UNIVERSIDADE
BEIRA INTERIOR

**Faculdade de Engenharia**

**Departamento de Ciências Aeroespaciais**
**Licenciatura em Engenharia Aeronáutica**

Projeto de Aeronaves – 15096 2025/2026

# Projeto de Aeronaves

## Dimensionamento de um UAV VTOL

## Best Endurance Fast Preparation Vehicle

**Pedro Reis** Nº 51612
**Eduardo Santos** Nº 51754
**Bruna Silva** Nº 51799
**Vladyslav Berezyak** Nº 51983
**Francisco Gonçalves** Nº 52259
**Frederico Madeira** Nº 52537
**Grupo E**

18 de junho de 2026

# Conteúdo


**1 Introdução** **4**

1.1 Enquadramento e objetivos . . . . . 4

1.2 Requisitos do projeto . . . . . 4

1.3 Organização da equipa . . . . . 5

**2 Conceito de Operação** **5**

2.1 Perfil de missão . . . . . 5

2.2 Cenário e localização . . . . . 6

2.3 Descolagem, transição e aterragem . . . . . 6

**3 Dados Históricos** **7**

**4 Ponto de Projeto** **7**

**5 Layout** **8**

5.1 Configuração geométrica global . . . . . 9

5.2 Asa e dispositivos de ponta . . . . . 10

5.3 Fuselagem *blended body* . . . . . 10

5.4 Empenagem em X . . . . . 11

5.5 Integração da propulsão e do conjunto traseiro . . . . . 12

5.6 Integração interna e *packaging* dos sistemas . . . . . 12

5.7 Arrefecimento e gestão térmica . . . . . 12

5.8 *Payload* e campo de visão . . . . . 13

5.9 Estrutura e centragem implicações no layout . . . . . 14

**6 Aerodinâmica** **14**

6.1 Escolha do perfil alar . . . . . 14

6.2 Escolha da geometria da asa . . . . . 15

6.3 Superfícies aerodinâmicas de controlo . . . . . 16

6.4 Desempenho aerodinâmico . . . . . 17

**7 Estabilidade e Controlo** **19**

7.1 Estabilidade estática longitudinal . . . . . 19

7.2 Estabilidade estática latero-direcional . . . . . 20

7.3 Estabilidade dinâmica . . . . . 21

**8 Sistema Propulsivo e Gestão Energética** **21**

8.1 Estimativa dos Gastos Energéticos por Fase de Voo . . . . . 21

8.2 Sistema Propulsivo Principal para Cruzeiro . . . . . 22

8.3 Sistema Propulsivo para Voo Vertical . . . . . 23

8.4 Sistema Gerador e Alimentação dos Sistemas Elétricos . . . . . 23

**9 Desempenho** **23**

**10 Análise de Sistemas e Carga Útil** **25**

10.1 Arquitetura geral dos sistemas . . . . . 25

10.2 Cablagem e Integração Elétrica . . . . . 25

10.3 Sistemas do Bloco Energético . . . . . 26

10.4 Sistemas do Bloco de Controlo . . . . . 27

10.5 Carga Útil . . . . . 27

10.5.1 Estudo CFD da integração da Gimbal . . . 28
10.5.2 Capacidades do sensor LiDAR . . . 28
10.6 Sistemas de Comunicações . . . 29
10.7 Servomotores . . . 30
10.8 Sistemas de Luzes . . . 31
10.9 Integração física e centragem . . . 31

**11 Peso e Centragem** **32**

**12 Estruturas e Materiais** **33**
12.1 Materiais e filosofia estrutural . . . 33
12.2 Diagrama V-n . . . 34
12.3 Asa . . . 34
12.4 Empenagens . . . 36
12.5 Fuselagem . . . 37
12.6 Ligações estruturais . . . 38
12.7 Estimativa de peso estrutural . . . 38

**13 Manufatura e Custos** **39**
13.1 Manufatura . . . 39
13.1.1 Estratégia de manufatura e planeamento da produção . . . 39
13.1.2 Classificação e seleção dos moldes . . . 39
13.1.3 Desenvolvimento dos moldes . . . 40
13.1.4 Preparação dos moldes . . . 40
13.1.5 Processo de laminação . . . 41
13.1.6 Estrutura interna e montagem . . . 41
13.2 Análise de custos . . . 42
13.2.1 Custo unitário estimado do BEFPV . . . 42
13.2.2 Custos fixos de preparação da produção . . . 42
13.2.3 Custos de pessoal por fase do projeto . . . 42
13.2.4 Custos de funcionamento e apoio operacional . . . 43
13.2.5 Custo do lote inicial de 10 UAVs . . . 44
13.2.6 Custo unitário completo e preço de venda estimado do BEFPV . . . 44
13.2.7 Retorno de investimento e análise de lucros . . . 44
13.2.8 Expectativas de futuro . . . 45

**14 Conclusão** **45**

**15 Anexos** **46**

**A Vistas gerais da aeronave** **46**
A.1 Desenhos técnicos da aeronave . . . 48

**B Sistema Propulsivo** **48**

**C Tabelas completas de sistemas e centro de gravidade** **51**
C.1 Tabela completa dos sistemas . . . 51
C.2 Tabela completa de cobertura LiDAR . . . 51

**D Tabela completa de massas e coordenadas para o cálculo do centro de gravidade** **52**

**E Propriedades dos materiais utilizados no modelo estrutural.** **53**

E.1 Estrutura interna, ligações e análise estrutural . . . . . 53

**F Custo específico unitário do UAV** **58**

# 1 Introdução

Os veículos aéreos não tripulados (UAV) são hoje plataformas de referência para observação, vigilância e recolha de informação em contextos onde a operação tripulada é arriscada ou inviável. Este relatório documenta o projeto conceptual e preliminar do UAV-26 *UAV for Disaster Relief* —, proposto na unidade curricular de Projeto de Aeronaves, da interpretação dos requisitos à solução integrada repartida pelas várias disciplinas.

## 1.1 Enquadramento e objetivos

O protocolo exige uma aeronave não tripulada de apoio a operações de emergência, com foco num sismo urbano. A aeronave deve fornecer informação aérea em tempo real, apoiar a coordenação no terreno e manter vigilância prolongada, operando de forma autónoma com pilotagem remota possível e para além da linha de vista (BVLOS). Exige-se, por isso, não só desempenho aerodinâmico e propulsivo, mas também fiabilidade dos sistemas de navegação, comunicação, controlo, aquisição de dados e segurança.

A missão impõe uma sequência exigente descolagem vertical, transição, cruzeiro até à zona afetada, mapeamento, *loiter* prolongado, regresso e aterragem vertical que obriga a conciliar a capacidade VTOL com a eficiência de uma asa fixa. São prioritárias a rapidez de resposta, a autonomia, a robustez, a manutenção simples e a preparação rápida entre missões. A solução adotada é uma configuração *tail-sitter blended body wing*, cujos fundamentos geométricos são desenvolvidos no capítulo de Layout. A Tabela 1 resume os requisitos principais do protocolo.

*Tabela 1. Síntese dos requisitos principais do protocolo UAV-26.*

| **Requisito** | **Valor / Condição** | **Influência no projeto** |
|---|---|---|
| Tipo de missão | Apoio a desastre urbano | Reconhecimento, mapeamento e vigilância. |
| Descolagem / Aterragem | Vertical | Operação sem pista, em área reduzida. |
| Altitude de cruzeiro | 150–400 m | Operação acima da zona afetada. |
| Distância à zona afetada | 25 km | Exige resposta rápida. |
| Mapeamento inicial | 20 min | Avaliação inicial da catástrofe. |
| Loiter | 3 h a 150 m | Vigilância persistente. |
| Turnaround | $< 15$ min | Várias missões por dia. |
| MTOM | 25 kg | Limite global de massa. |

## 1.2 Requisitos do projeto

Em desempenho, a aeronave opera em condições ISA, descola e aterra na vertical, cruza a cerca de 130 km/h e faz *loiter* a cerca de 70 km/h, com alcance de 250 km, raio operacional mínimo de 30 km, ligação de dados de pelo menos 80 km e teto mínimo de 1000 m (Tabela 2).

*Tabela 2. Requisitos de desempenho do UAV-26.*

| **Parâmetro** | **Valor** |
|---|---|
| Descolagem / Aterragem | Vertical |
| Velocidade de cruzeiro | Cerca de 130 km/h |
| Velocidade de *loiter* | Cerca de 70 km/h |
| Alcance | 250 km |
| Raio operacional | Pelo menos 30 km |
| Data link | Pelo menos 80 km |
| Teto operacional | Pelo menos 1000 m |

O sistema propulsivo deve garantir potência nas fases vertical e de transição e eficiência no voo horizontal, sendo admitidas soluções a pistão, elétricas ou híbridas, com tolerância à falha de um componente crítico. A asa é fixa, com envergadura máxima de 4 m, otimizada para cruzeiro e *loiter* e integrada suavemente na fuselagem (*blended body wing*); as empenagens são determinantes na configuração *tail-sitter*, por garantirem controlo em voo horizontal e nas fases verticais. A fuselagem é esguia e leve, com acesso rápido aos sistemas para um *turnaround* inferior a 15 minutos, e dispensa trem convencional, integrando os apoios de solo na própria estrutura. A carga útil, até 3.5 kg, reúne os sensores de missão

(Tabela 3); a massa máxima à descolagem está limitada a 25 kg e o centro de gravidade deve manter-se dentro da gama de estabilidade em todas as fases exigência crítica na transição do *tail-sitter*.

*Tabela 3. Carga útil e sistemas principais previstos.*

| **Sistema** | **Função principal** |
|---|---|
| Gimbal EO/IR | Imagem visual e térmica diurna/noturna. |
| LiDAR | Mapeamento 3D do terreno e obstáculos. |
| GNSS RTK e IMU | Navegação e georreferenciação precisa. |
| Sistema BVLOS | Comunicação de longo alcance. |
| Computador de bordo | Registo, processamento e análise de dados. |
| Repetidor de comunicações | Apoio às equipas no terreno. |
| Sensores ambientais | Temperatura, humidade, fumo ou gases. |

## 1.3 Organização da equipa

O projeto foi repartido por secções técnicas, assegurando a coerência entre os subsistemas (Tabela 4). À secção de Layout coube a configuração geral, a integração geométrica dos sistemas e a modelação CAD; as restantes desenvolvem as análises de detalhe ao longo do relatório.

*Tabela 4. Distribuição de tarefas da equipa.*

| **Secção** | **Responsável** |
|---|---|
| Layout | Pedro Reis |
| Aerodinâmica e Estabilidade | Vladyslav Berezyak |
| Propulsão e Performance | Francisco Gonçalves |
| Estruturas e Materiais | Eduardo Santos |
| Sistemas e Centro de Gravidade | Frederico Madeira |
| Manufatura e Custos | Bruna Silva |

# 2 Conceito de Operação

## 2.1 Perfil de missão

A aeronave atua como plataforma aérea de reconhecimento, mapeamento e vigilância sobre uma zona urbana afetada por sismo, reduzindo a incerteza quanto a vítimas, acessos bloqueados e danos. Parte de uma base a cerca de 25 km da área de interesse: descola na vertical, transita para voo horizontal e cruza a ≈130 km/h; executa um mapeamento inicial de ≈20 min e entra em *loiter* durante ≈3 h a 150 m, recolhendo imagem visual e térmica e dados georreferenciados, podendo servir de repetidor de comunicações; por fim, regressa e aterra na vertical. A distância total ronda os 290 km e o tempo de voo as 4 h, com *turnaround* inferior a 15 min (Tabela 5, Figura 1).

*Tabela 5. Resumo operacional do perfil de missão.*

| **Fase** | **Valor adotado** | **Objetivo** |
|---|---|---|
| Descolagem vertical | VTOL | Operar sem pista. |
| Transição | Vertical → asa fixa | Entrar em voo eficiente. |
| Cruzeiro de ida | 25 km a ≈130 km/h | Chegar à zona afetada. |
| Mapeamento inicial | 20 min | Avaliação inicial dos danos. |
| Loiter | 3 h a 150 m (≈70 km/h) | Vigilância persistente. |
| Cruzeiro de regresso | 25 km | Regresso à base. |
| Aterragem vertical | VTOL | Recuperação em área reduzida. |
| Distância total | ≈290 km | Cruzeiro, mapeamento e *loiter*. |
| Tempo total de voo | ≈4 h | Missão completa. |
| Turnaround | < 15 min | Preparação para nova missão. |

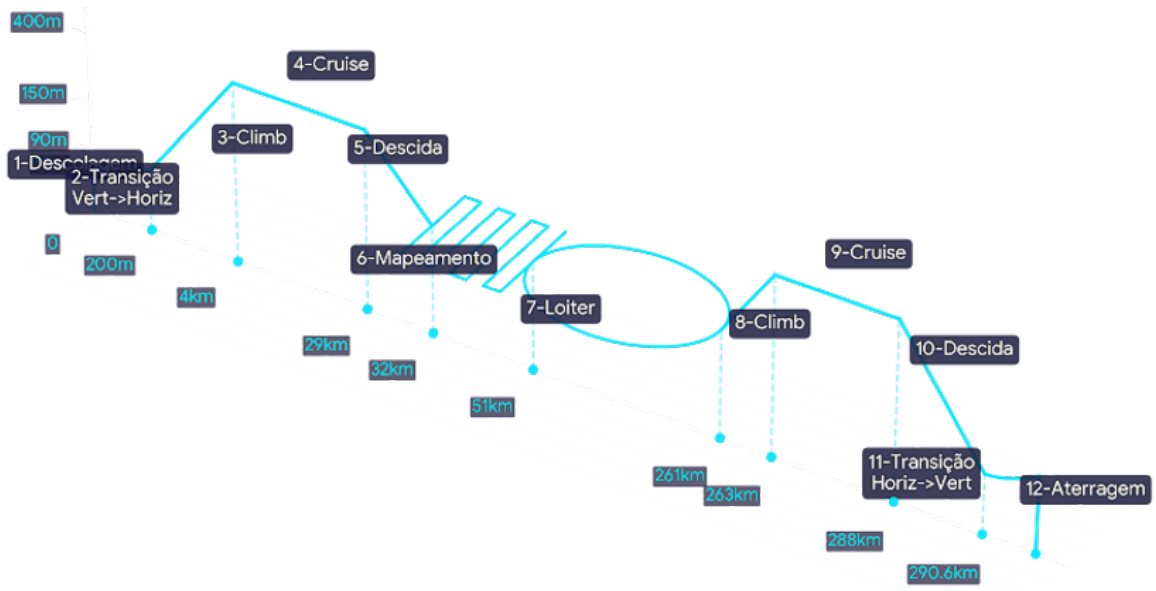
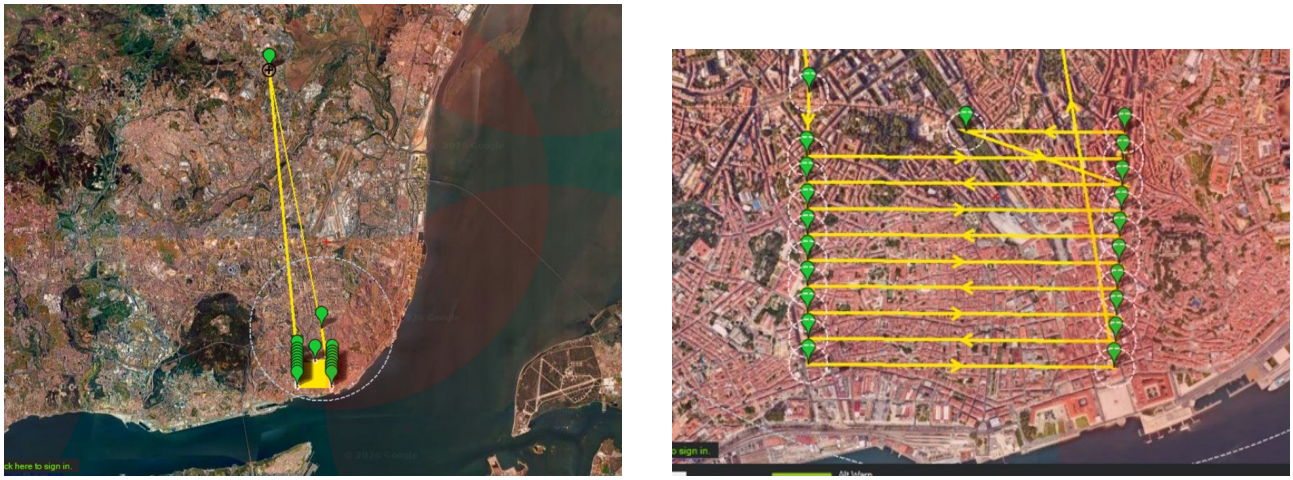



*Figura 1. Perfil da missão: descolagem vertical, transição, cruzeiro, mapeamento, loiter, regresso e aterragem vertical.*

## 2.2 Cenário e localização

O ambiente urbano pós-sismo é complexo: edifícios danificados, vias bloqueadas, comunicações terrestres em falha e vítimas isoladas. A base situa-se fora da zona de risco, a cerca de 25 km, garantindo segurança e espaço para a operação vertical, e deve permitir o acesso por veículo, a montagem da estação de controlo, boa visibilidade para as antenas e proximidade às vias principais. A operação prioriza corredores de acesso, zonas com concentração de vítimas, hospitais e centros de comando, onde a informação aérea mais acrescenta à coordenação das equipas (Figura 2).



*(a) Rota entre a base, a zona de operação e o regresso.* *(b) Padrão de mapeamento/vigilância da zona afetada.*

*Figura 2. Rota da missão e padrão de cobertura considerados para a operação.*

## 2.3 Descolagem, transição e aterragem

A configuração *tail-sitter* dispensa pista, catapulta ou rede de recuperação. Na descolagem, a aeronave parte apoiada na vertical e é elevada sob controlo combinado dos motores e das superfícies; atingida uma altura segura, a transição para voo horizontal é progressiva, passando a sustentação para a asa e reduzindo a potência necessária numa das fases mais críticas da missão, sensível à estabilidade e à autoridade de controlo a baixa velocidade. No regresso, o processo inverte-se: a aeronave transita para sustentação vertical e desce até ao solo, onde os apoios integrados na estrutura absorvem as cargas de pouso. Segue-se uma inspeção rápida e a preparação para nova missão, dentro do limite de 15 minutos.

# 3 Dados Históricos

Numa fase inicial do projeto, foi realizada uma pesquisa de aeronaves com requisitos semelhantes aos definidos para o UAV2026. O objetivo desta análise foi obter valores de referência para apoiar o dimensionamento preliminar da aeronave. Os dados recolhidos para os UAVs analisados, incluindo massa, envergadura, área alar, razão de aspeto, velocidades características e potência, encontram-se apresentados na Tabela 7.

Com base nestes dados históricos, foram estimados os parâmetros iniciais mais importantes para o projeto, nomeadamente a massa máxima à descolagem, a razão de aspeto, o coeficiente de sustentação máximo, o coeficiente de arrasto parasita, o fator de arrasto induzido e a eficiência aerodinâmica máxima. Estes valores permitiram obter uma primeira aproximação da polar de arrasto e orientar as fases seguintes do projeto.

