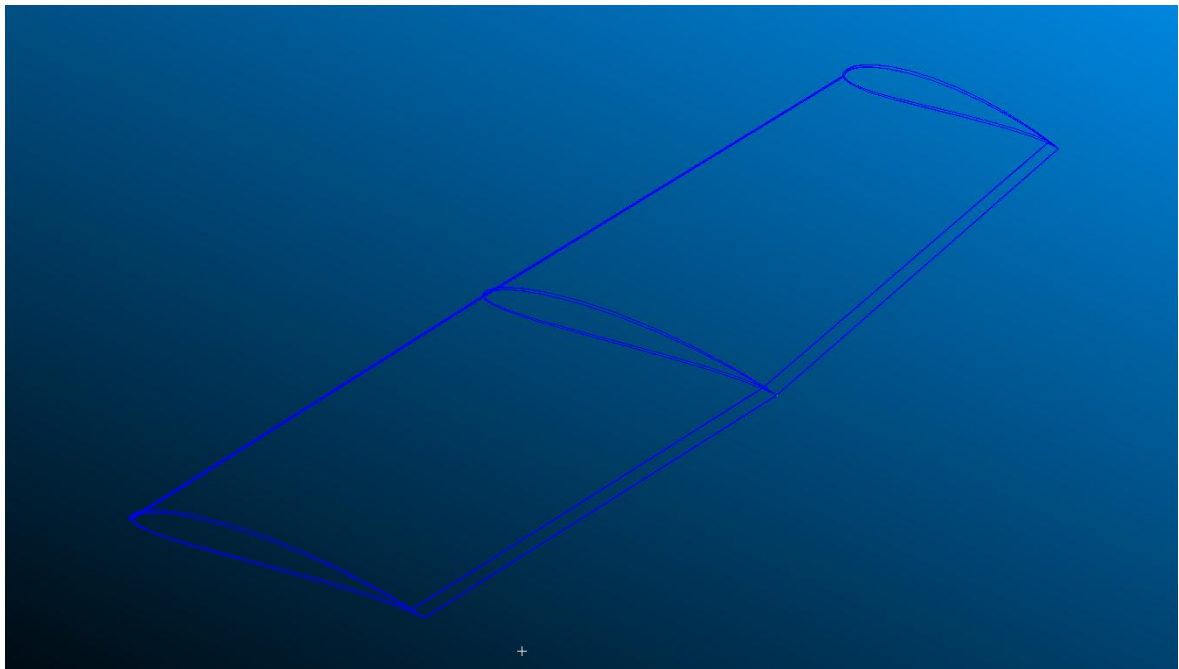
A geometria da asa foi projectada com base no perfil aerodinâmico Eppler 66, amplamente utilizado em aeronaves de pequeno porte, a asa apresenta uma envergadura total de 1,95 metros. Contudo, tendo em conta a simetria geométrica e estrutural em relação ao plano longitudinal do VANT, optou-se por analisar apenas metade da asa. Esta abordagem permite reduzir o custo computacional da simulação, mantendo simultaneamente a representatividade dos resultados obtidos.

A configuração geométrica adoptada corresponde a uma asa com planta trapezoidal, com corda na raiz de 300 mm e corda na ponta de 220 mm, o que resulta num índice de afilamento de 0,76. Esta geometria é representativa de asas reais utilizadas em VANTs, equilibrando simplicidade construtiva com eficiência aerodinâmica.

As figuras seguintes mostram os modelos das duas configurações da asa em vista *wireframe*. A **Figura 8** representa a geometria semi-monocoque, onde se identificam claramente as nervuras, longarinas e o revestimento externo. Já a **Figura 9** mostra o modelo tipo sandwich, com um núcleo interno contínuo e revestimento exterior(shell). Esta visualização permite comparar diretamente as diferenças na construção interna de cada configuração.



**Figura 8-** Modelo semi-monocoque (wireframe)



**Figura 9-**Modelo Sandwich (wireframe)

### 3.2. Carregamento

Com o objetivo de simular as condições reais de funcionamento estrutural da asa durante o voo em regime de cruzeiro, foi aplicada uma carga distribuída sob a forma de pressão constante, atuando na direção normal à superfície da asa. Inspirado na metodologia adotada por Iorga et al. [14], o carregamento foi simplificado e aplicado de forma assimétrica nas superfícies superior e inferior da asa, representando o diferencial de pressão característico do fenômeno de sustentação.

Neste modelo, foi aplicada uma pressão constante de 0.100 MPa na superfície superior da asa, enquanto a superfície inferior foi sujeita a uma pressão ligeiramente superior de 0.110 MPa, de forma a simular o efeito da força ascendente de sustentação (lift). Este tipo de abordagem simplificada, amplamente utilizado em análises preliminares de VANTs de asa fixa, permite uma avaliação eficiente do comportamento estrutural da asa sob condições representativas de voo, mantendo um bom equilíbrio entre precisão e complexidade computacional.

Tal como referido [14], a simplificação adotada assume ainda que:

- O regime é isotérmico, considerando que o material da asa (termofixo) não apresenta alterações significativas de propriedades mecânicas com a temperatura dentro da faixa operacional.

- A superfície é perfeitamente lisa, não considerando os efeitos da rugosidade superficial, visto que a modelação não incluiu a estrutura granular do poliestireno expandido (EPS).

Apesar das simplificações assumidas, este modelo permite identificar adequadamente as zonas críticas de concentração de tensões, essenciais para definir futuras necessidades de reforço estrutural da asa.

### 3.3. Modelo

Para efeitos de comparação estrutural, foram desenvolvidos dois modelos distintos da asa: semi-monocoque e sandwich. Ambos os modelos partilham a mesma geometria externa, dimensões e condições de carregamento, de forma a permitir uma comparação direta e objetiva do seu desempenho estrutural.