*Tabela 6. Dados iniciais obtidos a partir da análise histórica.*

| **Parâmetro** | **Valor** |
|---|---|
| MTOM [kg] | 20,3243 |
| $A$ | 11,66125 |
| $C_{L,\max}$ | 1,59611 |
| $C_{D0}$ | 0,02647 |
| $K$ | 0,036880 |
| $(L/D)_{\max}$ | 18,9914 |

*Tabela 7. Dados de referência das aeronaves analisadas*

| **Aeronave** | **VTOL** | **Motor** | $m_0$ **[kg]** | $m_e$ **[kg]** | $b$ **[m]** | $S$ **[m$^2$]** | $AR$ | $V_s$ **[m/s]** | $V_c$ **[m/s]** | $V_{max}$ **[m/s]** | $P$ **[W]** | $P/W$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| JOUAV CW-15 | Sim | Elétrico | 14,50 | 7,50 | 3,54 | 1,25 | 10,03 | 11,5 | 17,0 | 25,0 | 900 | 6,33 |
| JOUAV CW-25E | Sim | Elétrico | 22,01 | 10,00 | 4,40 | 1,61 | 12,02 | 12,5 | 22,0 | 31,0 | 900 | 4,17 |
| MotioNew G25 VTOL | Sim | Elétrico | 25,02 | 11,00 | 3,90 | 1,38 | 11,02 | 14,4 | 20,8 | 28,0 | 900 | 3,67 |
| Penguin C MIL VTOL ICE | Sim | Combustão | 22,51 | 13,00 | 3,30 | 0,79 | 13,78 | 13,0 | 21,0 | 32,0 | 400 | 1,81 |
| ALTI Transition ICE | Sim | Combustão | 14,00 | 7,50 | 3,50 | 1,23 | 9,96 | 11,3 | 19,4 | 28,0 | 300 | 2,18 |
| ElevonX Tango 4.4 ICE | Sim | Combustão | 22,01 | 12,00 | 4,40 | 1,76 | 11,00 | 11,9 | 20,0 | 30,0 | 305 | 1,41 |
| JOUAV CW-25 Hybrid ICE | Sim | Combustão | 31,01 | 16,00 | 4,40 | 1,61 | 12,02 | 14,9 | 22,0 | 33,0 | 425 | 1,40 |
| Skywing VF50P ICE | Sim | Combustão | 20,01 | 10,00 | 4,00 | 1,45 | 11,03 | 12,5 | 22,0 | 32,0 | 435 | 2,22 |
| Avy Aera | Sim | Elétrico | 19,51 | 11,50 | 2,40 | 0,82 | 7,02 | 17,3 | 25,0 | 35,0 | 950 | 4,97 |
| ElevonX Sierra VTOL | Sim | Elétrico | 15,01 | 8,00 | 3,60 | 1,30 | 9,97 | 11,5 | 19,0 | 28,0 | 450 | 3,06 |
| UAVFactory Penguin B ICE | Não | Combustão | 21,51 | 10,00 | 3,30 | 0,79 | 13,78 | 13,0 | 22,0 | 36,0 | 450 | 2,13 |
| UAVFactory Penguin C ICE | Não | Combustão | 22,51 | 11,00 | 3,30 | 0,79 | 13,78 | 13,3 | 20,0 | 32,0 | 376 | 1,70 |
| ScanEagle ICE | Não | Combustão | 20,01 | 14,00 | 3,11 | 0,69 | 14,02 | 17,4 | 25,0 | 41,7 | 600 | 3,06 |
| ScanEagle 2 ICE | Não | Combustão | 23,51 | 19,00 | 3,11 | 0,69 | 14,02 | 18,9 | 25,0 | 41,2 | 500 | 2,17 |
| Orlan-10 ICE | Não | Combustão | 18,01 | 9,00 | 3,10 | 0,74 | 12,99 | 15,2 | 23,0 | 32,0 | 445 | 2,52 |
| Aerosonde Mk4.7 ICE | Não | Combustão | 15,01 | 8,00 | 2,90 | 0,60 | 14,02 | 16,9 | 25,0 | 55,0 | 702 | 4,77 |
| Tekever AR3 ICE | Não | Combustão | 25,02 | 14,00 | 4,50 | 2,02 | 10,02 | 14,2 | 22,0 | 28,0 | 415 | 1,69 |
| ALTI Advantage ICE | Não | Combustão | 15,01 | 8,00 | 3,80 | 1,44 | 10,03 | 10,9 | 20,0 | 30,0 | 627 | 4,26 |
| Yangda FW-400 Gas. ICE | Não | Combustão | 20,01 | 11,00 | 4,00 | 1,45 | 11,03 | 12,5 | 22,0 | 33,0 | 550 | 2,80 |
| **Média** | – | – | **20,32** | **11,08** | **3,61** | **1,18** | **11,66** | **13,85** | **21,69** | **33,21** | **559,47** | **2,81** |

# 4 Ponto de Projeto

O ponto de projeto foi definido a partir da relação entre potência específica e carga alar de aeronaves semelhantes, garantindo compatibilidade com os requisitos de desempenho, segurança e operação VTOL. Para uma massa final estimada de 12,83 kg, obteve-se uma área alar de aproximadamente 1,09 m$^2$, uma carga alar de 115 N/m$^2$, uma potência requerida ao nível do mar de 1,258 kW e uma potência específica próxima de 10 W/N. Estes valores serviram de base à seleção preliminar do sistema propulsivo.

*Tabela 8. Parâmetros principais associados ao ponto de projeto.*

| **Parâmetro** | **Valor** |
|---|---|
| Massa inicial estimada | 12,83 kg |
| Área alar | 1,09 m$^2$ |
| Carga alar | 115 N/m$^2$ |
| Potência requerida ao nível do mar | 1,258 kW |
| Potência específica | 10 W/N |

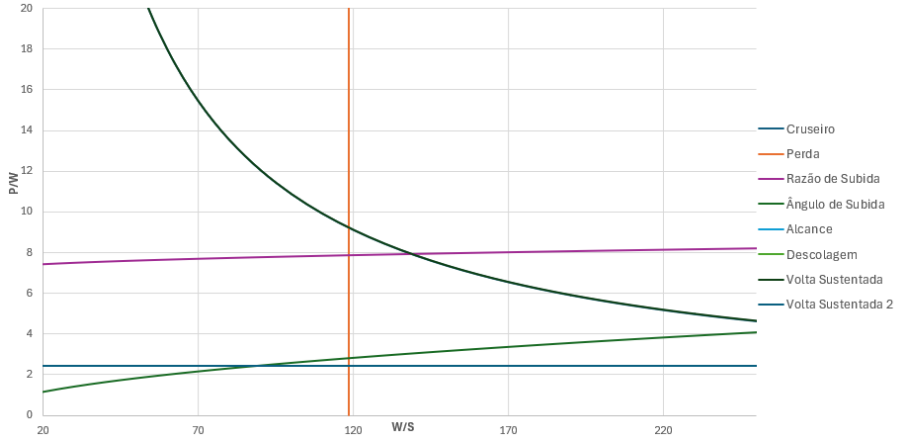



*Figura 3. Diagrama de seleção do ponto de projeto.*

*Tabela 9. Parâmetros aerodinâmicos e propulsivos utilizados na estimativa energética.*

| **Parâmetro** | **Valor** |
|---|---|
| $C_{D0,\text{loiter}}$ | 0,02606 |
| $K_{\text{loiter}}$ | 0,02014 |
| $C_{L,\max}$ | 1,6 |
| $\theta_{\text{loiter}}$ | 15° |
| $V_{\text{cruise}}$ | 36,11 m/s |
| $V_{\text{loiter}}$ | 19,44 m/s |
| $\eta_p$ | 0,7 |

# 5 Layout

Este capítulo apresenta o layout do UAV e justifica as decisões que definem a aeronave como sistema integrado. Nesta fase, o layout estabelece a configuração, a geometria global e a disposição dos principais componentes, demonstrando como a aeronave foi concebida para alojar, suportar e operar os sistemas exigidos pela missão. As análises detalhadas de aerodinâmica, propulsão, estruturas, sistemas e centragem são desenvolvidas nos capítulos respetivos; aqui define-se o enquadramento geométrico e funcional que garante a coerência global da solução.

A aeronave adota uma configuração *blended body wing*, concebida para vigilância, observação e apoio em cenários de catástrofe, com operação prolongada em *loiter*. O conceito combina uma asa fixa de elevada razão de aspeto, uma fuselagem aerodinamicamente integrada, uma empenagem em X e quatro rotores elétricos traseiros responsáveis pela operação VTOL em configuração *tail-sitter*. Esta arquitetura foi orientada por quatro objetivos principais: maximizar a eficiência aerodinâmica em *loiter*, reduzir o arrasto global, integrar de forma limpa sistemas, propulsão, *payload* e combustível, e assegurar acesso rápido aos componentes internos para inspeção, manutenção e operação em solo.

A escolha da configuração *blended body wing* resulta diretamente destes objetivos. A transição contínua entre asa e fuselagem reduz o arrasto de interferência e permite que a fuselagem contribua para a sustentação, deixando de funcionar apenas como volume de alojamento da carga útil. O layout final representa, assim, a evolução do conceito inicial, mantendo os seus princípios fundamentais: asa de grande alongamento, corpo central integrado e empenagem em X que liberta a zona traseira para a instalação dos rotores. A passagem para CAD consolidou estas decisões numa geometria coerente, com superfícies suaves e volumes compatíveis com os requisitos da missão. A Figura 4 apresenta a configuração global da aeronave.

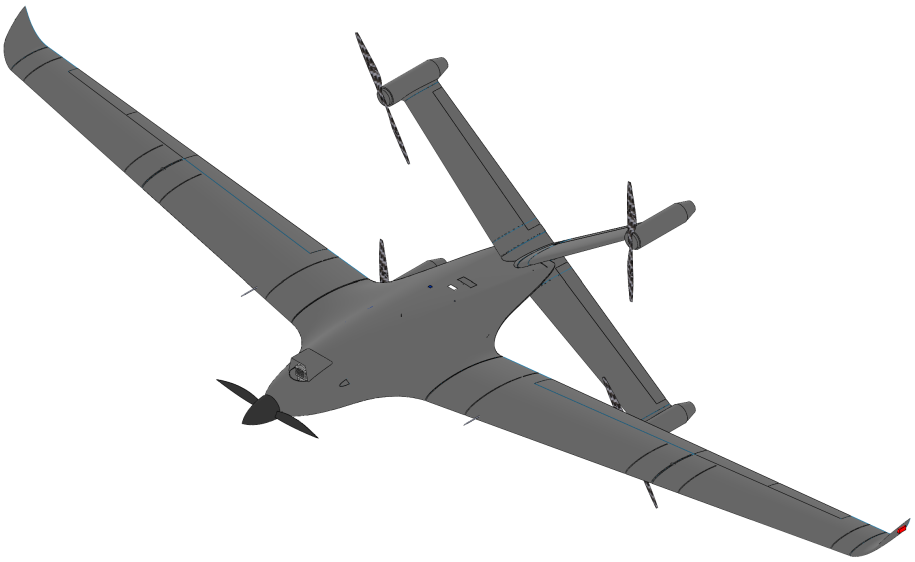


*Figura 4. Configuração global do UAV:* blended body wing*, asa de elevada razão de aspeto, empenagem em X e quatro rotores elétricos traseiros.*

## 5.1 Configuração geométrica global

A geometria da asa fixa foi otimizada para *loiter* prolongado. A razão de aspeto elevada, de 14.47, minimiza o arrasto induzido a parcela dominante quando se mantém sustentação a baixa velocidade durante longos períodos. A planta afilada, com afilamento de 0.4, aproxima a distribuição de sustentação da forma elíptica sem a complexidade construtiva de uma planta puramente elíptica. O enflechamento moderado de 10° a um quarto da corda contribui para a estabilidade direcional e, sobretudo, viabiliza a integração geométrica contínua com a fuselagem *blended*, sem descontinuidades acentuadas. O diedro de 1° é o estritamente necessário para garantir estabilidade lateral sem penalizar o desempenho em *loiter*, e a torção geométrica de −3° favorece uma distribuição de sustentação e uma entrada em perda progressivas da raiz para a ponta. A envergadura total projetada é de 3.98 m, deliberadamente próxima do limite imposto pelos requisitos, dado que qualquer redução agravaria proporcionalmente o arrasto induzido. A Tabela 10 reúne os parâmetros geométricos principais

*Tabela 10. Parâmetros geométricos principais do UAV.*

| **Parâmetro** | **Valor / descrição** |
|---|---|
| Configuração geral | *Blended body wing* (*tail-sitter* VTOL) |
| Envergadura total (projetada) | 3.98 m |
| Comprimento da fuselagem | 1.20 m |
| Área alar | 1.095 $m^2$ |
| Razão de aspeto | 14.47 |
| Afilamento (*taper*) | 0.4 |
| Corda na raiz | 0.393 m |
| Corda na ponta | 0.157 m |
| Corda média aerodinâmica | 0.275 m |
| Diedro | 1° |
| Enflechamento (1/4 da corda) | 10° |
| Torção (*twist*) | −3° |
| Perfil da asa | SG6043 |
| Dispositivos de ponta | *Winglets* Maughmer |
| Empenagem | Em X, 4 superfícies, 30° |
| Propulsão principal | Motor a combustão ( *tractor*) |
| Propulsão VTOL | 4 rotores elétricos traseiros |

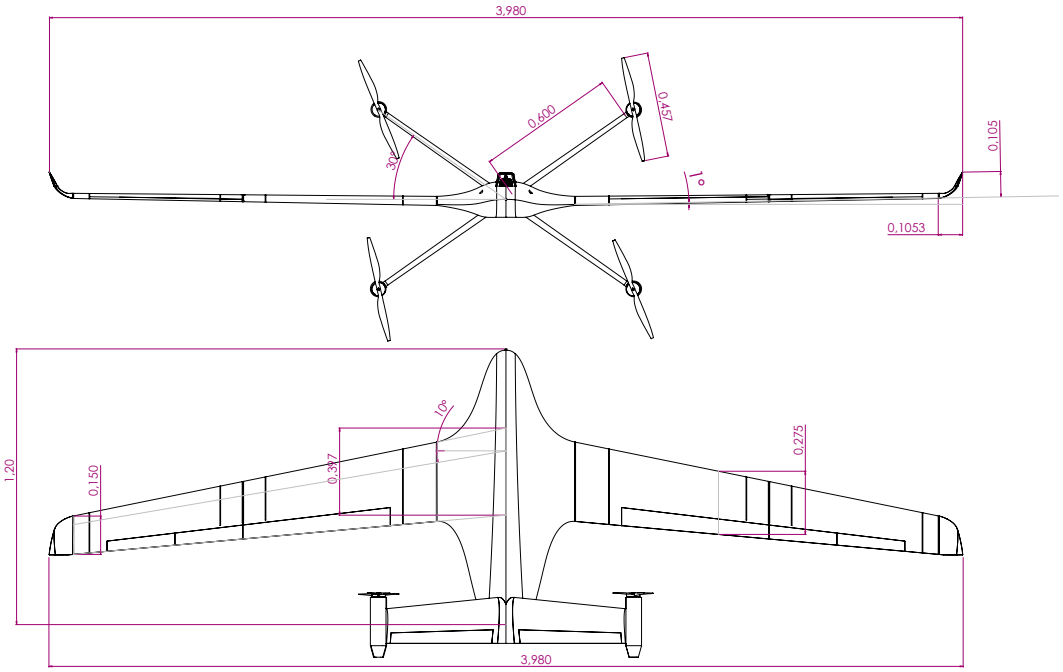



*Figura 5. Dimensões gerais da aeronave (envergadura, comprimento, enflechamento, empenagem em X e* winglets*).*

## 5.2 Asa e dispositivos de ponta

A combinação de elevada razão de aspeto com afilamento moderado corda na raiz de 0.393 m, corda na ponta de 0.157 m e corda média aerodinâmica de 0.275 m, para uma área alar de 1.095 $m^2$ procura uma distribuição de sustentação próxima da ideal com uma planta de construção viável. O enflechamento e a torção, já referidos, completam uma geometria pensada para eficiência em regime de baixa velocidade.

As pontas são fechadas por *winglets* do tipo Maughmer. Do ponto de vista do layout, interessa a sua integração geométrica: são enflechados para trás e ligam-se à ponta da asa segundo um ângulo inicial relativamente ao plano alar, com uma transição suave que fecha a geometria da extremidade (Tabela 11). A quantificação do ganho aerodinâmico associado a estes dispositivos é apresentada no capítulo de Aerodinâmica.

*Tabela 11. Geometria dos* winglets *de Maughmer.*

| **Parâmetro** | **Valor / descrição** |
|---|---|
| Tipo | Maughmer |
| Posição | Pontas da asa |
| Envergadura | 0.10531 m |
| Altura | 0.105 m |
| Geometria | Enflechado para trás, com ângulo inicial relativo ao plano da asa |
| Perfil | NACA 1312 |
| Área | 0.00845 $m^2$ |

## 5.3 Fuselagem *blended body*

A fuselagem foi concebida como uma superfície aerodinâmica ativa, e não como um simples invólucro estrutural. A sua forma resulta de uma geometria suavizada, obtida por *lofting* de perfis com transição contínua para a asa, eliminando descontinuidades de curvatura e evitando separações localizadas do escoamento. Esta opção tem consequências diretas no projeto da aeronave: reduz o arrasto de interferência asa-fuselagem, aumenta a área sustentadora efetiva sem aumentar

a envergadura vantagem relevante dada a restrição imposta a esta última, e gera um volume interno contínuo que facilita a organização dos sistemas, do combustível e do *payload*.

A geometria da fuselagem foi refinada com apoio de CFD, em particular na zona superior e na raiz da asa, com o objetivo de garantir um escoamento limpo e baixo arrasto. A Figura 6 ilustra o campo de escoamento obtido, no qual as linhas de corrente se mantêm maioritariamente coladas à superfície, com separações reduzidas evidência de que a forma suavizada cumpre o seu propósito e de que a fuselagem contribui de forma útil para a sustentação, validando a filosofia *blended body*.

Em *loiter* a 19.5 m/s, a fuselagem em conjunto com a asa apresentou $C_D = 0.014842$, $C_L = 0.17704$ e $C_L/C_D \approx 11.93$ (Tabela 12). O resultado mais relevante para o layout é o reduzido $C_D$: confirma que a forma suavizada produz um escoamento maioritariamente colado à superfície, com separações mínimas (Figura 6).

*Tabela 12. Resultados CFD da fuselagem em regime de* loiter.

| **Parâmetro** | **Valor** |
|---|---|
| Regime analisado | *Loiter* |
| Velocidade de referência | 19.5 m/s |
| Coeficiente de arrasto $C_D$ | 0.014842 |
| Coeficiente de sustentação $C_L$ | 0.17704 |
| Eficiência $C_L/C_D$ | $\approx 11.93$ |

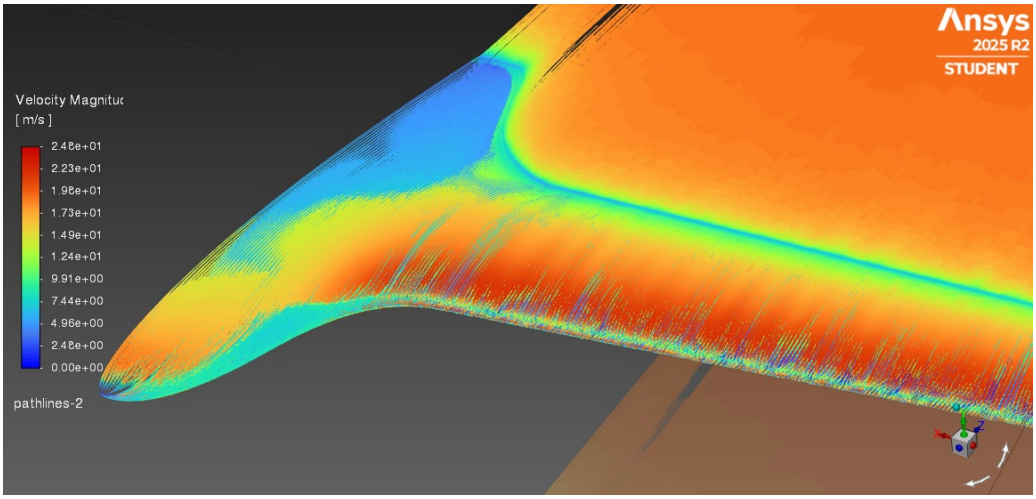



*Figura 6. Campo de escoamento sobre a fuselagem e a raiz da asa, evidenciando a suavização da forma e a qualidade do escoamento que sustentam a opção* blended body.

## 5.4 Empenagem em X

A empenagem é em X, opção que decorre de um compromisso entre estabilidade, controlo e integração. Combina contribuições para os eixos longitudinal e direcional num único conjunto sendo decisivo para esta configuração liberta a região traseira para a instalação dos rotores VTOL, que uma cauda em T ou em cruz tenderia a interferir. Cada uma das superfícies tem 1.2 m de envergadura, corda de 0.175 m e perfil NACA 0014 e uma razão de aspeto de 6.8, dispostas com uma inclinação de 30° relativamente ao plano horizontal (Tabela 13). Esta disposição afasta os rotores entre si, geometria favorável ao controlo da aeronave em voo vertical.

*Tabela 13. Geometria da empenagem em X.*

| **Parâmetro** | **Valor** |
|---|---|
| Configuração | Em X (4 superfícies) |
| Envergadura por superfície | 0.60 m |
| Corda | 0.175 m |
| Razão de aspeto | 3.4 |
| Inclinação | 30° |

## 5.5 Integração da propulsão e do conjunto traseiro

A aeronave adota uma arquitetura propulsiva híbrida que separa funcionalmente a propulsão de cruzeiro da propulsão vertical, opção que, ao nível do layout, condiciona a forma e a distribuição de volumes da aeronave. A propulsão de cruzeiro e *loiter* é assegurada por um motor a combustão instalado na frente do UAV, em configuração *tractor*: esta posição mantém o eixo de tração alinhado com o corpo central e simplifica quer a instalação da hélice quer o encaminhamento do ar de arrefecimento. O motor é suportado por uma estrutura local que descarrega os seus esforços na parede de fogo, elemento que delimita o compartimento motor na parte frontal da fuselagem.

A propulsão vertical é assegurada por quatro rotores elétricos posicionados na região traseira, integrados estruturalmente com a empenagem em X, que lhes serve simultaneamente de suporte e de referência geométrica. A aeronave dispõe ainda de apoios de solo concebidos para a operação *tail-sitter*, que permitem a aterragem vertical sobre a cauda e estabilizam o aparelho em solo antes da descolagem. O dimensionamento e o desempenho dos grupos propulsivos motor de combustão e rotores elétricos são tratados no capítulo de Propulsão; ao layout cabe garantir que a aeronave foi desenhada para os alojar e suportar nas posições corretas, com as interfaces estruturais necessárias e sem comprometer a forma aerodinâmica externa.

## 5.6 Integração interna e *packaging* dos sistemas

A organização interna foi resolvida em torno de um tabuleiro central, que funciona como espinha funcional do interior e como base de montagem dos sistemas. O acesso faz-se por uma tampa única na parte superior da fuselagem, decisão de layout orientada para a operação em campo: permite inspecionar, substituir e configurar os sistemas de forma rápida, sem desmontagens sucessivas. Os componentes são fixados ao tabuleiro por velcro solução leve e adequada a elementos de acesso frequente e o tabuleiro foi desenhado com recortes e encaixes próprios que acomodam cada componente na posição correta, conferindo ordem à cablagem e estabilidade ao conjunto durante o voo (Figura 7).

O mesmo tabuleiro materializa duas decisões funcionais relevantes. Por um lado, posiciona o *lidar* na parte inferior da fuselagem, no ângulo adequado ao seu funcionamento, ligando diretamente o desenho do suporte à exigência observacional da missão. Por outro, foi concebido para acomodar, no volume situado por baixo de si, o depósito de combustível, com um volume da ordem de 1.5 a 1.6 L, aproveitando o volume interno contínuo da fuselagem *blended*. As linhas de combustível contornam a fuselagem e alcançam o compartimento motor atravessando a parede de fogo nas regiões laterais, através de encaixes próprios, num percurso ordenado que compatibiliza segurança, manutenção e arranjo interno. A parede de fogo cumpre, neste contexto, um triplo papel de layout: separa o compartimento motor da zona de sistemas, suporta a instalação do motor e serve de interface organizada para a passagem das linhas. A identificação detalhada dos componentes, as suas características e a respetiva cotagem são remetidas para o capítulo de Sistemas.

## 5.7 Arrefecimento e gestão térmica

O arrefecimento foi integrado na própria geometria da aeronave, de forma diferenciada. O motor a combustão é servido por uma entrada de ar superior dedicada, dimensionada para o seu regime de funcionamento; os sistemas eletrónicos que necessitam de refrigeração são servidos de forma independente por entradas laterais do tipo NACA, discretas e aerodinamicamente favoráveis, que conduzem o ar diretamente para as zonas do tabuleiro onde se encontram esses componentes. Esta separação entre o arrefecimento do motor e o dos sistemas evita transferência térmica indesejada

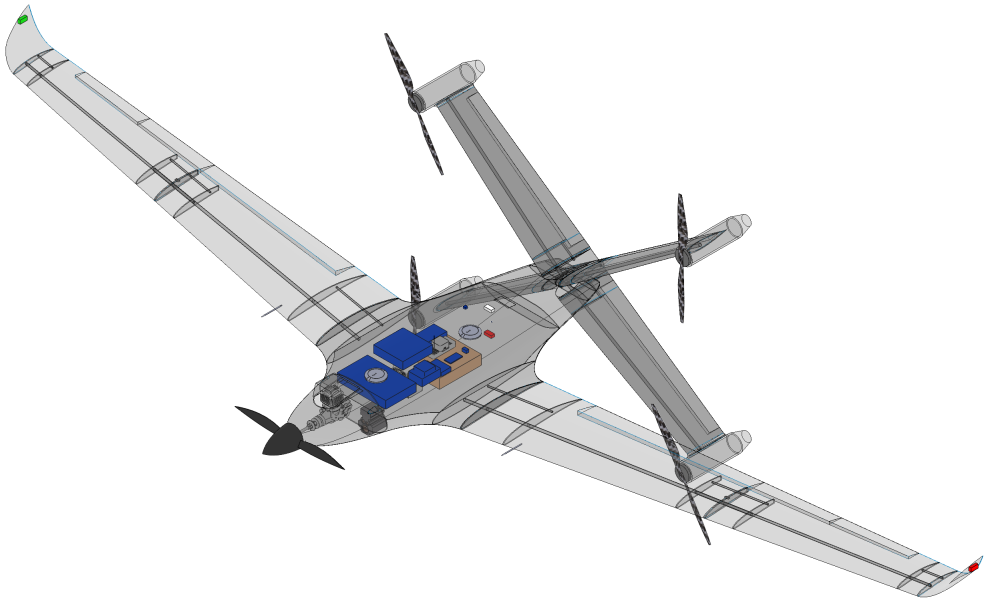


*Figura 7. Integração interna: tabuleiro central de sistemas, motor na proa, conjunto EO/IR e* lidar *na zona inferior, com o depósito de combustível sob o tabuleiro.*

e permite ajustar cada admissão à necessidade real do respetivo subsistema. Ao recorrer a entradas integradas e alinhadas com o escoamento, a solução assegura uma gestão térmica eficaz com penalização mínima do arrasto externo .

## 5.8 *Payload* e campo de visão

A instalação do *payload* de observação foi pensada em estreita ligação com a missão. O conjunto EO/IR e o *lidar* foram posicionados na zona inferior/central da fuselagem de modo a garantir um campo de visão livre na vertical da aeronave, sem interferir com a integridade global do layout. A Figura 8 ilustra o cone de campo de visão sob a fuselagem, que evidencia a cobertura assegurada pela geometria de instalação dos sensores. O posicionamento inferior do *lidar*, garantido pelo tabuleiro, e a orientação do conjunto EO/IR confirmam que a integração do *payload* foi tratada como requisito de projeto. As características e o desempenho dos sensores são desenvolvidos no capítulo de *Payload* e missão.

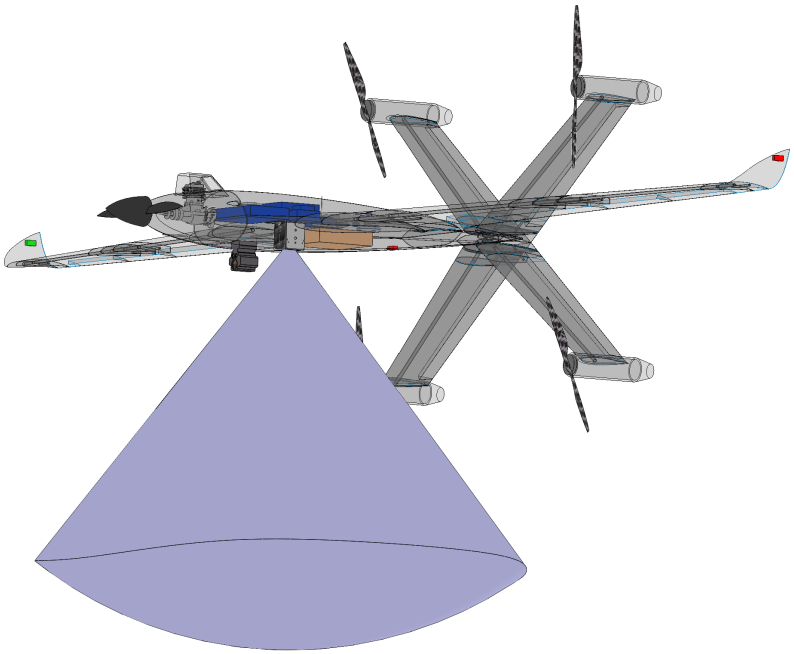


*Figura 8. Cone de campo de visão dos sensores de observação sob a fuselagem (conjunto EO/IR e* lidar*).*

## 5.9 Estrutura e centragem implicações no layout

Do ponto de vista do layout, a estrutura foi pensada para permitir superfícies suaves, baixo peso e integração contínua entre asa e fuselagem. A solução compósita do tipo *sandwich* é compatível com as curvaturas exigidas pela geometria *blended* e com as ligações locais necessárias, concentrando reforços nas zonas de aplicação de carga rotores VTOL, apoios *tail-sitter*, ligação asa-fuselagem e parede de fogo. A continuidade geométrica da configuração distribui as cargas de raiz da asa por uma área alargada da fuselagem, em vez de as concentrar numa união localizada. A caracterização das peles, do núcleo e das margens estruturais é objeto do capítulo de Estruturas.

A disposição dos componentes responde igualmente a um critério de centragem: as massas mais elevadas foram mantidas próximas do centro de gravidade longitudinal, e o depósito de combustível foi colocado na zona central de modo a que o seu consumo ao longo da missão produza um deslocamento aceitável do centro de gravidade. A análise quantitativa do peso e da centragem é apresentada no capítulo respetivo; ao layout cabe assegurar que a geometria interna permite essa distribuição.

O layout final resulta de uma sequência coerente de decisões em que cada escolha geométrica é justificada por requisitos funcionais e de missão concretos. A asa de elevada razão de aspeto e os *winglets* de Maughmer respondem à eficiência em *loiter*; a fuselagem *blended body* reduz o arrasto, contribui para a sustentação e cria volume interno útil; a empenagem em X concilia estabilidade, controlo e integração dos rotores; o motor de combustão na proa e os rotores elétricos traseiros materializam a arquitetura híbrida, suportados pela estrutura nas posições corretas; o tabuleiro central, acessível pela tampa superior única, organiza sistemas, *lidar*, *payload* e combustível; e o arrefecimento diferenciado compatibiliza a gestão térmica com o baixo arrasto. O layout constitui, assim, a materialização integrada do projeto da aeronave e estabelece o quadro a partir do qual as restantes disciplinas desenvolvem os respetivos pormenores.

# 6 Aerodinâmica

## 6.1 Escolha do perfil alar

A seleção do perfil alar foi realizada através de um processo automatizado em *Python*, baseado numa função de mérito definida para os requisitos do UAV2026. O perfil deveria garantir bom desempenho a baixa velocidade, elevada eficiência em *loiter* e baixo arrasto em cruzeiro, permitindo cumprir as fases de descolagem, transição, vigilância e cruzeiro a 130 km/h.

Foram avaliados quatro parâmetros: $C_{l,\max}$, relevante para baixa velocidade; $C_l/C_d$, associado à eficiência global; $C_l^{1.5}/C_d$, relacionado com autonomia; e $C_{d,\text{fast}}$, associado ao voo rápido. O código analisou perfis de baixo Reynolds nas condições $Re = 208\,000$ para descolagem/aterragem/transição, $Re = 364\,000$ para *loiter* e $Re = 659\,000$ para cruzeiro.

$$F_i = 0.27\frac{(C_l/C_d)_i}{(C_l/C_d)_{\max}} + 0.40\frac{\left(C_l^{1.5}/C_d\right)_i}{\left(C_l^{1.5}/C_d\right)_{\max}} + 0.23\frac{(C_{d,\text{fast}})_{\min}}{(C_{d,\text{fast}})_i} + 0.10\frac{(C_{l,\max})_i}{(C_{l,\max})_{\max}} \tag{1}$$

A ponderação da função de mérito foi obtida de forma iterativa, dando maior importância à autonomia e ao desempenho em voo rápido. Os três perfis com maior pontuação são apresentados na Tabela 14.

*Tabela 14. Três perfis com melhor pontuação na função de mérito.*

| **Perfil** | **Score** | $C_{l,\max}$ | $C_l/C_d$ | $C_l^{1.5}/C_d$ | $C_{d,\text{fast}}$ |
|---|---|---|---|---|---|
| SG6043 | 0,8547 | 1,6306 | 123,59 | 122,36 | 0,00760 |
| MH115 | 0,8149 | 1,6166 | 114,22 | 111,21 | 0,00748 |
| E64 | 0,8029 | 1,3605 | 114,81 | 95,84 | 0,00531 |

O perfil SG6043 obteve a melhor classificação e foi posteriormente otimizado por desenho inverso no *XFLR5* [0], originando o perfil SG6043mod. As suas características geométricas e aerodinâmicas são apresentadas nas Figuras 9, 10 e 11.

*Tabela 15. Características geométricas do perfil SG6043mod.*

| Parâmetro | Valor |
|---|---|
| Espessura máxima | 9,93% |
| Posição espessura máx. | 32,16% |
| Curvatura máxima | 5,53% |
| Posição curvatura máx. | 50,17% |



*Figura 9. Geometria do perfil SG6043mod.*

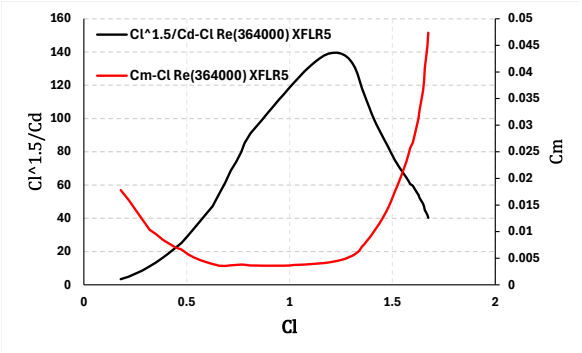



*Figura 10. Polares $C_l^{1.5}/C_d$–$C_l$ e $C_m$–$C_l$*

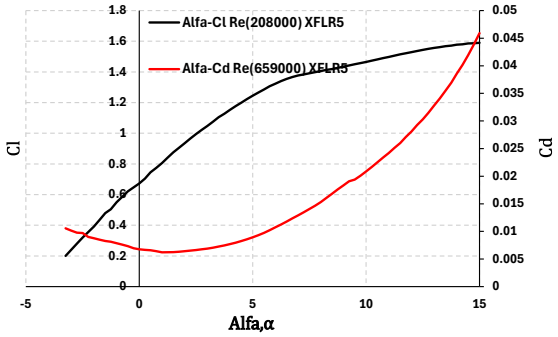



*Figura 11. Polares $C_l$–$\alpha$ e $C_d$–$\alpha$ do SG6043mod.*

## 6.2 Escolha da geometria da asa

Após a definição da área da asa no ponto de projeto, escolheu-se a geometria em planta tendo como prioridade a eficiência em *loiter* e a autonomia. Assim, optou-se por uma asa de elevada razão de aspeto, reduzindo o arrasto induzido, aumentando a razão $L/D$ e diminuindo a potência requerida em voo sustentado. Esta escolha foi também limitada por critérios estruturais, uma vez que a elevada envergadura exige rigidez suficiente à flexão e torção.

A asa final apresenta uma envergadura de $b = 3.98$ m e uma corda média de $\bar{c} = 0.275$ m, resultando numa razão de aspeto de $A = 14.47$.

Devido à configuração com asa média e empenagem em X, o efeito de diedro natural é reduzido. Por isso, foi introduzido um enflechamento de $\Lambda = 10°$, equivalente a cerca de 1° de efeito de diedro, reduzindo a necessidade de diedro geométrico.
Para aproximar a distribuição de sustentação à elíptica, foi escolhido um afilamento de $\lambda = 0.4$, conforme indicado na Figura 12. Esta combinação de enflechamento e afilamento permite reduzir o arrasto induzido, mantendo uma geometria simples e estruturalmente viável.

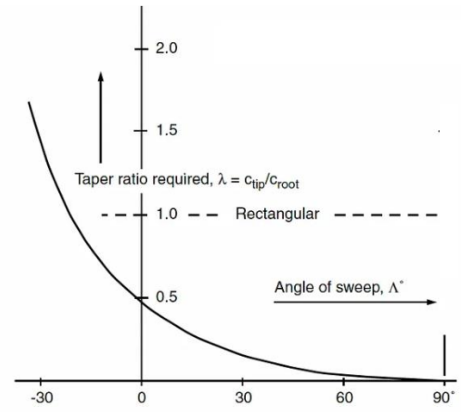



*Figura 12. Efeito do enflechamento e do afilamento na aproximação à distribuição elíptica. [14]*

A Figura 13 compara a distribuição de sustentação da asa final com uma asa retangular e com a distribuição elíptica ideal. Observa-se que a geometria selecionada se aproxima da distribuição elíptica, reduzindo os vórtices de ponta e o arrasto induzido.

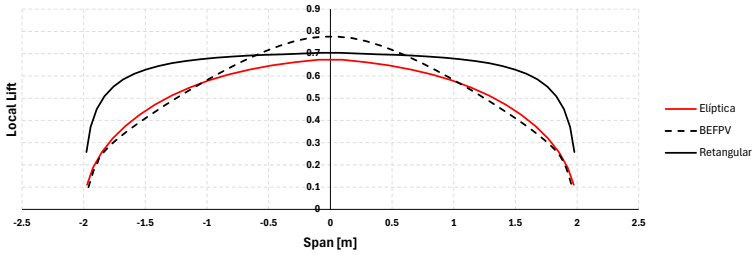



*Figura 13. Comparação da distribuição de sustentação entre asa final, asa retangular e distribuição elíptica.*

Foram ainda considerados *winglets* do tipo Maughmer, dimensionados pelo *Cross-over Point Method* [0] e refinados através de CFD, com o objetivo de reduzir as perdas nos vórtices de ponta e aumentar a razão de aspeto efetiva da asa.Perfil selecionado NACA 1312.

## 6.3 Superfícies aerodinâmicas de controlo

A aeronave foi equipada com superfícies de controlo para garantir autoridade longitudinal, lateral e direcional ao longo do envelope de voo. Na asa foram utilizados flaps dedicados e dois flaperons em cada ponta, permitindo redundância em caso de falha parcial de uma das superfícies.

As principais características geométricas e deflexões máximas adotadas são apresentadas na Tabela 16.

*Tabela 16. Características das superfícies aerodinâmicas de controlo.*

| **Parâmetro** | **Flaperons** | **Flaps** | **Empenagens** |
|---|---|---|---|
| Percentagem da corda | 25% | 25% | 30% |
| Largura | 0,31 m | 0,62 m | 0,40 m |
| Área | 0,01740 $m^2$ | 0,04792 $m^2$ | 0,028620 $m^2$ |
| Deflexão positiva máxima | 10° | 10° | 15° |
| Deflexão negativa máxima | −20° | −6° | −15° |

As deflexões máximas foram definidas com base na análise aerodinâmica do perfil com superfície defletida. Para cada superfície, foram avaliadas as variações de $C_l$ e $C_l/C_d$ em função do ângulo de deflexão $\theta$, permitindo equilibrar autoridade de controlo e penalização em arrasto.

As Figuras 14 e 15 apresentam este processo para os flaperons. Para a deflexão positiva, foi privilegiado um maior valor de $C_l$, garantindo maior força aerodinâmica. Para a deflexão negativa, foi escolhido um ponto próximo da máxima eficiência aerodinâmica, reduzindo a penalização em arrasto.

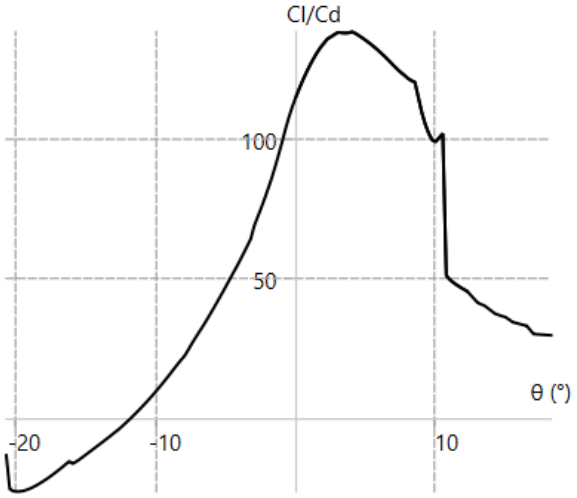



*Figura 14. $C_l/C_d$ em função de $\theta$ para o flaperon.*

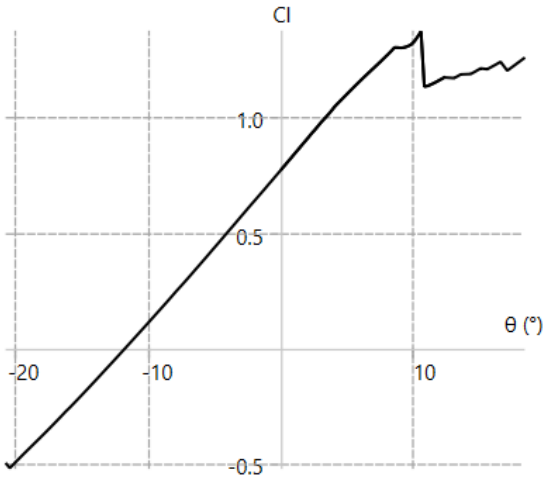



*Figura 15. $C_l$ em função de $\theta$ para o flaperon.*

O mesmo critério foi aplicado aos flaps e às superfícies das empenagens, resultando num compromisso entre autoridade de controlo, eficiência aerodinâmica e limitação do arrasto.

## 6.4 Desempenho aerodinâmico

Após a definição do perfil alar, da geometria da asa e das superfícies de controlo, procedeu-se à análise do desempenho aerodinâmico da aeronave. O processo iniciou-se com a análise dos perfis no *XFLR5* [0], considerando cinco números de Reynolds diferentes, de forma a abranger o envelope de voo previsto. Estas polares serviram de base para o cálculo dos coeficientes de sustentação da asa, das empenagens e da fuselagem.