O modelo semi-monocoque foi idealizado com base nos princípios clássicos de construção aeronáutica, nos quais a resistência estrutural resulta da interação entre o revestimento externo e os elementos internos de reforço. A estrutura é composta por:

- Duas longarinas principais, dispostas longitudinalmente ao longo da asa;
- Várias nervuras transversais, uniformemente espaçadas, com a função de manter o perfil aerodinâmico;
- Revestimento externo contínuo (wing shell), rigidamente ligado às nervuras e longarinas.

Todos os componentes deste modelo foram modelados em liga de alumínio, assumindo comportamento linear elástico isotrópico.

Por sua vez, o modelo sandwich baseia-se numa configuração estrutural do tipo “sanduíche”, na qual a rigidez à flexão é obtida através da separação dos revestimentos externos por um núcleo leve. A sua composição estrutural é a seguinte:

- Núcleo em espuma de poliestireno expandido (EPS), de baixa densidade, modelado como sólido;
- Revestimentos externos constituídos por compósito de resina GreenPoxy 56 reforçada com manta de fibra de vidro, modelados como cascas finas. Este compósito apresenta um comportamento aproximadamente isotrópico, resultado da orientação aleatória das fibras de vidro na matriz polimérica. Esta isotropia aproximada simplifica a modelação e confere boas propriedades elásticas em várias direções. [15]

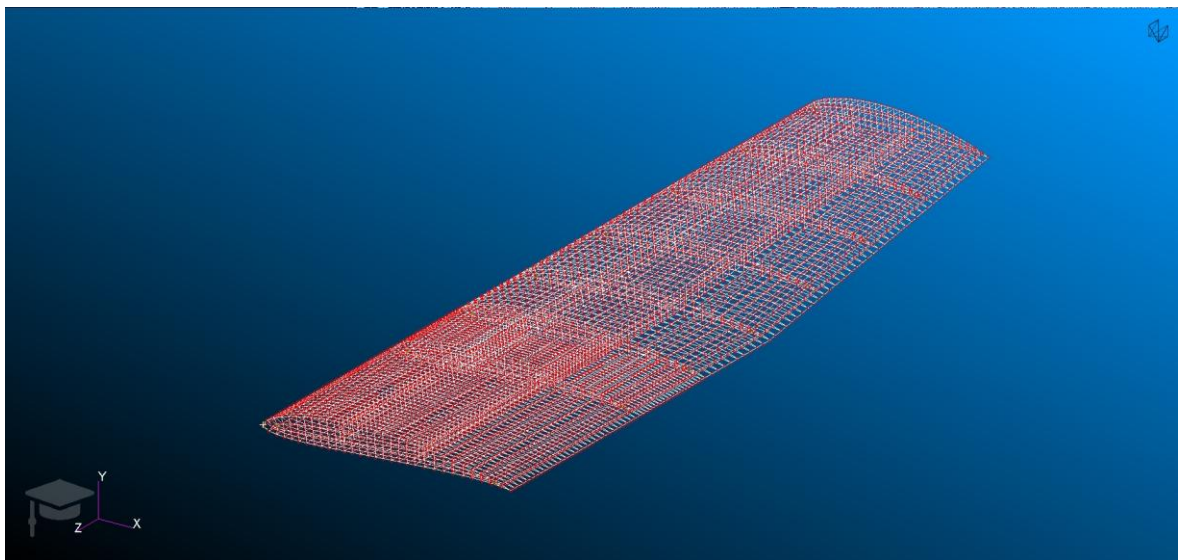
## 4. Simulação

### 4.1. Meshing

A geração da malha de elementos finitos foi realizada no ambiente MSC Patran, com estratégias de discretização distintas adaptadas à configuração estrutural de cada modelo, de modo a garantir uma representação adequada do comportamento estrutural.

O modelo semi-mocnoque, composto por superfícies finas (longarinas, nervuras e revestimento externo), foi utilizada uma malha do tipo superfície, gerada com o algoritmo Quad-IsoMesh do *MSC Patran*.

Este método permite a geração automática de uma malha quadrilateral, garantindo uma boa qualidade dos elementos em superfícies com geometria complexa. Adicionalmente, foi realizado um refinamento local da malha na zona de simetria longitudinal da asa, **Figura 10**, com o objetivo de melhorar a resolução da análise de tensões e deformações nas regiões críticas, assegurando maior precisão na análise de elementos finitos.