De seguida, foram estimadas as contribuições de arrasto parasita e induzido para diferentes condições de voo. Estes cálculos foram realizados considerando as propriedades atmosféricas correspondentes a cada condição, nomeadamente a densidade e a viscosidade do ar em função da altitude. Assim, os efeitos associados à variação das condições atmosféricas já se encontram incluídos nos resultados obtidos. Com estes dados foi possível determinar a polar de arrasto da aeronave e avaliar os parâmetros $C_L/C_D$, $C_L^{1.5}/C_D$ e $C_L$ em função do ângulo de ataque.

A polar de arrasto foi ajustada através de uma função polinomial de sexto grau, em vez de uma aproximação parabólica simples. A forma geral utilizada é apresentada na Equação 2, onde $C_D$ representa o coeficiente de arrasto da aeronave e $C_L$ o coeficiente de sustentação.

$$C_D = K_6 C_L^6 + K_5 C_L^5 + K_4 C_L^4 + K_3 C_L^3 + K_2 C_L^2 + K_1 C_L + C_{D0,\text{ajuste}} \tag{2}$$

Os coeficientes obtidos para o ajuste polinomial são apresentados na Tabela 17. A equação resultante é apresentada na Equação 3.

*Tabela 17. Coeficientes da polar de arrasto ajustada.*

| $K_6$ | $K_5$ | $K_4$ | $K_3$ | $K_2$ | $K_1$ | $C_{D0,\text{ajuste}}$ |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 0.4540 | -1.9588 | 3.2832 | -2.6682 | 1.1036 | -0.2043 | 0.0444 |

$$C_D = 0.4540 C_L^6 - 1.9588 C_L^5 + 3.2832 C_L^4 - 2.6682 C_L^3 + 1.1036 C_L^2 - 0.2043 C_L + 0.0444 \tag{3}$$

As principais contribuições para o coeficiente de arrasto parasita na condição de *loiter* são apresentada na Tabela 18. O valor total obtido para a configuração limpa foi de $C_{D0} = 0.029799368$.

*Tabela 18. Contribuições para o coeficiente de arrasto parasita na condição de loiter.*

| **Componente** | $C_{D0}$ |
|---|---|
| Asa | 0.0079100 |
| Empenagem horizontal | 0.0004686 |
| Empenagem vertical | 0.0002298 |
| Fuselagem | 0.0103407 |
| Refrigeração do motor | 0.0011530 |
| Fugas e perturbações | 0.0019310 |
| Gimbal | 0.0024531 |
| Naceles dos motores elétricos | 0.003936710 |
| Flaps | 0.028340 |
| **Total, configuração limpa** | **0.0297994** |
| **Total com flaps** | 0.0581394 |

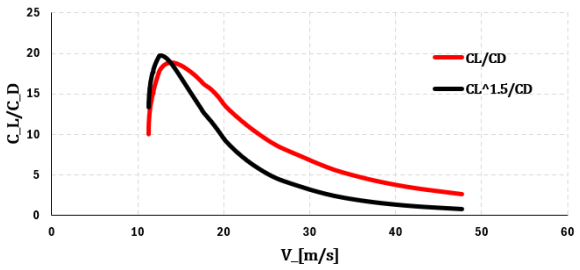



*Figura 16. Evolução de $C_L/C_D$ e $C_L^{1.5}/C_D$ em função da velocidade.*

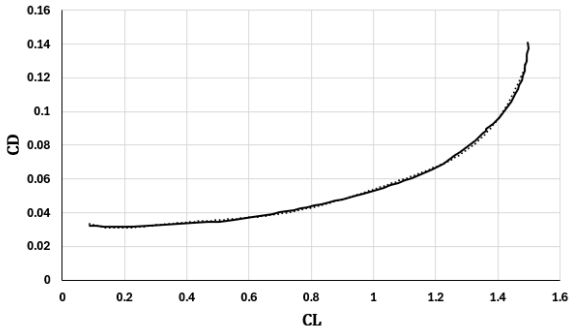



*Figura 17. Polar de arrasto da aeronave, $C_L$–$C_D$.*

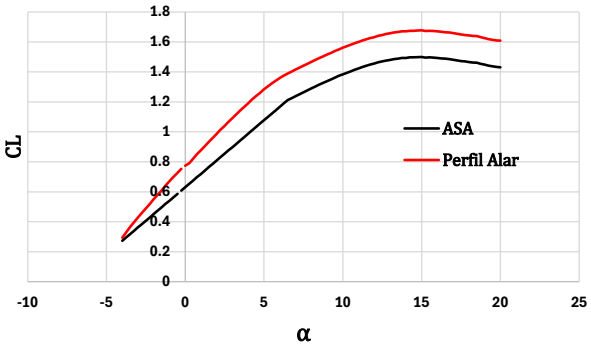



*Figura 18. Comparação entre $C_L$–$\alpha$ da asa e $C_l$–$\alpha$ do perfil para $Re = 364\,000$.*

A Figura 16 apresenta a evolução de $C_L/C_D$ e $C_L^{1.5}/C_D$ em função da velocidade. O parâmetro $C_L/C_D$ permite avaliar a eficiência aerodinâmica global da aeronave, enquanto $C_L^{1.5}/C_D$ é particularmente relevante para a autonomia e para a condição de *loiter*.

A Figura 17 apresenta a polar de arrasto da aeronave, obtida a partir da relação entre $C_L$ e $C_D$. Esta curva foi ajustada através da função polinomial apresentada anteriormente, permitindo representar o comportamento aerodinâmico da aeronave ao longo da gama de coeficientes de sustentação analisada.

A Figura 18 apresenta a comparação entre a curva $C_L$–$\alpha$ da asa e a curva $C_l$–$\alpha$ do perfil para o número de Reynolds correspondente à condição de *loiter*, $Re = 364\,000$. Esta comparação permite observar a diferença entre o comportamento bidimensional do perfil e o comportamento tridimensional da asa, influenciado pela razão de aspeto, pela distribuição de sustentação e pelos efeitos induzidos.

A partir das curvas de eficiência aerodinâmica foram selecionadas as condições representativas de *loiter* e cruzeiro. Os valores obtidos são apresentados na Tabela 19.

*Tabela 19. Eficiência aerodinâmica nas condições de loiter e cruzeiro.*

| **Condição** | $V$ **[m/s]** | $C_D$ | $C_L$ | $C_L/C_D$ | $C_L^{1.5}/C_D$ |
|---|---|---|---|---|---|
| *Loiter* | 19.44 | 0.03455 | 0.50404 | 14.59 | 10.35 |
| Cruzeiro | 36.111 | 0.02921 | 0.13318 | 4.56 | 1.74 |

Os resultados mostram que a aeronave apresenta uma eficiência significativamente superior na condição de *loiter*, confirmando que a geometria da asa e a seleção do perfil foram adequadas para uma missão orientada para vigilância e elevada autonomia. O valor de $C_L^{1.5}/C_D = 10.35$ em *loiter* demonstra que a aeronave foi otimizada para permanecer em voo sustentado com menor penalização energética.

Por outro lado, a eficiência em cruzeiro é inferior, o que evidencia o compromisso criado pela escolha de uma asa de elevada razão de aspeto e perfil orientado para eficiência a baixa velocidade. Devido a esta configuração, foi mais difícil atingir a velocidade de cruzeiro especificada, sendo necessário considerar deflexões negativas das superfícies aerodinâmicas para reduzir a sustentação e o arrasto associados, permitindo à aeronave operar em velocidades mais

elevadas.

# 7 Estabilidade e Controlo

A configuração das empenagens foi definida considerando a operação *tail-sitter* da aeronave. Assim, adotou-se uma empenagem em cruz, capaz de garantir estabilidade e controlo em voo horizontal e de funcionar como base de apoio durante a aterragem vertical e permanência no solo.

Devido às cargas transmitidas nesta fase, foi escolhido o perfil NACA 0014, que oferece um compromisso entre resistência estrutural e desempenho aerodinâmico. A condição de *loiter* foi usada como referência para o dimensionamento angular, procurando deflexões nulas das superfícies móveis e, consequentemente, menor arrasto de compensação durante a fase mais longa da missão.

Como a massa da aeronave varia ao longo do voo, será necessário ajustar o *trim* durante a missão. Além disso, a integração dos motores elétricos nas extremidades das empenagens, juntamente com hélices de raio elevado, levou à adoção de superfícies de elevada razão de aspeto, garantindo espaço geométrico, autoridade de controlo e eficiência aerodinâmica.

Os principais parâmetros geométricos e angulares utilizados são apresentados na Tabela 20.

*Tabela 20. Parâmetros geométricos e angulares da configuração de estabilidade.*

| **Parâmetro** | **Valor** |
|---|---|
| Configuração da empenagem | Em cruz |
| Perfil da empenagem | NACA 0014 |
| Envergadura da empenagem (uma superfície) | 0,60 m |
| Corda média da empenagem | 0,175 m |
| Razão de aspeto da empenagem (uma superfície) | 3,43 |
| Diedro da empenagem | 30° |
| *Setting angle* da empenagem | $0,4°$ |
| Braço da empenagem | 0,508 m |
| **Asa** | |
| *Setting angle* da asa | $-0,11°$ |

## 7.1 Estabilidade estática longitudinal

A análise da estabilidade estática longitudinal foi realizada após a definição da posição dos principais componentes na secção de peso e centragem. Uma das decisões mais importantes foi posicionar o centro de gravidade próximo da zona de espessura máxima do perfil, considerando também o desvio geométrico associado ao enflechamento da asa. Desta forma, obteve-se uma posição longitudinal do centro de gravidade de $x_{CG} = 0,292$ m.

Adicionalmente, o depósito de combustível foi colocado próximo do centro de gravidade, de forma a minimizar a variação de $x_{CG}$ ao longo da missão. Assim, durante o voo, a posição longitudinal do centro de gravidade mantém-se praticamente constante, sendo a principal variação associada à redução da massa da aeronave. Esta redução de massa altera as condições de equilíbrio e, consequentemente, exige diferentes deflexões das superfícies de controlo para garantir o *trim* em cada fase de voo.

A Tabela 21 apresenta as condições analisadas, incluindo a massa, velocidade, deflexões das superfícies aerodinâmicas, posição do centro de gravidade, ponto neutro e margem estática.

*Tabela 21. Condições analisadas para a estabilidade estática longitudinal.*

| **Condição** | $m$ **[kg]** | $V$ **[m/s]** | $\delta_{\text{flap+flaperon}}$ | $\delta_{\text{emp}}$ | $x_{CG}$ **[m]** | $x_{NP}$ **[m]** | **SM** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| $V_{\text{min}}$ | 12,84 | 11,5 | +10° | 0° | 0,292 | 0,318 | 9,5% |
| Cruzeiro ida | 12,735 | 36,1 | $-5,5°$ | $-0,225°$ | 0,292 | 0,317 | 9,1% |
| *Loiter* | 12,287 | 19,5 | 0° | 0° | 0,292 | 0,314 | 8,0% |
| Cruzeiro volta | 11,884 | 36,1 | $-5,7°$ | $-0,225°$ | 0,292 | 0,317 | 9,1% |

Como se pode observar, o ponto neutro encontra-se sempre atrás do centro de gravidade, resultando numa margem estática positiva em todas as condições analisadas. A menor margem estática ocorre em *loiter*, com aproximadamente 8,0%, ainda dentro de uma gama aceitável para garantir estabilidade longitudinal sem penalizar excessivamente a controlabilidade.

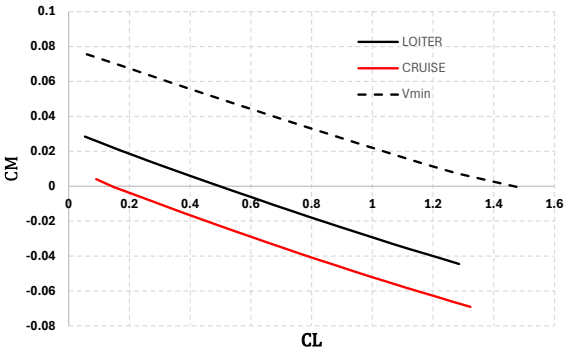



*Figura 19. Variação de $C_M$ em função de $C_L$.*

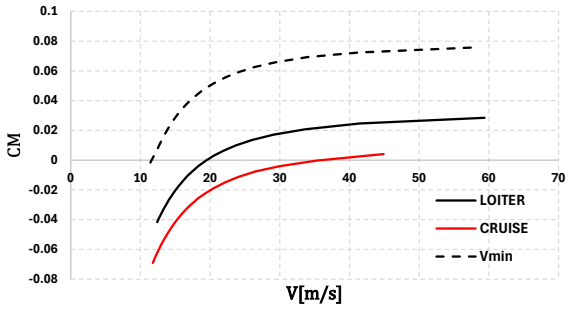



*Figura 20. Variação de $C_M$ em função da velocidade.*

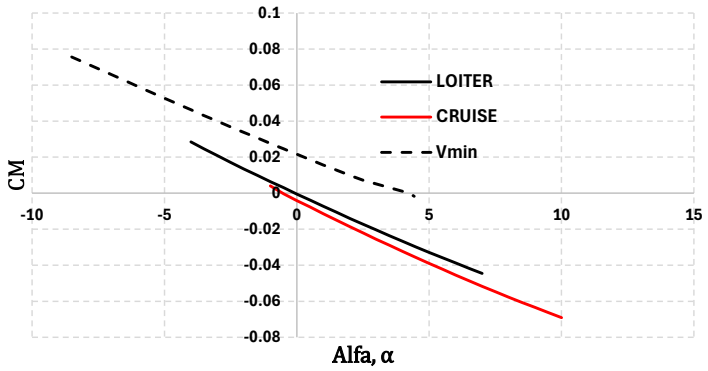



*Figura 21. Variação de $C_M$ em função do ângulo de ataque.*

A Figura 19 apresenta a variação de $C_M$ em função de $C_L$. As curvas apresentam declive negativo para as três condições analisadas, confirmando a estabilidade estática longitudinal da aeronave. Além disso, os valores de $C_L$ correspondentes ao equilíbrio estão próximos dos valores teóricos calculados anteriormente para $V_{\text{min}}$, *loiter* e cruzeiro, validando a coerência dos cálculos aerodinâmicos.

A Figura 20 mostra a evolução de $C_M$ com a velocidade. Verifica-se que a aeronave apresenta equilíbrio nas velocidades pretendidas, nomeadamente na condição de *loiter*, em cruzeiro e em $V_{\text{min}}$. Isto confirma que as deflexões escolhidas para as superfícies de controlo permitem ajustar o momento de arfagem e manter a aeronave estaticamente estável nas principais fases de voo.

A Figura 21 apresenta a variação de $C_M$ com o ângulo de ataque. Observa-se que, para *loiter* e cruzeiro, foi possível obter equilíbrio próximo de $\alpha = 0°$, o que é favorável por reduzir o arrasto associado ao voo compensado. Já para a condição de $V_{\text{min}}$, o equilíbrio ocorre aproximadamente para $\alpha = 4°$, como esperado devido à necessidade de maior sustentação a baixa velocidade. Em todos os casos, o declive negativo das curvas confirma a estabilidade longitudinal da aeronave.

## 7.2 Estabilidade estática latero-direcional

A estabilidade estática latero-direcional foi avaliada com recurso ao *XFLR5* [0]. Esta depende principalmente da geometria das empenagens, do diedro da asa e do enflechamento. Na configuração final, foi considerado um efeito de diedro geométrico de aproximadamente 1°, ao qual se soma o efeito equivalente do enflechamento, também da ordem de 1°.

Das análises realizadas obtiveram-se os seguintes coeficientes:

- $C_{N_\beta} = 0.0687$

- $C_{L_\beta} = -0.02621$

O valor positivo de $C_{N_\beta}$ indica estabilidade direcional, enquanto o valor negativo de $C_{L_\beta}$ confirma a estabilidade lateral.Estes valores estão dentro dos limites para estes coeficientes apresentados nos apontamentos da aula. Por isso, podemos concluir que a aeronave é estável latero-direcionalmente.

## 7.3 Estabilidade dinâmica

A estabilidade dinâmica da aeronave foi avaliada com recurso ao *XFLR5* [0], através da análise dos modos longitudinais e latero-direcionais: Período Curto, Fugóide, Rolamento, *Dutch Roll* e Espiral. Para esta análise foi necessário definir as massas dos principais componentes da aeronave e calcular os momentos de inércia relativamente aos eixos de estabilidade. Os valores utilizados são apresentados na Tabela 22.

*Tabela 22. Momentos de inércia em relação aos eixos de estabilidade da aeronave.*

| $I_{xx}$ [kg m$^2$] | $I_{yy}$ [kg m$^2$] | $I_{zz}$ [kg m$^2$] | $I_{xz}$ [kg m$^2$] |
|---|---|---|---|
| 2,16725 | 1,432 | 3,18194 | 0,01154 |

Com estes valores, foram obtidos os parâmetros dinâmicos de cada modo, nomeadamente frequência, amortecimento, valores próprios e *Time to Double*. Os resultados encontram-se apresentados na Tabela 23.

*Tabela 23. Parâmetros dos modos de estabilidade dinâmica.*

| **Modo** | **Frequência [Hz]** | **Amortecimento** | **Valor próprio** | ***Time to Double* [s]** |
|---|---|---|---|---|
| Período Curto | 0,748713 | 0,721224 | $-4,9851 - 4,703i$ | – |
| Fugóide | 0,0833402 | 0,0121148 | $-0,0063 - 0,5236i$ | – |
| Rolamento | – | 0,0383078 | $-26,1042$ | 0,026553 |
| *Dutch Roll* | 0,75246 | 0,15207 | $-0,7321 - 4,7529i$ | – |
| Espiral | – | – | $0,01583$ | 43,716 |

Os valores próprios obtidos mostram que os modos de Período Curto, Fugóide, Rolamento e *Dutch Roll* apresentam parte real negativa, indicando que as perturbações associadas a estes modos são amortecidas ao longo do tempo. O modo de Período Curto apresenta amortecimento elevado, contribuindo para uma resposta longitudinal rápida e estável. O modo Fugóide, embora apresente amortecimento baixo, mantém-se estável, comportamento típico deste modo.

No caso latero-direcional, o modo de Rolamento é rapidamente amortecido, enquanto o *Dutch Roll* apresenta amortecimento positivo e resposta estável. O modo Espiral, por outro lado, apresenta valor próprio positivo, indicando uma instabilidade lenta. No entanto, o *Time to Double* obtido é de 43,716 s, o que significa que a perturbação demora um tempo relativamente elevado a duplicar. Assim, esta instabilidade não é considerada crítica para a aeronave, podendo ser facilmente corrigida pelo piloto automático ou por pequenas ações de controlo.

# 8 Sistema Propulsivo e Gestão Energética

## 8.1 Estimativa dos Gastos Energéticos por Fase de Voo

O dimensionamento energético foi feito por decomposição da missão em fases de voo, estimando para cada uma a potência requerida e a energia consumida. A fase VTOL apresenta a maior potência instantânea, cerca de 3169 W, por exigir sustentação integral do peso da aeronave; contudo, como dura aproximadamente 20 s, o seu contributo energético é reduzido. O consumo global é dominado pelas fases mais longas, nomeadamente cruzeiro, loiter e mapeamento.

*Tabela 24. Decomposição da missão por fases de voo e respetiva estimativa de potência e energia consumida.*

| Parâmetro | Elétrico | Combustão | | | | | | | | Elétrico |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | Descolagem 0–1 | Subida 2–3 | Cruzeiro 3–4 | Descida 4–5 | Mapeamento 5 | Loiter 6–7 | Subida 7–8 | Cruise 8–9 | Descida 9–10 | Aterragem 11–12 |
| Distância [km] | 0,06 | 4,445 | 25 | 4,02 | 23,4 | 210 | 5,0225 | 25 | 3,6 | 0,06 |
| $t$ [min] | 0,333333333 | 4,233333333 | 11,5 | 2,233333333 | 20 | 180 | 4,783333333 | 11,5 | 2 | 0,333333333 |
| $V$ [m/s] | 3 | 17,5 | 36,11 | 30 | 19,5 | 19,44 | 17,5 | 36,11 | 30 | 3 |
| Ângulo [°] | – | 4 | 0 | -5 | 0 | 0 | 4 | 0 | -5 | – |
| $V_y$ [m/s] | – | 1,220738291 | 0 | -2,614672282 | 0 | 0 | 1,220738291 | 0 | -2,614672282 | – |
| $F_{req}$ [N] | – | 16,46290926 | 27,85719836 | 9,298292474 | 8,76018082 | 8,76018082 | 16,46290926 | 27,85719836 | 9,298292474 | – |
| $P_{req}$ [W] | – | 288,1009121 | 1005,954385 | 278,9487742 | 170,823526 | 170,3368493 | 288,1009121 | 1005,954385 | 278,9487742 | – |
| $P_{eixo}$ [W] | 3169,426855 | 411,5727315 | 1437,077693 | 398,4982489 | 244,0336086 | 243,3383561 | 411,5727315 | 1437,077693 | 398,4982489 | 3169,426855 |
| $E$ [kJ] | 63,3885371 | 104,5394738 | 994,8999414 | 53,39876535 | 292,8403303 | 2628,054246 | 118,121374 | 994,8999414 | 47,81978987 | 63,3885371 |

## 8.2 Sistema Propulsivo Principal para Cruzeiro

A propulsão principal é assegurada por um motor a gasolina 3W-28i, escolhido pela compatibilidade entre massa, potência disponível e requisitos de cruzeiro/autonomia. A hélice foi selecionada com o PropSelector, analisando o coeficiente de potência e o rendimento propulsivo em função da razão de avanço, de modo a garantir operação eficiente à velocidade de cruzeiro e potência absorvida compatível com o motor.