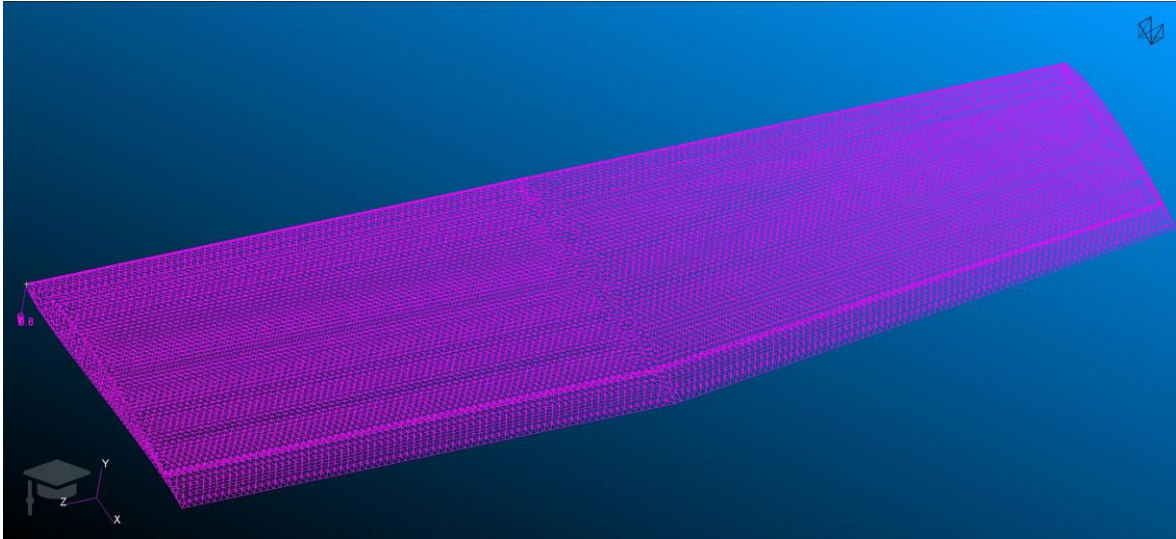


**Figura 10-** Malha da geometria semi-monocoque

Para o modelo sandwich, a discretização foi efetuada com elementos sólidos (solid elements) do tipo tetraédrico de quatro nós (Tet4), através do gerador de malha automático tetmesh disponível no MSC Patran(**Figura 11**).

Foi especificado um global edge length de 6,5 mm, garantindo uma distribuição homogênea dos elementos sólidos ao longo do núcleo em EPS e da casca em

Greenpoxy e permitindo a correta captação do comportamento estrutural do núcleo sob tensão e compressão.



**Figura 11-**Malha da geometria Sandwich.

## 4.2. Materiais

Para a realização da análise estrutural da asa do veículo aéreo não tripulado, foi adoptada uma abordagem de análise linear elástica, recorrendo aos materiais cujas propriedades se encontram discriminadas na **Tabela 2**. As características mecânicas de cada material foram inseridas no modelo numérico, considerando comportamento homogéneo e isotrópico para efeitos de simplificação.

No modelo semi-monocoque, todas as componentes estruturais foram modeladas integralmente em alumínio 2024-T3. Este material é amplamente utilizado na indústria aeronáutica devido à sua elevada resistência, boa resistência à fadiga.

No modelo sandwich, foi implementada uma configuração constituída por um núcleo sólido de poliestireno expandido (EPS) e uma pele (shell) de Greenpoxy 56 reforçado com manta de fibra de vidro. Esta configuração visa maximizar a relação rigidez-peso e simular as características típicas de estruturas sandwich frequentemente utilizadas em VANTs de pequeno e médio porte.

**Tabela 2**-Propriedades dos materiais usados.

Materiais	Modulo de elasticidade (MPa)	Coefficiente de Poisson	Densidade (kg/mm <sup>3</sup> )
poliestireno expandido (EPS) [16]	2,65e3	0,3	6,00e-7
Greenpoxy 56 reforçado com fibra de vidro [13]	9,92e3	0,4	1,55e-6
Alumínio 2024-T3 [17]	7,31e4	0,33	2,70e-6

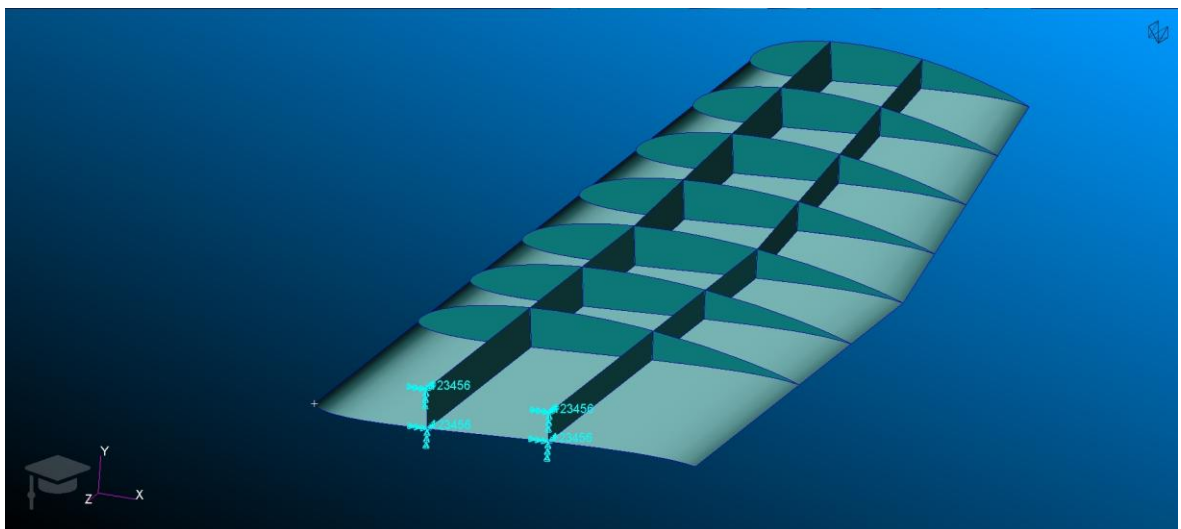
### 4.3. Condições de fronteira

Tendo em vista garantir condições de contorno equivalentes para ambos os modelos estruturais e assegurar uma comparação direta dos seus comportamentos, foram aplicadas restrições de deslocamento em planos de simetria longitudinais, representando o encastramento da asa na fuselagem.

- **Modelo Semi-monocoque**

As restrições de deslocamento foram aplicadas na extremidade das longarinas (spars) localizados na zona de corte de simetria longitudinal, **Figura 12**. Nessas extremidades das longarinas, os deslocamentos nas direções X,Y e Z foram anulados.