Após a comparação de diferentes configurações, selecionou-se a Falcon Carbon Propeller $18 \times 10$, por apresentar bom compromisso entre tração a baixa velocidade, útil em aceleração e subida, e rendimento em voo horizontal.

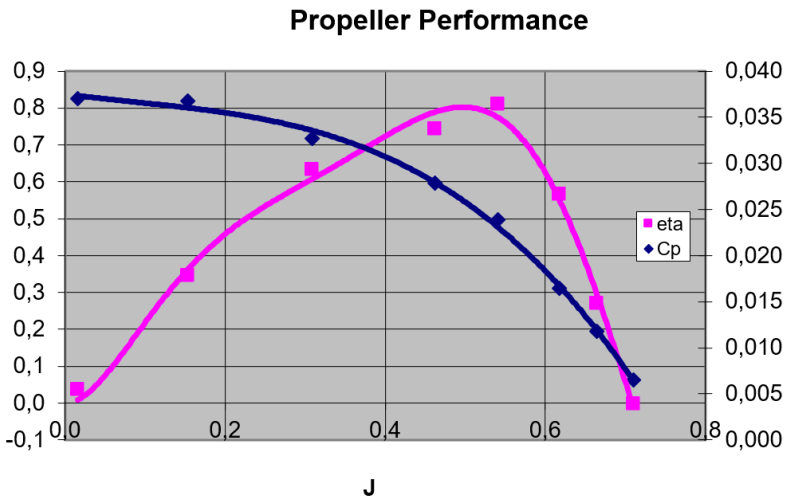



*Figura 22. Curvas de desempenho da hélice Falcon Carbon Propeller* $18 \times 10$

Em condição WOT, a cerca de 8500 rpm, e para $V_{\text{cruise}} = 36{,}11\,\text{m/s}$, a hélice apresenta uma razão de avanço aproximada de $J = 0{,}557$, posicionando-se numa zona de elevado rendimento propulsivo. Com base nos dados públicos do motor 3W-28i HFE, estimaram-se potência, binário e consumo ao longo da gama operacional, conforme a Tabela 25. A conjugação destas curvas com a missão resultou numa massa de combustível necessária de aproximadamente 1041 g.

*Tabela 25. Estimativa da curva de desempenho do motor 3W-28i HFE.*

| RPM | Potência [hp] | Potência [W] | Binário [Nm] | Consumo [cc/min] |
|---|---|---|---|---|
| 3000 | 0,25 | 186,425 | 0,61 | 5,5 |
| 4000 | 0,44 | 328,108 | 0,76 | 8 |
| 5000 | 0,86 | 641,302 | 1,24 | 11 |
| 6000 | 1,40 | 1043,98 | 1,67 | 12 |
| 7000 | 2,07 | 1543,599 | 2,11 | 14 |
| 8000 | 2,95 | 2199,815 | 2,63 | 27 |
| 8500 | 3,40 | 2535,38 | 2,85 | 31 |

## 8.3 Sistema Propulsivo para Voo Vertical

A capacidade VTOL é assegurada por quatro motores elétricos T-Motor MN501-S IP45 KV240, integrados simetricamente na zona traseira da aeronave. Para $m_{\mathrm{TOW}} = 12{,}85\,\mathrm{kg}$, o sistema foi dimensionado para garantir uma razão tração-peso de 1,5, assegurando descolagem vertical, controlo em hover e transições seguras. A hélice escolhida foi a Aeronaut Folding $18 \times 6$ em fibra de carbono, cuja recolha das pás em voo horizontal reduz o arrasto parasita dos rotores VTOL.

Cada conjunto motor-hélice produz aproximadamente 4,6 kgf de empuxo estático máximo, resultando em cerca de 18,5 kgf no sistema completo. Esta margem permite compensar perdas de eficiência, variações de massa e necessidades de controlo durante a operação vertical.

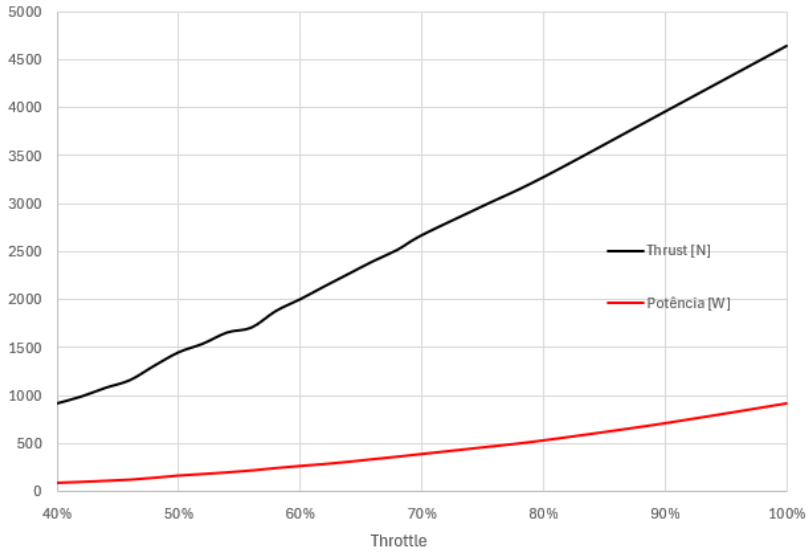



*Figura 23. Curvas de desempenho do conjunto motor-hélice VTOL.*

A fase VTOL requer aproximadamente 42 kJ durante 20 s. Assim, foi selecionada uma bateria SMC HCL-HV2 Flight 22,8 V, 6S, 5900 mAh, capaz de fornecer a energia e as correntes necessárias aos quatro motores. Cada motor é controlado por um ESC Hobbywing XRotor H60A 6S FOC/BLDC, garantindo controlo independente de tração e autoridade durante hover e transição.

## 8.4 Sistema Gerador e Alimentação dos Sistemas Elétricos

Para reduzir a massa energética total, foi adotado um gerador acionado pelo motor de combustão em cruzeiro. O sistema utiliza um T-Motor U8 Lite KV190 como alternador, acoplado mecanicamente ao motor principal, fornecendo cerca de 140 W contínuos aos sistemas elétricos: piloto automático, navegação, comunicações, atuadores e eletrónica embarcada.

A comparação com uma solução exclusivamente baseada em bateria mostrou que a massa do alternador, retificação, conversão DC-DC e combustível adicional é inferior à de uma bateria capaz de alimentar todos os sistemas durante a missão. Como redundância, foi mantida uma bateria secundária Tattu 2200 mAh 6S 95C, 22,2 V, garantindo alimentação dos sistemas críticos em caso de falha do gerador.

# 9 Desempenho

A análise de desempenho combinou as curvas de arrasto da aeronave com a tração disponível do conjunto motor-hélice, permitindo estimar velocidade máxima, razão de subida, alcance e autonomia. Foram consideradas duas condições principais: cruzeiro a 36,1 m/s ($\approx$ 130 km/h), para deslocação rápida, e loiter a 19,4 m/s ($\approx$ 70 km/h), para maximizar permanência na zona de missão.

A comparação entre tração e arrasto mostra que a velocidade máxima em voo nivelado ocorre quando ambas se igualam. A interseção situa-se perto de 38–39 m/s, ou 137–140 km/h, confirmando que o cruzeiro a 36,1 m/s é viável, embora com margem de tração reduzida. A velocidades inferiores, a margem de tração aumenta, facilitando aceleração, recuperação e subida após a transição VTOL.

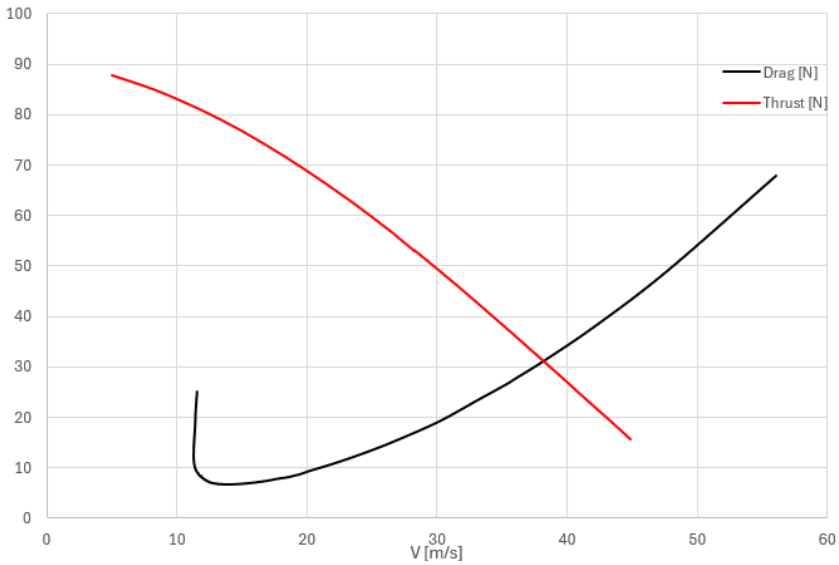



*Figura 24. Comparação entre a tração disponível do sistema propulsivo principal e o arrasto total da aeronave em função da velocidade de voo.*

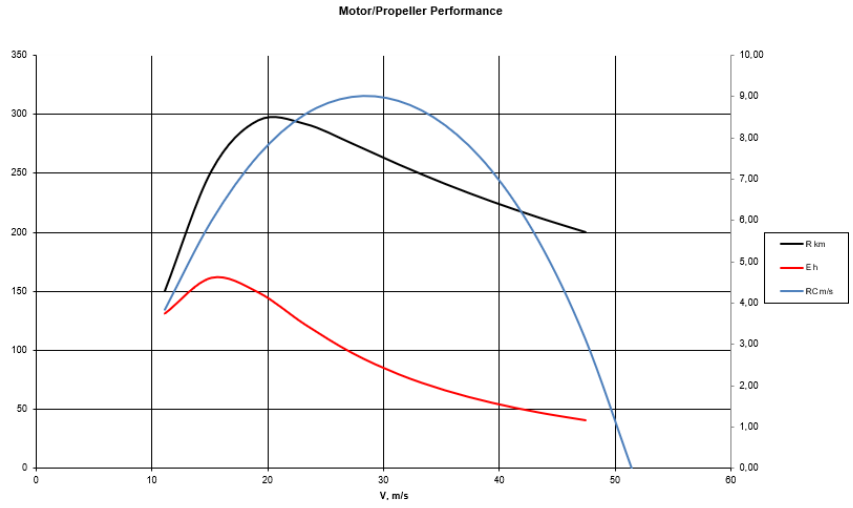



*Figura 25. Variação do alcance, autonomia e razão de subida com a velocidade.*

A razão de subida foi calculada a partir do excesso de potência disponível. O valor máximo ocorre próximo de 30 m/s, atingindo cerca de 9 m/s, o que demonstra margem suficiente para subida após a transição. Para velocidades muito baixas, a potência útil é limitada pela velocidade de avanço; para velocidades elevadas, o aumento do arrasto reduz o excesso de potência até este se anular junto da velocidade máxima.

A autonomia máxima ocorre para 15–17 m/s, com valor aproximado de 5,0 h, enquanto o alcance máximo ocorre perto de 20 m/s, e é 300 km. Em cruzeiro, o alcance e a autonomia são inferiores aos máximos devido ao aumento do arrasto, mas a condição continua adequada para deslocação rápida até à zona de missão.

# 10 Análise de Sistemas e Carga Útil

Para a seleção dos sistemas constituintes do UAV, foram considerados os requisitos da missão, nomeadamente o apoio em cenários de catástrofe urbana, com capacidade de mapeamento aéreo em tempo real e monitorização prolongada. A seleção dos componentes teve como critérios principais a minimização da massa, a compatibilidade volumétrica, a integração no modelo CAD, a fiabilidade operacional e o controlo do custo total. Os sistemas foram agrupados em blocos funcionais de propulsão, energia, controlo, carga útil, comunicações, atuação e iluminação, sendo os respetivos custos remetidos para a secção dedicada à análise económica.

## 10.1 Arquitetura geral dos sistemas

A arquitetura de sistemas foi organizada de forma modular, permitindo separar as funções de propulsão, alimentação elétrica, controlo de voo, navegação, carga útil, comunicações, atuação e iluminação. Esta separação facilita a análise de massas, consumos e custos, ao mesmo tempo que simplifica o processo de integração física dos componentes no modelo tridimensional da aeronave.

A Figura 27 apresenta a arquitetura funcional dos sistemas, evidenciando as ligações principais entre autopiloto, sensores, computadores de bordo, carga útil, links de comunicação, alimentação elétrica e atuadores.

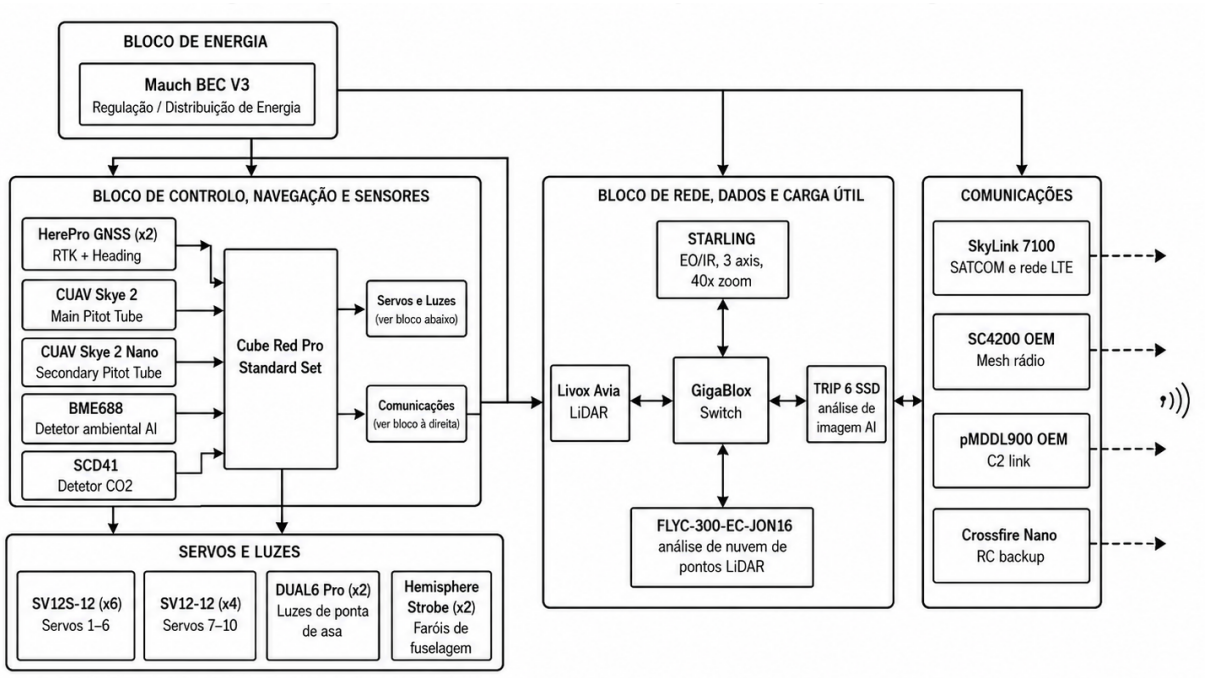



*Figura 27. Arquitetura geral dos sistemas instalados no UAV*

## 10.2 Cablagem e Integração Elétrica

A cablagem foi considerada na arquitetura de sistemas devido ao seu impacto na massa, fiabilidade e manutenção da aeronave. Para efeitos preliminares, foi atribuída uma massa total de 0,550 kg ao conjunto de cabos, conectores, proteções e pequenos suportes necessários à integração dos sistemas propulsivos, aviónicos, sensores, comunicações, carga útil, servomotores e luzes. Sempre que possível, os cabos de potência foram separados das linhas de sinal, reduzindo perdas elétricas e interferências eletromagnéticas.

*Tabela 26. Estimativa de massa da cablagem e integração elétrica*

| Elemento | Função | Massa [kg] |
|---|---|---|
| Cablagem de potência | Ligações entre alimentação, BEC, ESCs, motores e sistemas de maior consumo | 0.250 |
| Cablagem de sinal | Ligações de sensores, autopiloto, GNSS, servomotores, comunicações e carga útil | 0.180 |
| Conectores e proteções | Conectores desmontáveis, mangas de proteção, fixações e passagens internas | 0.120 |
| **Total** | – | **0.550** |

## 10.3 Sistemas do Bloco Energético

A alimentação elétrica dos sistemas de bordo é assegurada por uma bateria secundária Tattu 6S de 2200 mAh e 22,2 V, ligada ao módulo Mauch BEC V3, responsável pela regulação e distribuição de energia para aviónicos, sensores, comunicações, carga útil, servomotores e luzes. Durante a missão, esta bateria funciona como elemento de estabilização do barramento elétrico e como reserva temporária, sendo mantida carregada por um gerador auxiliar baseado no U8 Lite Efficiency Type Multirotor UAV Motor KV190.

Com base nos consumos dos componentes selecionados, o consumo nominal total dos sistemas elétricos é de aproximadamente 158,46 W. Aplicando uma margem de segurança de 20%, obtém-se a potência elétrica de projeto:

$$P_{\text{sist}} = 158.46 \times 1.20 = 190{,}152\,\text{W} \tag{4}$$

Para uma missão de 4 h, os sistemas requerem 760,608 Wh. A bateria secundária possui uma energia nominal de 48,84 Wh. Assim, considerando o caso conservador em que o alternador deve alimentar os sistemas durante toda a missão e, simultaneamente, manter ou recuperar a carga da bateria secundária, a potência útil média necessária no barramento é de 202,36 W. Admitindo uma eficiência global de 85% para retificação, regulação, conversão DC-DC e controlo de carga, a potência requerida ao alternador é:

$$P_{\text{alt,req}} = \frac{202.36}{0.85} = 238{,}07\,\text{W} \tag{5}$$

O U8 Lite KV190 apresenta $K_V = 190\,\text{rpm/V}$, sendo adequado para uma arquitetura 6S. Para uma tensão nominal de 22,2 V, a rotação elétrica associada é de aproximadamente 4218 rpm; para a tensão máxima de uma bateria 6S totalmente carregada, cerca de 25,2 V, a rotação correspondente é de aproximadamente 4788 rpm. Considerando perdas no sistema de retificação e regulação, o gerador deverá operar numa gama de rotação superior a estes valores, garantindo tensão útil suficiente para alimentar o barramento e manter a bateria secundária carregada.

Deste modo, o alternador considerado apresenta capacidade para alimentar continuamente os sistemas de bordo durante a missão e manter a bateria secundária como reserva energética. A bateria não é dimensionada para alimentar isoladamente os sistemas durante toda a operação, mas sim para estabilizar o barramento e compensar picos de consumo, regimes transitórios ou interrupções momentâneas de geração.

*Tabela 27. Verificação energética do sistema secundário*

| Grandeza | Valor |
|---|---|
| Consumo nominal total dos sistemas | 158,46 W |
| Consumo total com margem de 20% | 190,152 W |
| Energia requerida pelos sistemas em 4 h | 760,608 Wh |
| Energia nominal da bateria secundária | 48,84 Wh |
| Potência útil média no barramento | 202,36 W |
| Potência requerida ao alternador, $\eta = 0.85$ | 238,07 W |
| Rotação associada a 22,2 V | 4218 rpm |
| Rotação associada a 25,2 V | 4788 rpm |

*Tabela 28. Componentes principais do bloco energético secundário*

| Componente | Marca | Função | Valor principal | Preço estimado |
|---|---|---|---|---|
| U8 Lite KV190 | T-Motor | Geração elétrica auxiliar para os sistemas | $K_V$ = 190 rpm/V | 299.99 USD |
| Tattu 2200 mAh 6S 95C | Tattu | Bateria secundária de estabilização e reserva | 22,2 V, 2,2 Ah | 51.99 USD |
| Mauch BEC V3 | Mauch | Regulação e distribuição de energia | 50 g | 150 € |

A bateria principal SMC HCL-HV2 Flight 6S de 5900 mAh pertence ao sistema propulsivo principal, sendo por isso considerada na secção de propulsão.

## 10.4 Sistemas do Bloco de Controlo

O controlo de voo assenta no autopiloto Cube Red Pro Standard Set, cuja arquitetura com redundância inercial e integração de recetor ADS-B IN contribui para uma operação segura em espaço aéreo potencialmente partilhado com outras aeronaves de socorro. A navegação é assegurada por dois módulos HerePro GNSS em modo RTK, essenciais para a precisão do mapeamento LiDAR e para a obtenção do rumo da aeronave por GPS Yaw, evitando interferências magnéticas típicas de cenários urbanos com destroços.

Para a malha de controlo aerodinâmico, utiliza-se um tubo de pitot principal aquecido, CUAV Skye 2, com potência de 35 W, de modo a prevenir a formação de gelo, sendo complementado por um pitot secundário de segurança. A monitorização ambiental é reforçada por uma suite ultracompacta composta pelos sensores BME688 e SCD41, instalada nas entradas de ar, permitindo detetar níveis de $CO_2$, gases perigosos e plumas de fumo em tempo real.

*Tabela 29. Componentes do bloco de controlo*

| Componente | Marca | Quant. | Dimensões [mm] | Massa [g] | Consumo [W] | Preço estimado [€] |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Cube Red Pro Set | CubePilot | 1 | 95 x 45 x 30 | 324 | 5.00 | 1326 |
| HerePro GNSS | CubePilot | 2 | 78(D) x 17 | 202 | 2.00 | 1800 |
| Skye 2 (Pitot) | CUAV | 1 | 102 x 29.5 x 28.5 | 26 | 35.00 | 180 |
| Skye 2 Nano | CUAV | 1 | 32 x 23 x 16.5 | 15 | 0.50 | 80 |
| BME688 | Bosch | 1 | 3 x 3 x 1 | 3 | 0.01 | 25 |
| SCD41 | Sensirion | 1 | 10 x 10 x 7 | 1 | 0.05 | 60 |
| **Total** | – | – | – | **571** | **42.56** | **3471** |

## 10.5 Carga Útil

Considera-se como carga útil primária o conjunto composto pela gimbal EO/IR, sensor LiDAR, computadores de bordo dedicados ao processamento de imagem e nuvem de pontos, e switch de dados. Os sistemas GNSS, comunicações BVLOS, sensores ambientais e sensores de segurança são apresentados em secções próprias, uma vez que, embora contribuam para a missão, desempenham também funções de navegação, segurança, comando e controlo.

A carga útil foi selecionada especificamente para responder às necessidades de reconhecimento, avaliação de danos estruturais, deteção de hotspots térmicos e mapeamento tridimensional do terreno. O conjunto é gerido através de um switch Ethernet industrial, que atua como hub central de dados de alta velocidade, garantindo a ligação entre os sensores, os computadores de bordo e os sistemas de comunicação.

A arquitetura adotada é descentralizada, assente em dois computadores de bordo dedicados a tarefas distintas. O TRIP 6 SSD é utilizado para o processamento associado à gimbal NextVision STARLING, suportando funções como compressão e transmissão de vídeo, seguimento inteligente de alvos, georreferenciação em duplo espetro, deteção de objetos, identificação de focos de incêndio e armazenamento rápido integrado. Paralelamente, o computador Neousys FLYC-300 fica dedicado à aquisição, gestão e análise intensiva da nuvem de pontos proveniente do sensor LiDAR.

Esta separação de tarefas evita a sobrecarga computacional de um único sistema e contribui para manter as funcionalidades da gimbal disponíveis mesmo durante as fases mais exigentes de aquisição LiDAR.

*Tabela 30. Componentes da carga útil primária*

| Componente | Marca | Quant. | Dimensões [mm] | Massa [g] | Consumo [W] | Preço estimado [€] |
|---|---|---|---|---|---|---|
| STARLING EO/IR | NextVision | 1 | 84 x 82 x 58 | 180 | 10.0 | 12000 |
| Livox Avia (LiDAR) | Livox | 1 | 91 x 61 x 65 | 498 | 9.0 | 1800 |
| FLYC-300-EC | Neousys | 1 | 124 x 123 x 30.5 | 345 | 25.0 | 1800 |
| TRIP 6 SSD IA | NextVision | 1 | 77 x 57 x 29 | 140 | 12.0 | 2500 |
| GigaBlox Switch | Botblox | 1 | 45 x 45 x 16 | 15 | 0.9 | 100 |
| **Total** | – | – | – | **1178** | **56.9** | **18200** |

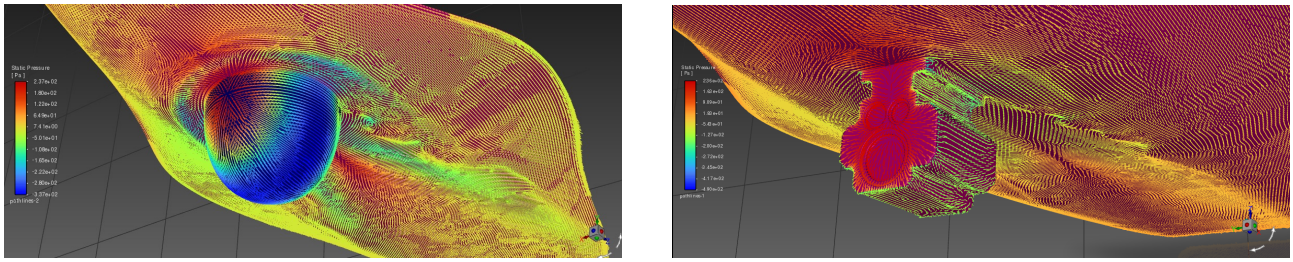
### 10.5.1 Estudo CFD da integração da Gimbal

Relativamente à integração física da carga útil, importa destacar a decisão de não utilizar uma cúpula protetora a envolver a gimbal do sistema EO/IR. Esta opção arquitetónica foi fundamentada num estudo de escoamento local recorrendo a fluidodinâmica computacional (CFD). A análise numérica demonstrou que, embora a cúpula promova um escoamento tendencialmente mais suave ao redor do equipamento, a sua implementação exige um aumento significativo da área frontal projetada e da área molhada.

Consequentemente, o estudo revelou que o coeficiente de arrasto, $C_D$, induzido pelo volume da cúpula é superior ao arrasto gerado pela gimbal totalmente exposta. Deste modo, com vista a minimizar a força de arrasto parasita e otimizar a eficiência energética global da aeronave, optou-se por abdicar desta carenagem, integrando o sensor diretamente exposto ao escoamento.

*Tabela 31. Resultados CFD para a integração da gimbal EO/IR com e sem cúpula*

| Configuração | $C_D$ | Variação relativa |
|---|---|---|
| Com cúpula | 0.02726531 | Referência |
| Sem cúpula | 0.02645897 | −2.96% |



*(a) Gimbal com cúpula* *(b) Gimbal sem cúpula*

*Figura 28. Comparação da integração aerodinâmica (static pressure) da gimbal EO/IR com e sem cúpula protetora*

### 10.5.2 Capacidades do sensor LiDAR

O sensor LiDAR selecionado para o UAV é o Livox Avia, integrado na carga útil primária com o objetivo de realizar mapeamento tridimensional da zona afetada. As principais características do sensor encontram-se resumidas na Tabela 32. O Livox Avia apresenta uma massa reduzida de 498 g, alcance máximo de deteção até 450 m, campo de visão de $70.4° \times 77.2°$ em modo de varrimento não repetitivo e capacidade de operação em triplo retorno.

*Tabela 32. Características principais do sensor LiDAR Livox Avia*

| Parâmetro | Valor |
|---|---|
| Massa | 498 g |
| Alcance máximo de deteção | 450 m |
| Campo de visão não repetitivo | $70.4° \times 77.2°$ |
| Campo de visão em varrimento repetitivo | $70.4° \times 4.5°$ |
| Número máximo de retornos | Triple-echo |
| Taxa de pontos considerada | 720 000 pts/s |
| Precisão de alcance | 2 cm |
| Proteção | IP67 |

Para avaliar a capacidade de cobertura do sistema, foi considerada uma velocidade de voo de 20 m/s, um campo de visão horizontal de 70.4°, uma sobreposição lateral de 30% e uma duração de aquisição de 20 minutos. Nestas condições, a distância percorrida durante a aquisição é dada por:

$$D = Vt \tag{6}$$

$$D = 20 \times (20 \times 60) = 24\,000\,\text{m} = 24\,\text{km} \tag{7}$$

A Tabela 33 resume a capacidade de cobertura para algumas altitudes representativas da missão. Verifica-se que, para uma altitude de 200 m, o sistema permite cobrir uma faixa de aproximadamente 209,55 m, correspondendo a uma área mapeada de cerca de 5,03 $km^2$ em 20 minutos. Mesmo para a altitude máxima considerada de 400 m, a área coberta aumenta para aproximadamente 10,06 $km^2$, mantendo uma densidade de pontos de cerca de 63.79 $pts/m^2$.

*Tabela 33. Capacidade de cobertura LiDAR para diferentes altitudes de operação*

| Altitude [m] | Largura da faixa [m] | Área em 20 min [$km^2$] | Densidade [$pts/m^2$] | Cell size [m] |
|---|---|---|---|---|
| 150 | 157.17 | 3.77 | 170.11 | 0.0767 |
| 200 | 209.55 | 5.03 | 127.58 | 0.0885 |
| 300 | 314.33 | 7.54 | 85.06 | 0.1084 |
| 400 | 419.11 | 10.06 | 63.79 | 0.1252 |

A densidade de pontos obtida é superior aos valores normalmente exigidos para produtos LiDAR de elevada qualidade. Como referência, níveis de qualidade LiDAR do tipo QL0 e QL1 exigem densidades nominais da ordem de 8 $pts/m^2$, enquanto nas condições analisadas o sistema mantém valores bastante superiores mesmo à altitude máxima considerada. Assim, o Livox Avia apresenta capacidade adequada para mapeamento rápido e detalhado da zona afetada, permitindo apoiar a identificação de obstáculos, zonas inacessíveis e alterações relevantes no terreno.

## 10.6 Sistemas de Comunicações

A arquitetura de comunicações assegura redundância de canais para permitir operações seguras fora da linha de vista (BVLOS) e a retransmissão de dados táticos em tempo real para apoio às equipas de emergência no solo.

*Tabela 34. Componentes do sistema de comunicações*

| Componente | Marca | Quant. | Dimensões [mm] | Massa [g] | Consumo [W] | Preço estimado [€] |
|---|---|---|---|---|---|---|
| SkyLink 7100 | Blue Sky | 1 | 127 x 203 x 32 | 730 | 7.0 | 3500 |
| SC4200 OEM Mesh | Silvus | 1 | 92 x 55 x 18 | 122 | 25.0 | 12500 |
| pMDDL900 OEM C2 | Microhard | 1 | 27 x 51 x 3 | 7 | 4.0 | 700 |
| Crossfire Nano RC | TBS | 1 | 11 x 18 x 11 | 0.5 | 0.2 | 30 |
| **Total** | – | – | – | **859.5** | **36.2** | **16730** |

A implementação de uma arquitetura de comunicações assente em três sistemas de ligação de dados distintos, excluindo o backup de emergência RC, justifica-se pela exigência crítica de redundância e pela natureza complexa das

operações em cenários de catástrofe. O Microhard pMDDL900 atua como ligação primária de comando e controlo (C2), garantindo a transmissão robusta e de baixa latência da telemetria e dos comandos de voo essenciais para a operação nominal.

Paralelamente, o rádio Silvus SC4200 em topologia Mesh é dedicado à transferência de elevado débito de dados da carga útil, incluindo transmissão de vídeo HD e envio das nuvens de pontos LiDAR. Este sistema pode ainda funcionar como nó retransmissor aéreo para apoiar ou restabelecer redes de comunicação tática das equipas de emergência no solo.

Por fim, para contribuir para a operacionalidade fora da linha de vista num ambiente urbano onde a infraestrutura terrestre pode estar inoperacional ou destruída, integra-se o módulo SkyLink 7100. Este sistema fornece conectividade via SATCOM e rede celular LTE, assegurando que a estação de controlo mantém a supervisão e a perceção situacional da aeronave, independentemente de bloqueios de linha de vista, obstáculos topográficos ou degradação do alcance rádio convencional.

## 10.7 Servomotores

A atuação das superfícies de controlo aerodinâmico é realizada por dez servomotores elétricos. A seleção foi feita tendo em conta o binário requerido por cada superfície, a massa dos atuadores, o espaço disponível para integração e a simplicidade de montagem.

O dimensionamento dos servomotores foi realizado para a velocidade crítica de 40,63 m/s, considerando uma densidade do ar de 1,207 kg/m$^3$, uma eficiência mecânica de ligação de $\eta = 0.85$ e um fator de segurança igual a 2. A pressão dinâmica foi calculada por:

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \tag{8}$$

obtendo-se:

$$q = \frac{1}{2}(1.207)(40.63)^2 = 996{,}26\,\text{Pa} \tag{9}$$

A força aerodinâmica atuante em cada superfície foi determinada por $F = qS\sin(\delta)$, considerando a deflexão crítica de cada superfície. O momento de charneira foi calculado admitindo a resultante aerodinâmica aplicada a meia corda da superfície móvel:

$$M_h = F\frac{c}{2} \tag{10}$$

O binário requerido no servo foi obtido considerando a eficiência mecânica da ligação:

$$M_{\text{servo}} = \frac{M_h}{\eta} \tag{11}$$

Foi adotado um braço mecânico de 0,015 m para o sistema de atuação, correspondente a uma ligação mecânica simplificada com razão aproximadamente unitária entre o servo e a superfície de controlo.

*Tabela 35. Dimensionamento do binário requerido nas superfícies móveis*

| Superfície | Área [m$^2$] | Deflexão crítica [º] | $M_{\text{servo}}$ [kg cm] | FS=2 [kg cm] |
|---|---|---|---|---|
| Flaperon exterior | 0.0148 | 20 | 1.51 | 3.03 |
| Flaperon médio | 0.0417 | 10 | 2.60 | 5.19 |
| Flap interior | 0.0466 | 11 | 3.72 | 7.44 |
| Empenagem | 0.0300 | 15 | 2.32 | 4.64 |

O caso mais exigente na asa corresponde ao flap interior, com um binário requerido de 7.44 kg cm, já considerando o fator de segurança. Assim, a escolha do KST SV12S-12 para as seis superfícies da asa é adequada, uma vez que o binário disponível é superior ao valor requerido para a superfície mais crítica. Para as quatro superfícies das empenagens, o binário requerido é de 4.64 kg cm, pelo que o KST SV12-12 garante autoridade de atuação suficiente, permitindo simultaneamente reduzir a massa instalada nas zonas mais afastadas do centro de gravidade.

*Tabela 36. Distribuição dos servomotores pelas superfícies de controlo*

| Modelo | Aplicação | Quant. | Massa total [g] |
|---|---|---|---|
| KST SV12S-12 | Superfícies de controlo da asa principal | 6 | 88 |
| KST SV12-12 | Superfícies aerodinâmicas da cauda | 4 | 48 |
| **Total** | – | **10** | **136** |

## 10.8 Sistemas de Luzes

As operações de vigilância BVLOS em zonas de catástrofe implicam operação segura em espaço aéreo complexo e potencialmente partilhado. Para garantir visibilidade externa e identificação da atitude da aeronave, o UAV integra um sistema de iluminação composto por luzes de navegação nas pontas das asas e luzes estroboscópicas instaladas na fuselagem.

*Tabela 37. Componentes do sistema de luzes*

| Componente | Localização | Quant. | Massa unitária [g] |
|---|---|---|---|
| DUAL6 Pro | Luzes de ponta de asa | 2 | 9 |
| Hemisphere Strobe | Faróis de fuselagem | 2 | 10 |
| **Total** | – | **4** | **38 g** |

## 10.9 Integração física e centragem

A integração física dos sistemas foi realizada tendo em consideração a acessibilidade para manutenção, a redução do comprimento de cablagem, a proteção dos componentes sensíveis e o impacto da distribuição de massas na posição do centro de gravidade. Os componentes de maior massa e menor necessidade de exposição exterior foram posicionados preferencialmente na região central da fuselagem, próxima do centro de gravidade, enquanto os sensores e antenas foram colocados em zonas que maximizam o respetivo campo de visão ou a qualidade da ligação de dados.

A Figura 29 apresenta a integração dos principais sistemas no modelo CAD, permitindo visualizar a disposição dos componentes no interior da aeronave e a sua relação com a arquitetura global de cablagem, manutenção e centragem.

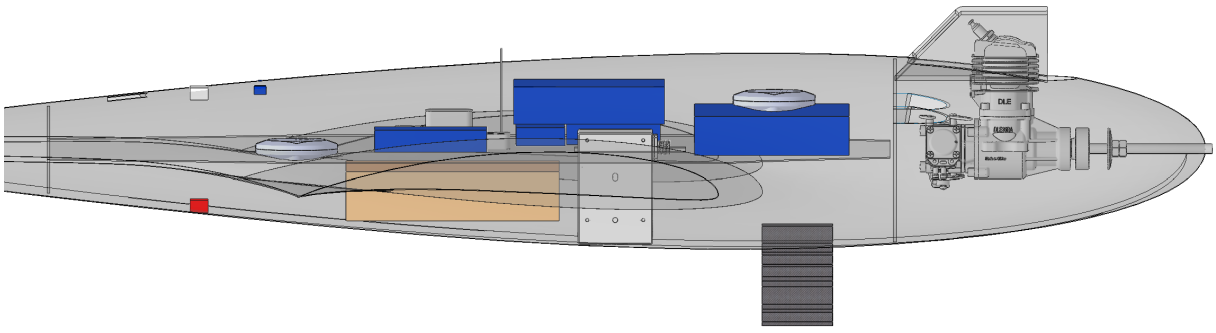


*Figura 29. Integração física dos principais sistemas no modelo CAD do UAV*

Desta forma, a disposição física dos sistemas foi condicionada não apenas pelo espaço disponível, mas também pela facilidade de manutenção, pela redução do comprimento de cablagem e pela necessidade de manter uma centragem adequada da aeronave.

# 11 Peso e Centragem

A análise de peso e centragem foi realizada com base na distribuição de massas dos principais componentes da aeronave, incluindo estrutura, sistemas, carga útil, propulsão, combustível, baterias, cablagem e elementos de atuação. O objetivo desta análise é garantir que o centro de gravidade se mantém numa posição compatível com a estabilidade e controlo da aeronave, sem comprometer a integração física dos sistemas no interior da fuselagem e nas superfícies sustentadoras.

O sistema de eixos adotado tem origem no bordo de ataque da asa, sendo o eixo $x$ longitudinal e positivo para trás, o eixo $y$ lateral e positivo para a direita, e o eixo $z$ vertical e positivo para cima. Todas as coordenadas foram consideradas em metros. A tabela completa com a massa e as coordenadas individuais de todos os componentes encontra-se apresentada no Anexo D.

De forma a reduzir o passeio longitudinal do centro de gravidade durante a missão, os elementos de massa variável, em particular o combustível, foram posicionados próximos do CG final da aeronave. Assim, o depósito foi colocado em $x = 0.292\,\text{m}$, reduzindo o efeito do consumo de combustível na posição global do CG.

O centro de gravidade global foi calculado através da média ponderada das posições dos componentes pela respetiva massa:

$$x_{CG} = \frac{\sum m_i x_i}{\sum m_i} \tag{12}$$

$$y_{CG} = \frac{\sum m_i y_i}{\sum m_i} \tag{13}$$

$$z_{CG} = \frac{\sum m_i z_i}{\sum m_i} \tag{14}$$

onde $m_i$ representa a massa de cada componente e $x_i$, $y_i$ e $z_i$ representam as respetivas coordenadas relativamente ao sistema de referência adotado.

*Tabela 38. Resumo da distribuição de massas considerada no cálculo do centro de gravidade*

| **Grupo de componentes** | **Massa [kg]** | $x_{CG}$ **[m]** | $y_{CG}$ **[m]** | $z_{CG}$ **[m]** |
|---|---|---|---|---|
| Sistemas e carga útil | 2.6175 | 0.136633 | -0.006078 | -0.015760 |
| Sistemas da asa principal | 0.237 | 0.306380 | 0.023207 | 0.020169 |
| Parte superior da cauda | 0.964 | 0.825934 | 0.000000 | 0.309896 |
| Parte inferior da cauda | 0.964 | 0.825934 | 0.000000 | -0.309896 |
| Propulsão e energia | 6.081 | 0.158268 | 0.000000 | -0.004519 |
| Estrutura da aeronave | 1.980 | 0.386667 | 0.000000 | 0.021365 |
| **Total** | **12.8435** | **0.292029** | **-0.000811** | **-0.001686** |

Com a distribuição de massas considerada, obteve-se uma massa total de 12,8435 kg. A posição global do centro de gravidade resultante é apresentada na Tabela 39.