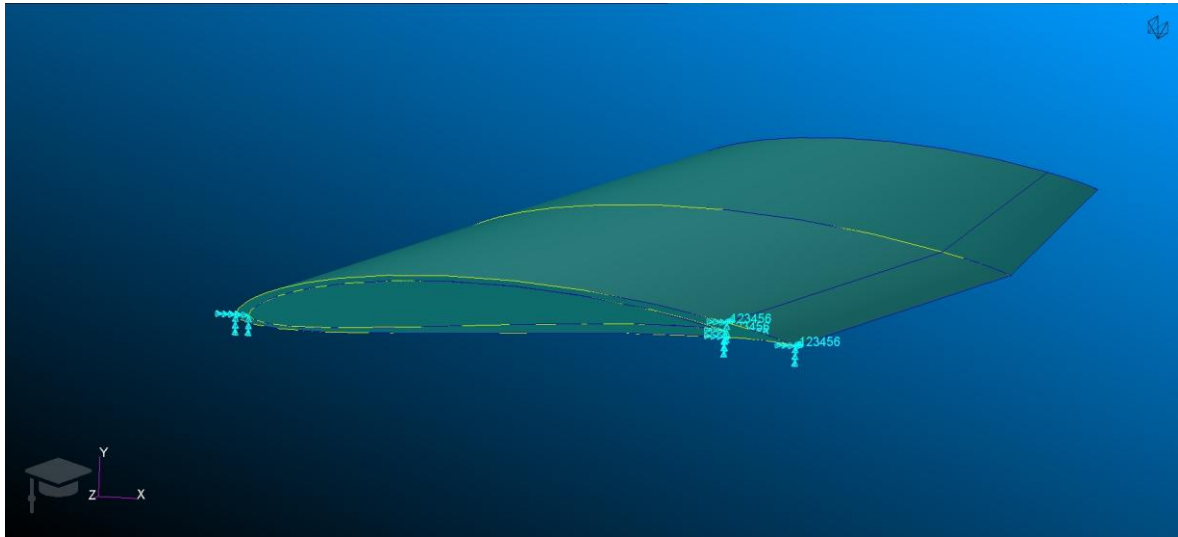
Esta estratégia assegura uma condição de suporte realista, equivalente ao apoio que estas nervuras recebem da fuselagem na ligação estrutural da asa.



**Figura 12**-Deslocamentos nulos em XYZ no Modelo Semi-Monocoque.

- **Modelo Sandwich:**

Devido à ausência de reforços internos, a condição de encastramento foi aplicada à totalidade da secção de corte no plano de simetria longitudinal (**Figura 13**). Todos os nós desta secção foram sujeitos a deslocamentos nulos nas direções X, Y e Z.



**Figura 13**-Deslocamentos nulos em XYZ no Modelo Sanwich.

Esta abordagem proporciona uma condição de suporte global equivalente à aplicada no modelo semi-monocoque, permitindo uma análise comparativa direta dos dois conceitos estruturais.

#### 4.4. Carregamentos

O carregamento aerodinâmico foi aplicado sob a forma de pressão constante atuando na direção normal às superfícies da asa (**Figura 14**).

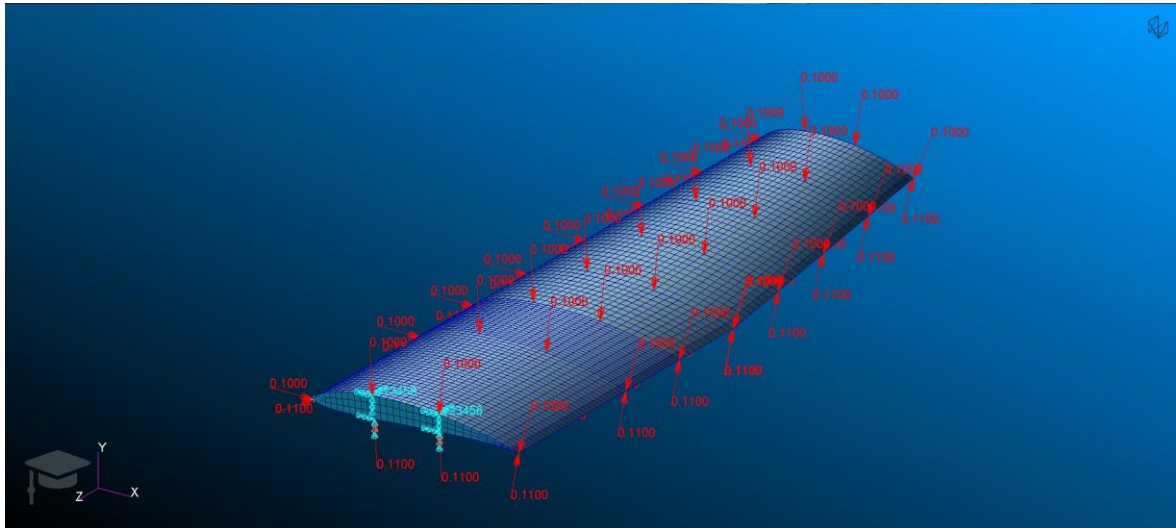
Para esta aplicação, foi utilizado o comando Pressure do MSC Patran/Nastran, o qual distribui automaticamente a pressão de forma perpendicular à superfície local de cada elemento de casca (shell) ou sólido (solid) da malha. A força nodal resultante é calculada em função da área de influência de cada elemento, garantindo uma aplicação correta da pressão em função da geometria local de cada face.

As pressões constantes aplicadas foram:

- Superfície superior da asa (top surf): 0.100 MPa;
- Superfície inferior da asa (down surf): 0.110 MPa;

Considerou-se a aceleração gravítica como sendo de  $9,8 \text{ m/s}^2$ .