*Tabela 39. Centro de gravidade global da aeronave*

| **Grandeza** | **Valor** |
|---|---|
| Massa total | 12,8435 kg |
| $x_{CG}$ | 0,292 029 m |
| $y_{CG}$ | −0,000 811 m |
| $z_{CG}$ | −0,001 686 m |

O centro de gravidade final situa-se em $x_{CG} = 0{,}292\,029\,\text{m}$, $y_{CG} = -0{,}000\,811\,\text{m}$ e $z_{CG} = -0{,}001\,686\,\text{m}$. O valor reduzido de $y_{CG}$ confirma que a distribuição lateral de massas está praticamente centrada, enquanto o valor de $z_{CG}$, próximo de zero, indica uma distribuição vertical equilibrada entre os componentes superiores e inferiores.

A Figura 30 apresenta a distribuição dos principais componentes no modelo de XFLR5, permitindo visualizar a posição relativa dos sistemas e a localização aproximada do centro de gravidade.

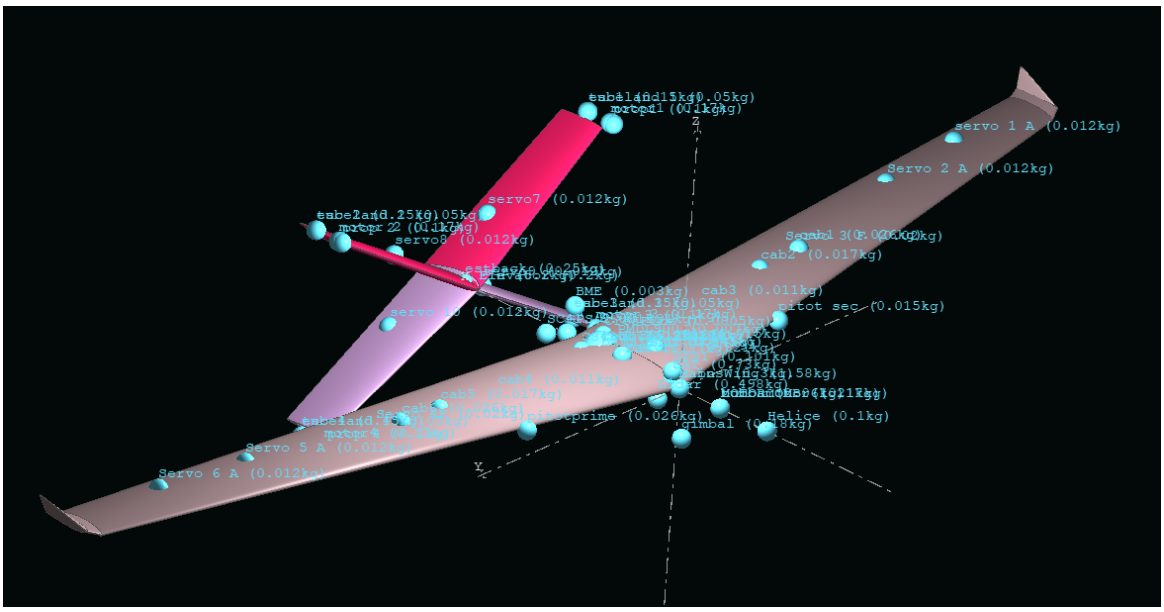



*Figura 30. Distribuição dos principais componentes e posição aproximada do centro de gravidade no XFLR5*

# 12 Estruturas e Materiais

O dimensionamento estrutural do UAV foi conduzido para obter uma estrutura leve, resistente e compatível com os esforços previstos ao longo da missão. A aeronave deve suportar as cargas aerodinâmicas em voo, os esforços transmitidos pelas ligações desmontáveis, as cargas associadas aos motores e os impactos da aterragem vertical, esta última particularmente exigente por ocorrer sobre as próprias superfícies da empenagem.

A solução adotada resulta de um compromisso entre resistência mecânica, rigidez, massa reduzida, custo e facilidade de fabrico. A metodologia seguiu três etapas articuladas: a seleção criteriosa dos materiais, a definição dos casos de carga a partir do diagrama V-n e a verificação dos principais subconjuntos por análise numérica em Ansys, avaliando deformações, tensões de Von-Mises e fatores de segurança. As secções seguintes descrevem cada etapa e os resultados obtidos para a asa, as empenagens e a fuselagem.

## 12.1 Materiais e filosofia estrutural

A seleção de materiais privilegiou compósitos, pela sua elevada relação resistência-peso, boa rigidez específica e facilidade de adaptação a geometrias complexas requisitos diretamente alinhados com a configuração *blended body* e com o limite de massa do projeto. A filosofia estrutural assenta na separação clara entre os elementos que conduzem as cargas principais e os que mantêm a forma e protegem a superfície.

Nesse sentido, recorreu-se a tubos de carbono nas principais rotas de carga longarinas e pinos anti-torção —, enquanto as cascas da asa, da fuselagem e das empenagens foram concebidas em sanduíche, com carbono em *wet layup*, núcleos leves e uma camada exterior de fibra de vidro para proteção superficial e tolerância ao manuseamento. Nas estruturas internas utilizaram-se Airex, Rohacell, balsa e contraplacado, escolhidos em função da solicitação local de cada componente. A Tabela 40 resume os materiais e as respetivas aplicações.

*Tabela 40. Materiais utilizados na estrutura do UAV.*

| Componente | Aplicação | Material |
|---|---|---|
| Asa | Longarina | Tubo de carbono |
| Asa | Casca | Sanduíche de fibra de carbono/epóxi com balsa e fibra de vidro |
| Asa | Nervuras | Airex |
| Asa | Pinos | Tubo de carbono |
| Fuselagem | Cavernas | Contraplacado / sanduíche de fibra de carbono com contraplacado |
| Fuselagem | Casca | Sanduíche de fibra de carbono/epóxi com balsa e fibra de vidro |
| Fuselagem | Caverna de fogo | CFRC |
| Fuselagem | Tabuleiro | Contraplacado |
| Fuselagem | Nervuras | Sanduíche de fibra de carbono/epóxi com Rohacell |
| Empenagens | Casca | Sanduíche de fibra de carbono/epóxi com balsa e fibra de vidro |
| Empenagens | Cavernas | Contraplacado / sanduíche de fibra de carbono com contraplacado |
| Empenagens | Pinos | Tubo de carbono |
| Trem | Contacto com o solo | Borracha/TPU |

## 12.2 Diagrama V-n

O diagrama V-n constitui a base de seleção dos casos de carga, ao relacionar a velocidade de voo com o fator de carga e ao distinguir as cargas de manobra das cargas de rajada associadas a perturbações atmosféricas. De acordo com o enquadramento do projeto, o UAV é dimensionado segundo requisitos compatíveis com as normas CS-23 e CS-VLA, adotando-se os fatores de carga limite de manobra $n = +2$ e $n = -2$, representativos do envelope de operação de uma aeronave leve de vigilância.

A análise de rajada foi igualmente realizada, para avaliar a sensibilidade da estrutura a perturbações atmosféricas. A aplicação direta da rajada regulamentar conduz a fatores de carga próximos de $n = +5$ e $n = -3$, valores elevados que se explicam pela baixa carga alar do UAV: quanto menor a razão $W/S$, maior a resposta da aeronave à rajada. Estes valores são úteis para identificar zonas potencialmente críticas, mas não foram adotados como casos governantes do dimensionamento preliminar, uma vez que conduziriam a um sobredimensionamento significativo da asa e das ligações, com penalização da massa, da autonomia e da eficiência global.

Esta opção é coerente com o perfil de operação: a missão decorre a baixa altitude, a velocidades moderadas e sob controlo automático de voo, podendo ainda ser limitada por critérios meteorológicos que evitam o voo em rajada severa. Impor diretamente $n = +5$ e $n = -3$ equivaleria, por isso, a uma condição extrema pouco representativa da operação nominal e incompatível com o limite de massa do projeto. Em consequência, o dimensionamento e as simulações em Ansys foram conduzidos com $n = +2$ e $n = -2$, mantendo-se os resultados da rajada como verificação de sensibilidade e como indicação das zonas a reforçar caso, numa fase posterior, se pretenda validar a aeronave para um envelope atmosférico mais severo.

## 12.3 Asa

A asa foi dimensionada para o caso de manobra positiva $n = +2$, considerado governante na fase preliminar. A análise incidiu sobre uma semi-asa encastrada na raiz, condição que reproduz a ligação rígida à fuselagem e é conservativa precisamente onde se concentram os maiores momentos fletores. Os carregamentos aplicados incluíram a sustentação, o arrasto e um momento torsor de 22083,22 N mm, tendo-se adotado um fator de segurança de 1,5 e um fator de qualidade de 1,15 para cobrir incertezas de fabrico, propriedades dos materiais, colagens e simplificações do modelo numérico.

O desenvolvimento da asa envolveu várias iterações de materiais, espessuras e arquitetura interna, procurando o melhor compromisso entre massa, custo e rigidez. A solução final separa de forma clara as funções resistentes: a longarina principal em tubo de carbono constitui o caminho de carga em flexão; os pinos anti-torção, também em tubo de carbono, asseguram a continuidade torcional entre painéis e limitam a rotação relativa nas ligações desmontáveis; e as nervuras em Airex, presentes apenas onde necessário, mantêm a geometria do perfil, apoiam o revestimento e introduzem cargas locais. O revestimento adotado é uma sanduíche de carbono em *wet layup*, balsa de 2 mm e camada exterior de fibra de vidro: o carbono assegura rigidez e resistência às faces, a balsa afasta as faces resistentes e aumenta a rigidez à flexão, e a fibra de vidro protege a superfície e melhora a tolerância ao impacto. As Tabelas 41 e 42 apresentam, respetivamente, a definição

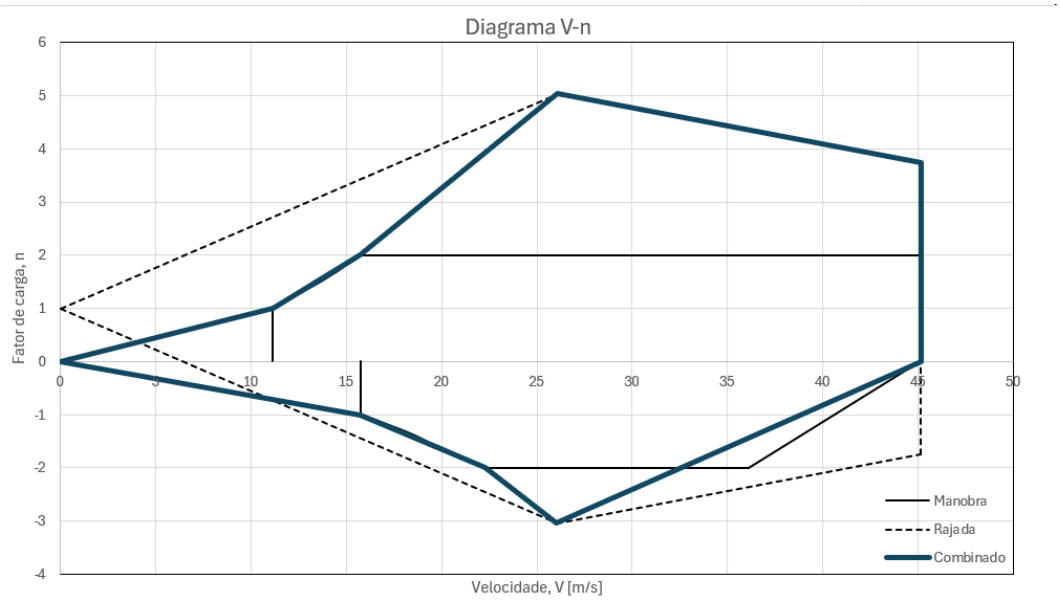



*Figura 31. Diagrama V-n combinado.*

estrutural e os resultados da análise estática.

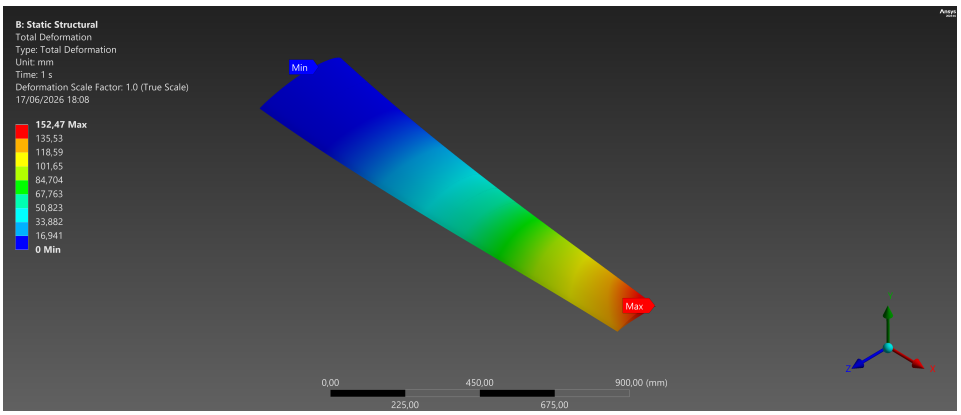
*Tabela 41. Resultados do dimensionamento da asa.*

| **Componente** | **Empilhamento** | **Espessura [mm]** |
|---|---|---|
| Casca | Carbono 90 g/m$^2$ / balsa / fibra de vidro | 2,24 |
| Nervuras | Airex | 3,00 |
| Longarina principal | Tubo de carbono $10 \times 8$ | 1,00 |
| Pinos anti-torção | Tubo de carbono $6 \times 4$ | 1,00 |

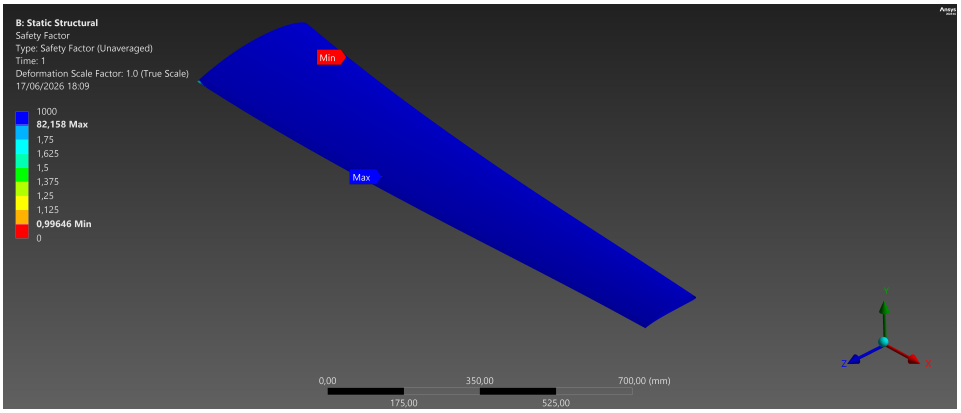
*Tabela 42. Resultados da análise estática da asa.*

| **Componentes** | **Deformação [mm]** | **Tensão Von-Mises [MPa]** | **FS mín.** |
|---|---|---|---|
| Asa completa | 152,47 | 317,87 | 0,996 |

A deformação máxima foi de 152,47 mm, inferior ao limite admissível adotado de 400 mm (10% da envergadura), pelo que a asa cumpre o critério global de rigidez. A tensão máxima de Von-Mises foi de 317,87 MPa e o fator de segurança mínimo de 0,996, aproximadamente unitário e localizado no bordo de fuga junto ao encastramento. Este resultado identifica a raiz como a região estruturalmente crítica, que deve ser tratada como zona sensível de fabrico com controlo rigoroso das colagens e eventual reforço local, sobretudo se o modelo final incorporar carregamentos adicionais.




*(a) Deformação total.*




*(b) Fator de segurança.*

*Figura 32. Resultados da análise estática da asa em Ansys.*

## 12.4 Empenagens

A empenagem em X foi dimensionada para cumprir, em simultâneo, funções aerodinâmicas, estruturais e operacionais: além de garantir estabilidade e controlo, suporta os motores elétricos e serve de ponto de contacto com o solo durante a aterragem vertical. Cada superfície deve, por isso, resistir às cargas aerodinâmicas, às forças associadas ao peso e ao funcionamento dos motores, ao impacto no solo e aos esforços transmitidos à fuselagem.

A arquitetura de cada uma das quatro superfícies replica a lógica da asa. A longarina principal em tubo de carbono transmite os esforços de flexão, compressão e corte, enquanto um pino secundário, também em tubo de carbono, limita a torção e mantém o alinhamento estrutural. Esta separação entre elemento de flexão e elemento anti-torção define uma rota de carga simples e eficiente, desde a ponta da empenagem até à fuselagem, passando pela longarina e pela caverna reforçada. A casca segue a solução sanduíche de carbono em *wet layup*, balsa de 2 mm e fibra de vidro exterior; as nervuras internas são em sanduíche de carbono com núcleo de Rohacell, que estabiliza localmente a casca e reduz deformações sem penalizar a massa; e nas extremidades foram integrados elementos em borracha/TPU para atenuar os picos de impacto na aterragem.

Dado o esforço estrutural elevado a que estão sujeitas, as empenagens foram analisadas em Ansys aplicando simultaneamente as cargas aerodinâmicas de estabilidade e controlo e a tração transmitida pelos motores elétricos instalados na extremidade, avaliando-se a deformação total, as tensões e o fator de segurança. As Tabelas 43 e 44 resumem a definição estrutural e os resultados.

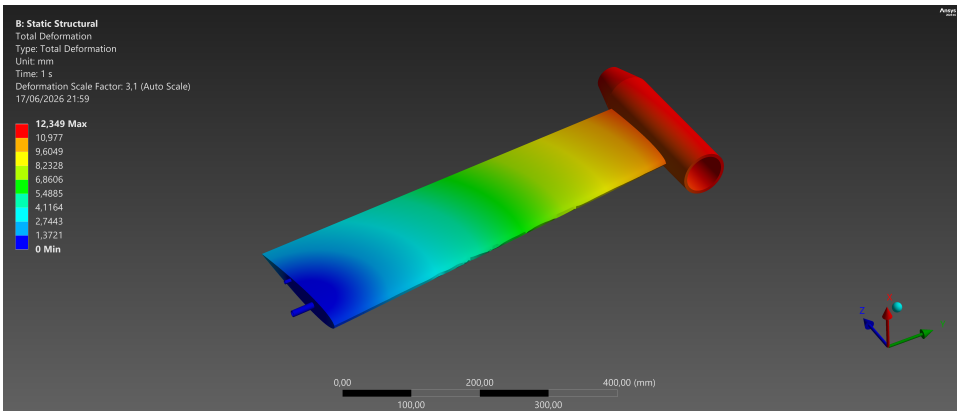
*Tabela 43. Resultados do dimensionamento das empenagens.*

| Componente | Empilhamento | Espessura [mm] |
|---|---|---|
| Casca | Carbono 90 g/m$^2$ *wet layup* / balsa / fibra de vidro | 2,24 |
| Nervuras | Carbono *wet layup* / Rohacell / carbono *wet layup* | 3,22 |
| Longarina principal | Tubo de carbono $10 \times 8$ | 1,00 |
| Pino anti-torção | Tubo de carbono $6 \times 4$ | 1,00 |

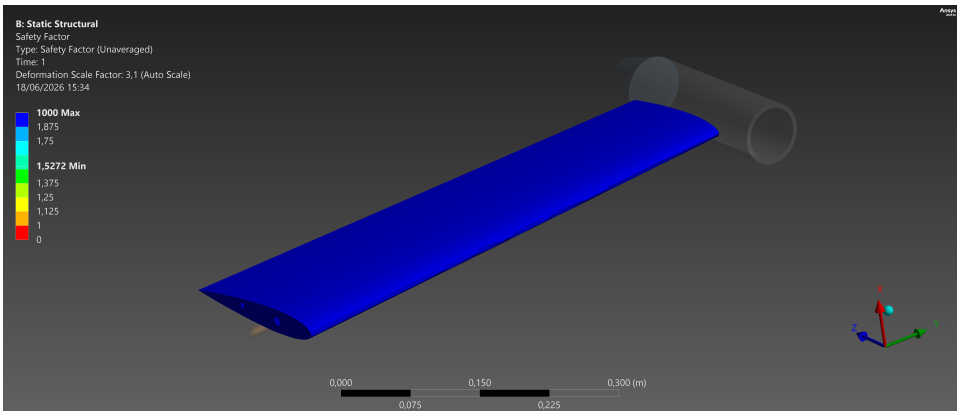
*Tabela 44. Resultados da análise estática das empenagens.*

| Componentes | Deformação [mm] | Tensão Von-Mises [MPa] | FS mín. |
|---|---|---|---|
| Empenagens | 12,349 | 502,48 | 1,5272 |

A deformação máxima foi de 12,349 mm, valor reduzido face à dimensão das superfícies e compatível com a manutenção da eficiência aerodinâmica. A tensão máxima de Von-Mises foi de 502,48 MPa e o fator de segurança mínimo de 1,5272 superior ao obtido na asa, indicando que a configuração possui margem adequada para o caso de carga analisado. No Anexo E apresenta-se a estrutura interna das empenagens com maior detalhe.