Esta diferença de pressão tem por objetivo simular, de forma simplificada, o efeito do diferencial de pressão aerodinâmico responsável pela geração da força de sustentação em voo de cruzeiro.



**Figura 14**-Carregamento sob forma de pressão constante.

#### 4.5. Modelo Numérico

Para a análise estrutural das duas configurações de asa foi necessário desenvolver modelos numéricos distintos, adaptados à geometria e às características de cada estrutura. O processo de discretização foi realizado no software MSC Patran, utilizando diferentes estratégias de malhagem consoante o tipo de construção.

Na geometria tipo sandwich, foi gerada uma malha sólida composta por elementos tetraédricos de segunda ordem (Tet10), recorrendo à ferramenta TetMesh. O modelo resultante foi constituído por 48.448 nós e 234.791 elementos, assegurando uma boa definição da volumetria interna e das interfaces entre o núcleo e os revestimentos compósitos. A simulação, executada no solver MSC Nastran, demorou aproximadamente 3 minutos a ser processada. Em contra partida na geometria semi-monocoque, a malha foi gerada a partir de superfícies, utilizando elementos quadriláteros do tipo Quad4 por meio da ferramenta IsoMesh. Este modelo foi composto por 8.899 nós e 7.289 elementos, refletindo uma simplificação na modelação da espessura dos materiais. O tempo de resolução foi de cerca de 30 segundos no mesmo ambiente de simulação.

Importante realçar que ambos os modelos foram processados num computador com sistema operativo Windows 11, equipado com um processador de 8 núcleos, 16 GB de memória RAM e uma placa gráfica com 8 GB de memória dedicada, garantindo tempos de execução adequados à complexidade de cada modelo.

## 5. Apresentação e discussão dos resultados

A análise estrutural foi conduzida com base nas condições de carregamento já descritas anteriormente, incluindo a aplicação de pressões uniformes sobre as superfícies da asa e a consideração do peso próprio da estrutura. Ambas as geometrias foram submetidas às mesmas cargas, assegurando uma comparação direta entre os dois modelos analisados.

Na configuração *sandwich*, a tensão máxima de von Mises foi de 14,9 MPa, bem abaixo do limite de resistência dos materiais compósitos utilizados (GreenPoxy 56 reforçado com fibra de vidro). A distribuição de tensões apresenta um padrão contínuo e bem distribuído como pode ser visto na **Figura 15** e **Figura 16**, com máximos localizados junto à raiz da asa onde o momento fletor é maior. Embora não se trate de uma distribuição perfeitamente homogênea, a ausência de picos de tensão acentuados e a suavidade dos gradientes de tensão sugerem uma boa capacidade da estrutura em redistribuir os esforços internos de forma eficiente. Os deslocamentos máximos registados foram da ordem de 20,9 mm, indicando um bom compromisso entre rigidez e leveza.

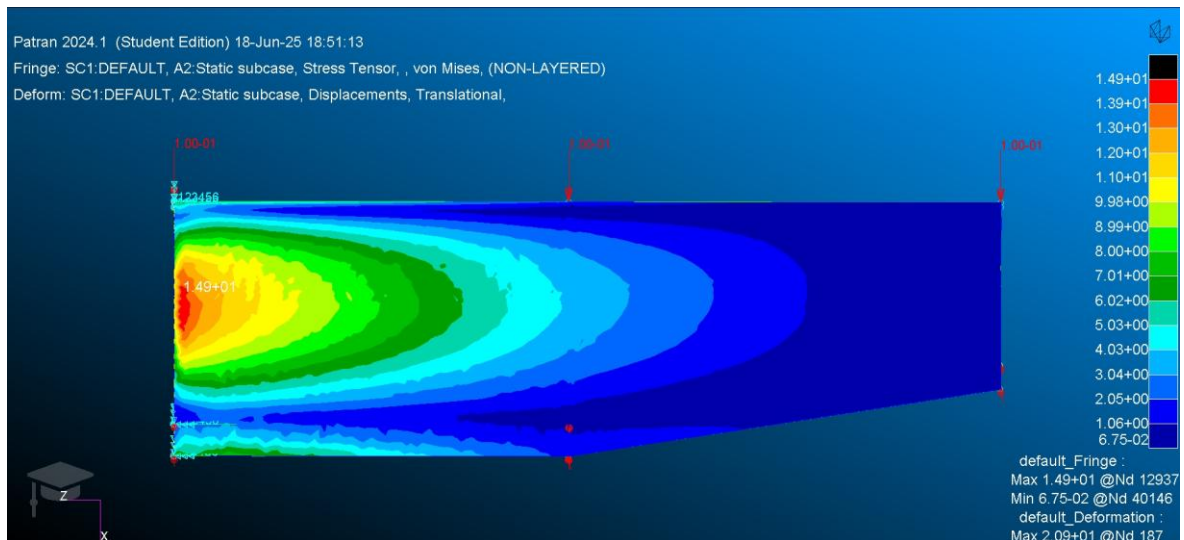
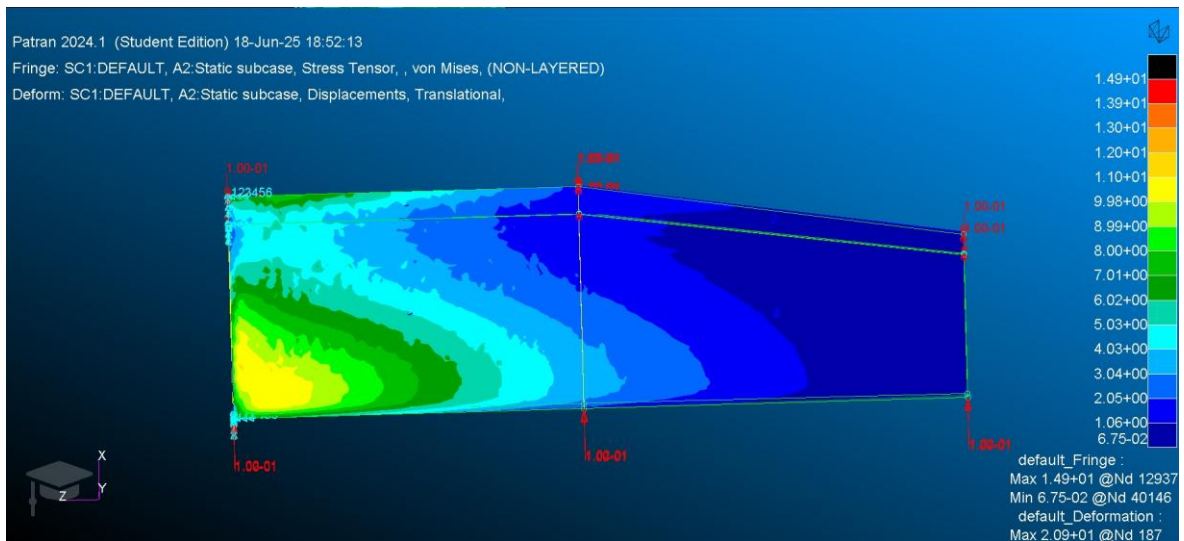


Figura 15-Sandwich (top surf)



**Figura 16**–Sandwich (down surf)

Já na configuração *semi-monocoque*, A asa encontra-se rigidamente fixada à fuselagem na zona das spars, sendo essa a região responsável por transmitir a totalidade das cargas de sustentação para a estrutura do VANT como é visível na **Figura 18** e **Figura 19**, os valores máximos de tensão de von Mises estão concentrados precisamente nessa zona de fixação devido a concentração de tensões, o que é coerente com a função estrutural desempenhada por esses elementos. Os resultados iniciais revelaram uma tensão máxima de 551 MPa, **Figura 17**, superior à tensão de cedência do alumínio da série 2000 utilizado neste projeto. Este valor indicava risco real de falha estrutural, a fim de corrigir esta limitação, foi proposta uma modificação na espessura das spars, passando de 5 mm para 8 mm. Após esta alteração, a tensão máxima desceu para 427 MPa, **Figura 18** e **Figura 19**, valor que se encontra tecnicamente dentro dos limites admissíveis para o alumínio da série 2000 utilizado. Cálculo da margem de segurança:

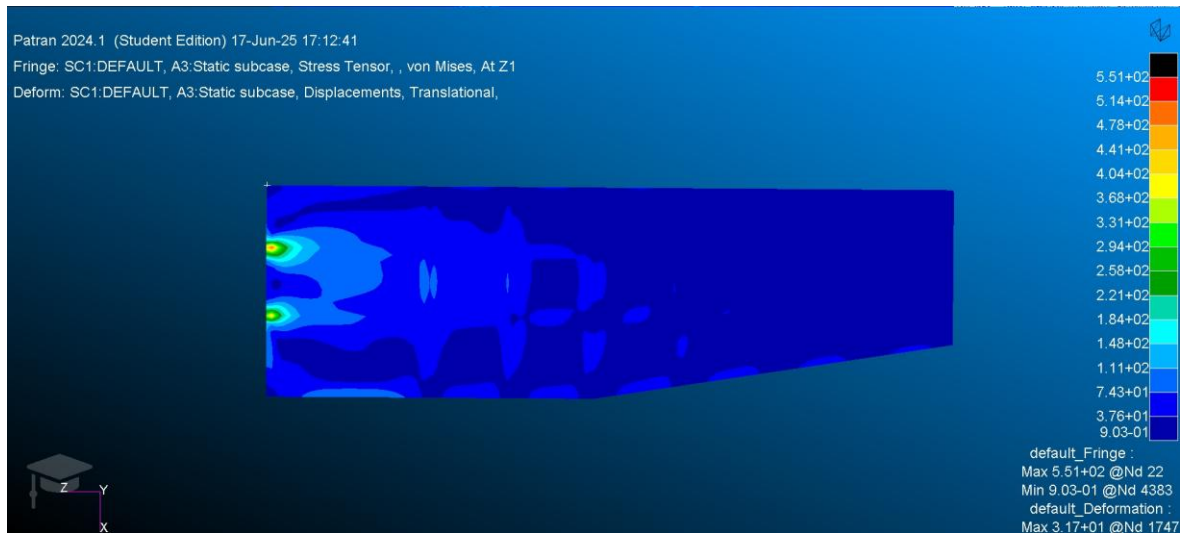
$$n = \frac{\sigma_c}{\sigma} = \frac{483}{427} = 1.13 < 1.5$$

No entanto, a margem de segurança obtida foi de **n = 1,13**, valor calculado com base na tensão de cedência do alumínio 2024-T3 (483 MPa) e na tensão máxima obtida (427 MPa). Este valor encontra-se abaixo do critério mínimo recomendado pela NASA e por normas aeroespaciais [18], que tipicamente estabelecem uma margem de segurança mínima de 1,5 para estruturas sujeitas a variabilidade de cargas, fadiga ou incertezas operacionais.

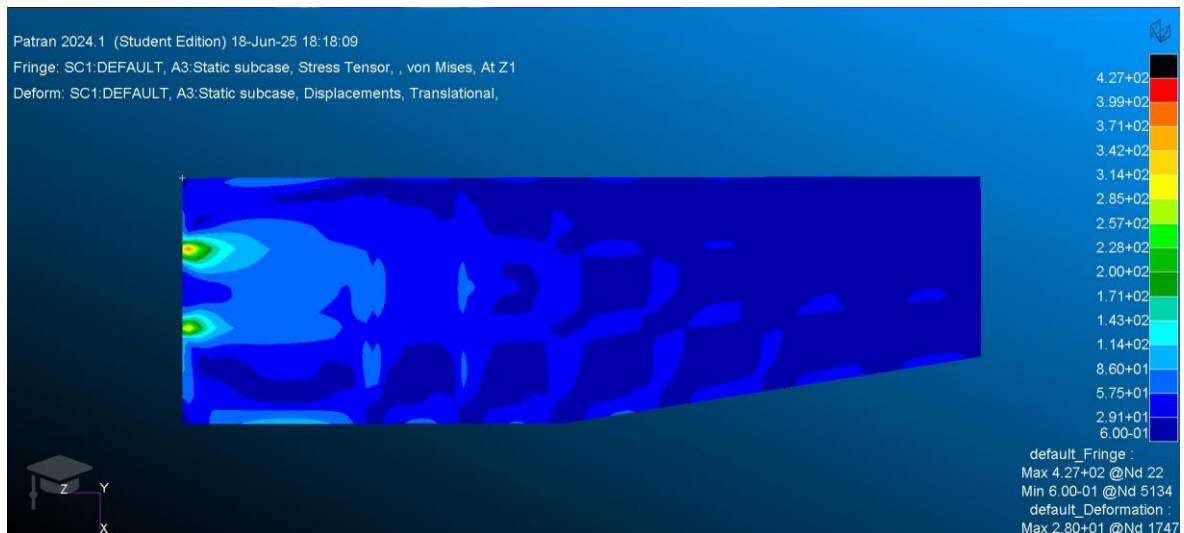
Para aumentar essa margem, seria possível aumentar a espessura nas *spars*, ou alternativamente, recorrer a uma liga de alumínio da série 7000, que oferece

resistências mecânicas superiores, com penalização de massa relativamente baixa. Estas opções deverão ser equacionadas em função dos requisitos de projeto e do contexto operacional do VANT.

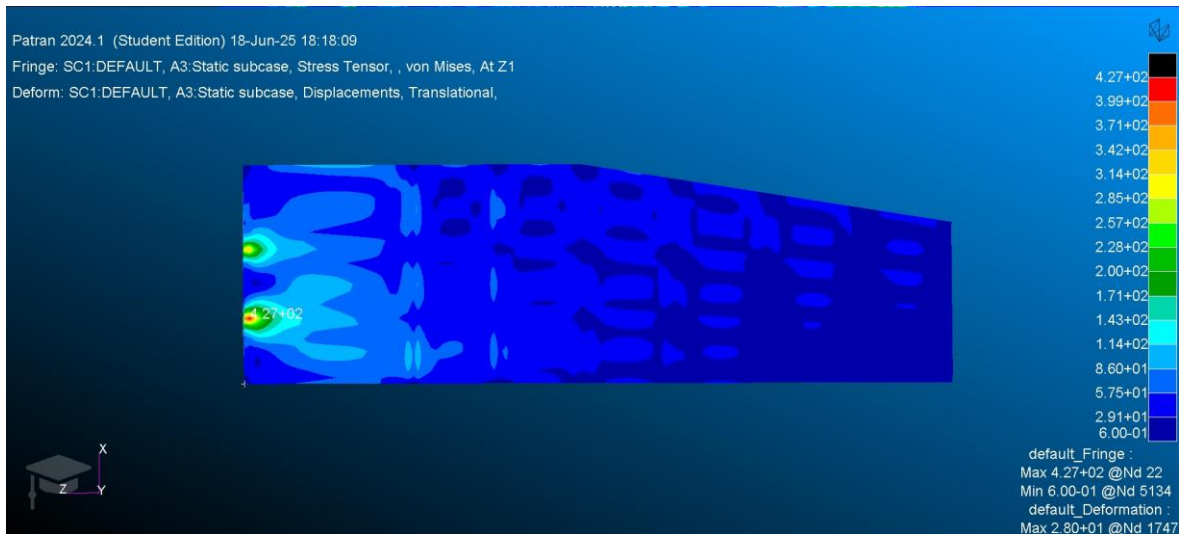
Apesar da melhoria em termos de resistência, os deslocamentos máximos na estrutura reforçada mantiveram-se superiores, atingindo 28 mm, o que reflete uma rigidez inferior à do modelo *sandwich*.



**Figura 17-**Semi-monocoque longarina de 5mm (top surf)



**Figura 18-**Semi-monocoque longarina de 8mm (top surf)



**Figura 19**-Semi-monocoque longarina de 8mm (down surf)

A análise da massa de ambas as geometrias, revelou que a configuração semi-monocoque apresenta uma massa total de 4,595 kg, ligeiramente inferior à da configuração sandwich, que totaliza 4,700 kg. Esta diferença de massa, embora pouco significativa (~2,2%), é relevante no contexto dos VANT.

No entanto, é importante referir que esta redução de peso foi obtida à custa de maiores tensões locais e deformações globais, mesmo após o reforço das longarinas na configuração semi-monocoque. Em contrapartida, a configuração sandwich demonstrou melhor desempenho estrutural, com menor nível de tensão e maior rigidez, embora com um ligeiro aumento de peso.

Assim, a eficiência estrutural da configuração sandwich, entendida como a capacidade de resistir a esforços com o menor peso possível sem comprometer a integridade, continua a ser superior. A pequena penalização de massa parece justificável tendo em conta os ganhos em termos de segurança e comportamento mecânico.

## 6. Conclusão e trabalhos futuros

O presente trabalho teve como objetivo a análise comparativa de duas soluções estruturais distintas aplicadas à asa de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) de asa fixa: uma configuração tipo semi-monocoque e uma configuração tipo sandwich. Através de simulações numéricas baseadas no Método dos Elementos Finitos (MEF), avaliou-se o comportamento estrutural de ambas as geometrias sujeitas às mesmas condições de carregamento, incluindo o peso próprio e pressões diferentes nas superfícies superior e inferior da asa com o objetivo de criar o efeito sustentação ao qual os drones estão sujeitos em voo.

Importa ainda reconhecer as limitações do presente estudo. Apesar da análise ter fornecido resultados relevantes, o campo da engenharia aeronáutica é bastante mais abrangente e multidisciplinar. As simulações realizadas consideraram apenas duas cargas diferenciais simplificadas, com o objetivo de simular um efeito de sustentação estática. No entanto, o comportamento real de uma asa em voo estático ou dinâmico depende da interação com o escoamento do ar, exigindo modelos aerodinâmicos mais avançados e software especializado, para os quais não foi possível recorrer nesta fase, por limitações de tempo e domínio técnico.

Adicionalmente, o modelo semi-monocoque utilizado poderia ter sido otimizado ao nível do número e posicionamento das longarinas e das nervuras, permitindo uma redistribuição mais eficiente dos esforços ao longo da estrutura. Essa análise permitiria compreender melhor a influência do reforço estrutural na redução de tensões localizadas e no impacto da massa final da asa.

Tendo em conta as limitações identificadas neste estudo, os trabalhos futuros deverão focar-se na validação e aprofundamento dos modelos propostos. Em primeiro lugar, será essencial realizar ensaios experimentais com protótipos físicos das asas, de modo a confirmar os resultados obtidos nas simulações. A inclusão de uma análise estrutural mais realista, através da integração entre simulação estrutural (MEF) e dinâmica de fluidos computacional (CFD), permitiria representar com maior rigor a distribuição de pressões sobre a asa em voo, superando a limitação do carregamento simplificado utilizado neste projeto.

## Referências

- [1] “Sbg-systems,” Sbg-systems, 2025. [Online]. Available: <https://www.sbg-systems.com/br/defense/uav-unmanned-aerial-vehicles-navigation-defense/>. [Acedido em 27 05 2025].
- [2] O. A. M. e. M. Cardona, "State of the Art and Future Trends on Unmanned," 2018.
- [3] A. Al-Fuqaha, "Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)," *A Survey on Civil Applications and Key Research Challenges*, 22 Abril 2019.
- [4] ANAC, “Regulamento da ANAC n.º 1093/2016,” 2017.
- [5] ANAC, “Aeronaves Não Tripuladas (UAS/Drones),” ANAC, [Online]. Available: <https://www.anac.pt/vPT/Generico/drones/Paginas/AeronavesCivisPilotadasRemotamente.aspx>. [Acedido em 16 06 2025].
- [6] M. F. Ashby, “Introduction to Aerospace Materials,” 2012. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/topics/engineering/material-property-chart>. [Acedido em 2 06 2025].
- [7] M. F. A. R. J. V. C. C. M. Gaspar, “Recycled Reinforced PLA as Ecodesign Solution for,” *Polytechnic of Leiria*, 2023.
- [8] S. P. G. S. M. e. P. S. A. Mishra, “International Journal of Mechanical and Production Engineering Research and Development, vol. 10,” *Structural analysis of UAV airframe by using FEM techniques :A review*, pp. 195-204, Junho 2020.
- [9] K. A. D. R. P. C. T. M. a. R. R. U. W. Fatra, "Wing analysis structure of fixed-wing VTOL UAV SA-1," 29 Abril 2024.
- [10] “Airfoil Tools,” Airfoil Tools, 2025. [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e66-il>. [Acedido em 03 05 2025].
- [11] R. Carmichael, “PROFILE - The Eppler airfoil code,” Public Domain Computer Programs for the Aeronautical Engineer, [Online]. Available: <https://www.pdas.com/eppler.html>. [Acedido em 23 Maio 2025].
- [12] M. P. S. a. A. R. F. Gennaro, “Aeroelastic Wing Planform Design Optimization of a Flutter UAV Demonstrator,” 2020.
- [13] M. B. e. al., “The Influence of Low-Energy Impact Loads on the Properties of the Sandwich Composite with a Foam Core,” 2020.

- [14] L. e. al., "Micro UAVs with Fixed Wings: Design, Technological Solutions, and Tests," 2024.
- [15] A. R. e. al, "Dynamic elastic properties of E-glass randomly oriented fiber reinforced SR GreenPoxy composite," *Experimental and numerical analysis-ICEIM*, 2024.
- [16] MatWeb, "Expanded Polystyrene (EPS)," [Online]. Available: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=5f099f2b5eeb41cba804ca0bc64fa62f>. [Accessed 01 Junho 2025].
- [17] "Aluminum 2024-T3," [Online]. Available: <https://www.matweb.com/search/DataSheet.aspx?MatGUID=57483b4d782940faaf12964a1821fb61&ckck=1>. [Acedido em 10 06 2025].
- [18] M. J. J. Z. e. al, "The Ultimate Factor of Safety for Aircraft and Spacecraft – Its History, Applications and Misconceptions," 4 Abril 2016.
- [19] S. S. M. B. a. L. M. A. Gardi, "Journal of Aerospace Engineering, vol.34,no.4," *Micro UAVs with Fixed Wings: Design, Technological Solutions, and Tests*, pp. 1-10, 2021.