*(a) Deformação total.*




*(b) Fator de segurança.*

*Figura 33. Resultados da análise estática das empenagens em Ansys.*

## 12.5 Fuselagem

A fuselagem adota uma arquitetura monocoque que combina casca exterior resistente, cavernas internas e tabuleiro estrutural. A casca assegura a rigidez global e a continuidade geométrica do *blended body*, enquanto as cavernas recebem as cargas concentradas da asa, das empenagens, do motor e dos sistemas; esta repartição mantém a estrutura leve sem comprometer a rigidez nas zonas de ligação.

A caverna de fogo frontal foi definida em CFRC com 5 mm de espessura, material escolhido por funcionar simultaneamente como barreira térmica e como suporte do motor de combustão, resistindo a temperatura, vibração e cargas locais. A casca exterior é uma sanduíche de fibra de carbono com núcleo de balsa e camada exterior de fibra de vidro, que melhora a rigidez à flexão e à torção e protege a superfície. As cavernas reforçadas, colocadas nas zonas de ligação da longarina principal da asa e das empenagens, recorrem a contraplacado laminado com carbono para aumentar a resistência ao esmagamento e distribuir os momentos fletores pela casca. Por fim, o tabuleiro central em contraplacado funciona como plataforma dos sistemas e como elemento de ligação transversal, contribuindo para a organização interna, a manutenção e a rigidez local. No Anexo E apresenta-se a estrutura interna da fuselagem com maior detalhe.

## 12.6 Ligações estruturais

A asa foi dividida em quatro painéis para facilitar o transporte, a montagem e a manutenção. A ligação entre painéis faz-se por continuidade das longarinas, num sistema macho-fêmea em que o tubo do painel exterior desliza no interior do painel central, garantindo o alinhamento e a transmissão do momento fletor; o pino posterior bloqueia a rotação relativa e assegura a continuidade torcional.

A ligação asa-fuselagem é realizada por uma manga recetora fixada entre cavernas reforçadas, na qual entra a longarina principal, criando uma rota de carga direta: asa → longarina → manga → cavernas reforçadas → casca da fuselagem. Os fechos mecânicos não foram considerados elementos principais de resistência, mas sim de retenção, segurança de montagem e prevenção de abertura por vibração.

Nas empenagens, cada superfície possui uma longarina independente em tubo de carbono. A carga proveniente do contacto com o solo é transmitida das peças em borracha/TPU para a longarina, daí para as cavernas reforçadas e finalmente para a estrutura da fuselagem; as placas laminadas em carbono aumentam a área de contacto e reduzem o risco de esmagamento local no contraplacado. O Anexo E detalha estas ligações.

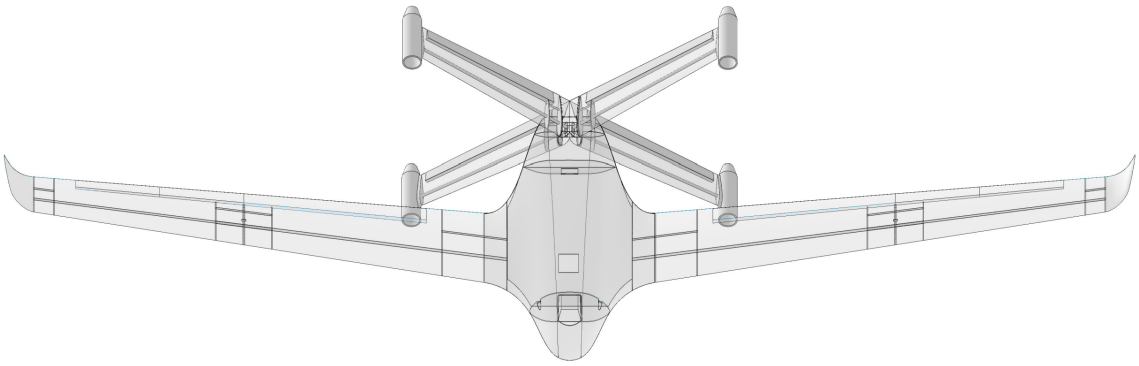


*Figura 34. Estrutura interna global.*

## 12.7 Estimativa de peso estrutural

A estimativa de massa estrutural foi obtida por decomposição dos subconjuntos analisados nesta fase asa e empenagens, calculando, para cada um, a contribuição da casca e da estrutura interna e dos respetivos componentes principais. Esta abordagem relaciona diretamente as escolhas de material com a massa final e identifica os elementos de maior impacto no peso (Tabela 45).

*Tabela 45. Estimativa de peso estrutural.*

| Componente | Massa [g] | Observações |
|---|---|---|
| Asa completa | 747,4 | Estimativa para a casca e estrutura interna, incluindo longarina principal, nervuras, pinos anti-torção e restantes componentes associados. |
| Empenagens | 633,2 | Estimativa para as quatro cascas e estrutura interna, incluindo longarinas, nervuras, pinos anti-torção e elementos de borracha/TPU. |
| **Total estrutural** | **1380,6** | Soma dos subconjuntos estruturais considerados nesta estimativa. |

A massa estrutural estimada para a asa e as empenagens é de 1380,6 g, ou aproximadamente 1,38 kg, valor coerente com a classe de massa do UAV e com a filosofia de construção leve adotada. As restantes contribuições estruturais, em especial a fuselagem, são integradas no balanço global de massas apresentado no capítulo de peso e centragem.

# 13 Manufatura e Custos

## 13.1 Manufatura

### 13.1.1 Estratégia de manufatura e planeamento da produção

A manufatura do BEFPV engloba todo o processo de fabrico dos moldes, dos componentes estruturais principais, dos elementos internos de suporte e dos componentes externos de integração da aeronave. Esta etapa tem influência direta no custo final, no tempo de produção, na qualidade estrutural, na repetibilidade das peças e na facilidade de manutenção. Assim, a estratégia de fabrico foi definida de forma integrada com a análise económica do projeto, procurando otimizar custos, prazos e recursos, sem comprometer a robustez, a leveza e a fiabilidade exigidas a um UAV destinado a missões de apoio em cenários de catástrofe.

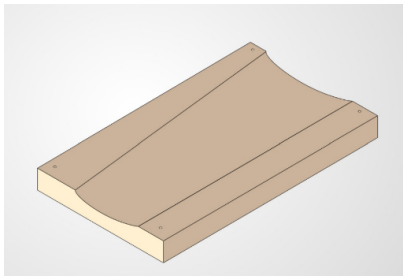
Para a definição dos métodos de fabrico, adotou-se uma estratégia faseada, iniciando-se pela construção de um protótipo funcional antes da produção do lote inicial. A construção do protótipo permite validar o dimensionamento teórico, a geometria da aeronave, a integração dos sistemas e os procedimentos de montagem e manutenção, reduzindo o risco de alterações tardias no projeto. Após esta validação, prevê-se a produção de um lote inicial de 10 UAVs. Esta abordagem permite selecionar, com maior segurança, os materiais, moldes e processos de fabrico mais adequados à escala inicial de produção.

### 13.1.2 Classificação e seleção dos moldes

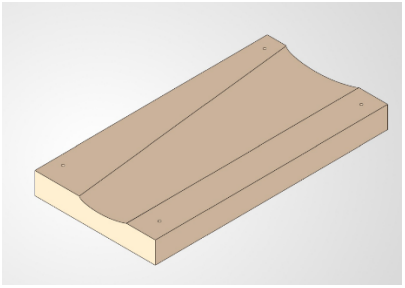
Considerando o volume de produção previsto e a necessidade de garantir repetibilidade dimensional entre unidades, os moldes foram classificados em moldes principais e moldes secundários. Esta distinção permite adequar o material, o nível de precisão e o custo de fabrico à função de cada componente. Os moldes principais correspondem aos elementos com maior influência estrutural e aerodinâmica, nomeadamente as asas, a fuselagem e as empenagens, estimando-se, respetivamente, 8, 2 e 2 moldes. Para estes componentes, prevê-se a utilização de SikaBlock M900, devido à sua estabilidade dimensional, bom acabamento superficial, resistência mecânica e durabilidade adequada ao fabrico repetido do lote inicial.

Os moldes principais apresentados nas figuras foram desenvolvidos em CAD a partir da geometria final das asas, fuselagem e empenagens. Por serem responsáveis pela forma exterior dos componentes estruturais mais relevantes, estes moldes devem garantir precisão dimensional, bom acabamento superficial e repetibilidade entre unidades, assegurando a qualidade necessária para a produção do lote inicial do BEFPV.

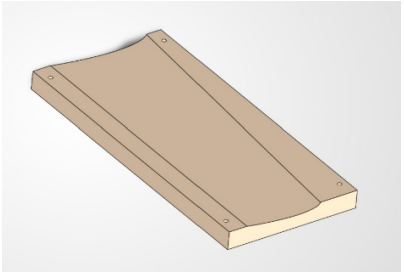
### 13.1.3 Desenvolvimento dos moldes



*(a) Molde do extradorso da secção central da asa*



*(b) Molde do extradorso da ponta da asa*



*(c) Molde do extradorso da empenagem*

*Figura 35. Moldes principais desenvolvidos para a asa e empenagem do BEFPV.*

Os moldes principais foram desenvolvidos em CAD a partir das superfícies finais das asas, da fuselagem e das empenagens. Por definirem a geometria exterior do BEFPV, estes moldes devem garantir precisão dimensional, acabamento superficial adequado e repetibilidade entre unidades, assegurando a qualidade necessária ao fabrico repetido dos componentes estruturais.

Nos moldes das asas e das empenagens, foi considerada uma margem periférica em torno da zona útil de cada peça. Esta margem facilita o posicionamento das camadas de material compósito durante a laminação, permite acomodar o excesso de fibra e resina e simplifica as operações posteriores de recorte, acabamento e desmoldagem. Desta forma, protege-se a geometria útil da peça, melhora-se o controlo das extremidades e reduz-se a probabilidade de defeitos locais nas zonas de acabamento.

No caso da fuselagem, as zonas de acesso à carga útil, às baterias e aos principais componentes internos serão inicialmente assinaladas durante a laminação do protótipo através de fita de papel, posicionada segundo as referências definidas no projeto. Este método permite validar a localização e a dimensão das aberturas antes de alterar os moldes. Após esta validação, os moldes da fuselagem destinados ao lote inicial poderão incluir marcas geométricas discretas, permitindo realizar os cortes com maior precisão, repetibilidade e controlo durante o fabrico.

Os moldes secundários associados aos componentes internos e aos bordos de ataque das asas e empenagens serão fabricados por impressão 3D em PLA. Esta solução permite reduzir custos e tempo de produção, mantendo a precisão necessária para peças localizadas e de menor dimensão.



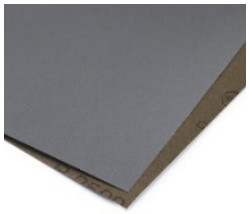
*Figura 36. Molde secundário do bordo de ataque fabricado por impressão 3D em PLA*

### 13.1.4 Preparação dos moldes

Após o fabrico dos moldes, estes devem ser preparados antes da laminação, de forma a garantir um bom acabamento superficial e facilitar a desmoldagem das peças.

Para isso, será aplicado um selante ou primário superficial, com o objetivo de regularizar a superfície e fechar possíveis poros do molde. De seguida, serão utilizadas lixas de água de granulometria progressiva, permitindo remover pequenas irregularidades e reduzir a rugosidade superficial. Após a lixagem, será realizado o polimento com massa de polir e esponja própria, de modo a melhorar o acabamento e minimizar a transferência de defeitos para o laminado. Por fim, será aplicado PVA, garantindo a separação adequada entre o molde e a peça após a cura da resina.

Esta preparação permite obter componentes com melhor qualidade superficial, preservar a geometria definida em CAD e aumentar a durabilidade dos moldes ao longo de utilizações sucessivas.



*(a) Lixa de água utilizada na preparação dos moldes*




*(b) Agente desmoldante PVA*

*Figura 37. Materiais utilizados na preparação dos moldes.*

Após a preparação dos moldes, procede-se à laminação das peças estruturais em compósito.

### 13.1.5 Processo de laminação

O processo inicia-se com a colocação das camadas de fibra de carbono e/ou fibra de vidro, sendo introduzido um núcleo de balsa entre camadas de fibra nas zonas definidas para estrutura do tipo sandwich. A mistura de resina epóxi e endurecedor é aplicada de forma intercalada entre as diferentes camadas de fibra e núcleo, garantindo a impregnação adequada e a consolidação do laminado. Por fim, são colocados os materiais auxiliares do vácuo: peel ply, release film e breather, permitindo controlar a superfície do laminado, separar as camadas auxiliares, distribuir o vácuo e absorver o excesso de resina durante a compactação.

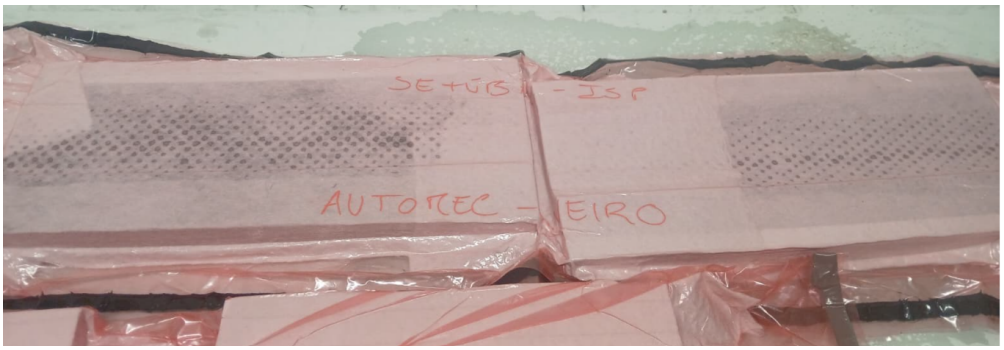


*Figura 38. Processo de compactação em saco de vácuo aplicado à laminação de peças em compósito*

### 13.1.6 Estrutura interna e montagem

Após a desmoldagem e acabamento das peças laminadas, procede-se à integração da estrutura interna da aeronave.

As cavernas, tabuleiros de suporte e nervuras em contraplacado serão fabricados por corte laser CNC, garantindo precisão dimensional e repetibilidade entre unidades. As nervuras em AIREX serão produzidas por maquinação CNC, permitindo obter componentes leves e com geometria controlada. Para a montagem dos elementos internos da fuselagem, será utilizado um estaleiro em contraplacado, assegurando o correto posicionamento das cavernas e dos tabuleiros antes da sua fixação. Esta solução reduz erros de alinhamento e facilita a integração dos sistemas, baterias e carga útil.

## 13.2 Análise de custos

A análise de custos do BEFPV tem como objetivo estimar os encargos associados à investigação, desenvolvimento, fabrico e operação inicial da aeronave. Atendendo à fase atual do projeto, os valores apresentados resultam da combinação entre preços de mercado disponíveis e estimativas baseadas nas necessidades previstas de produção. A análise foi organizada segundo a estratégia de desenvolvimento adotada: fase inicial de investigação e definição técnica, construção de um protótipo funcional, produção de um lote inicial de 10 UAVs para 5 bases operacionais e posterior aumento gradual da produção. As tabelas seguintes permitem estruturar os custos por etapa, identificar os principais fatores de despesa e avaliar o impacto de cada componente no custo total do projeto.

### 13.2.1 Custo unitário estimado do BEFPV

Assim, começou-se por estimar o custo unitário do UAV, tendo em conta os materiais, componentes e consumíveis necessários à produção de uma aeronave. A tabela detalhada encontra-se no Anexo F, sendo apresentada na Tabela 46 a respetiva síntese por categoria.

*Tabela 46. Síntese do custo direto unitário estimado por UAV por categoria*

| **Custo Unitário Estimado por UAV** | |
|---|---|
| **Categoria** | **Valor estimado** |
| Asas | 253,68€ (126,84€ ×2) |
| Empenagem | 107,32€ (26,83€ ×4) |
| Fuselagem | 213,27€ |
| Sistema propulsivo | 1686,55€ |
| Sistemas eletrónicos, aviónica, sensores e comunicações | 39 644€ |
| Extras (extras + extras laminação) | 1263,48€ |
| Materiais de Laminação | 768,33€ |
| **Custo Total Unitário por UAV** | **43936,63€** |

### 13.2.2 Custos fixos de preparação da produção

Após a estimativa do custo unitário, foram definidos os custos fixos necessários à preparação da produção do primeiro lote do BEFPV, composto por 10 aeronaves. Estes custos incluem os meios reutilizáveis de fabrico e montagem, nomeadamente os moldes principais em SikaBlock M900, os moldes secundários, a bomba de vácuo e respetivos acessórios reutilizáveis, as ferramentas de montagem, os gabaritos reutilizáveis e os meios informáticos de apoio ao projeto. Ao contrário dos materiais e componentes contabilizados por UAV, estes custos são realizados no início da produção e servem para fabricar o lote de 10 aeronaves.

*Tabela 47. Custos fixos estimados para a preparação da produção do primeiro lote do BEFPV*

| **Investimentos** | **Valor estimado (€)** |
|---|---|
| Moldes principais e secundários | 5681,06 |
| Máquinas e equipamentos de fabrico | 940,45 |
| Ferramentas e material de apoio | 844,18 |
| Informática e apoio técnico | 6249,97 |
| **Total do investimento inicial** | **13715,66** |

### 13.2.3 Custos de pessoal por fase do projeto

Os custos de pessoal foram estimados por fase do projeto. No primeiro ano, consideram-se 6 meses de investigação e dimensionamento e 6 meses para o fabrico e validação do protótipo. No segundo ano, é considerada a produção do lote inicial de 10 UAVs, destinado a equipar 5 bases operacionais. A partir do terceiro ano, prevê-se o aumento do volume de produção, com a equipa ajustada às necessidades de fabrico, operação e manutenção.

Na fase de investigação e dimensionamento, foi considerada uma equipa de 6 engenheiros durante 6 meses. Para esta etapa, foram definidos 20 dias de trabalho por mês e 5 horas de trabalho por dia por elemento, resultando em 600

horas por engenheiro. Com um custo horário médio de 15,00 €/h, o custo de pessoal estimado para esta fase é dado por: 6 engenheiros × 600 h × 15,00 €/h = 54 000,00 €.

Na fase de fabrico e validação do protótipo, manteve-se a equipa de 6 engenheiros durante 6 meses. Por envolver atividades de fabrico, integração de sistemas, montagem e ensaios iniciais, foram definidos 20 dias de trabalho por mês e 6 horas de trabalho por dia por elemento, resultando em 720 horas por engenheiro. Com um custo horário médio de 15,00 €/h, o custo de pessoal estimado para esta fase é dado por: 6 engenheiros × 720 h × 15,00 €/h = 64 800,00 €.

Para a fase de produção do lote inicial, correspondente ao fabrico das 10 aeronaves previstas para o segundo ano, foram estimados os custos de pessoal apresentados na Tabela 48, totalizando 177 120,00 €.

*Tabela 48. Custos de pessoal na fase de produção do lote inicial de 10 UAVs*

| Função | Cálculo | Total (€) |
|---|---|---|
| Engenheiros | 6 × 12 meses × 20 dias × 6 h × 15 €/h | 129600 |
| Piloto/operador de testes | 1 × 6 meses × 20 dias × 4 h × 18 €/h | 8640 |
| Controlo de qualidade | 1 × 12 meses × 20 dias × 4 h × 14 €/h | 13440 |
| Manutenção de infraestruturas | 1 × 12 meses × 20 dias × 2 h × 12 €/h | 5760 |
| Gerência | 1 × 12 meses × 20 dias × 3 h × 18 €/h | 12960 |
| Marketing | 1 × 12 meses × 20 dias × 2 h × 14 €/h | 6720 |
| **Total** | – | **177120** |

A partir do terceiro ano, foi considerada uma equipa anual reforçada, adequada ao aumento previsto do volume de produção e às necessidades de operação e manutenção da frota, resultando num custo anual de pessoal estimado de 254 400,00 €, conforme apresentado na Tabela 49. Este valor depende do volume de produção anual e poderá, por isso, ser ajustado em função da escala de operação.

*Tabela 49. Estimativa dos custos anuais de pessoal a partir do terceiro ano*

| Função | Cálculo | Total (€) |
|---|---|---|
| Engenheiros | 6 × 12 meses × 20 dias × 6 h × 15 €/h | 129600 |
| Técnicos de fabrico e montagem | 2 × 12 meses × 20 dias × 6 h × 12 €/h | 34560 |
| Pilotos/operadores | 2 × 12 meses × 20 dias × 4 h × 18 €/h | 34560 |
| Controlo de qualidade | 2 × 12 meses × 20 dias × 4 h × 14 €/h | 26880 |
| Manutenção de infraestruturas | 1 × 12 meses × 20 dias × 3 h × 12 €/h | 8640 |
| Gerência | 1 × 12 meses × 20 dias × 3 h × 18 €/h | 12960 |
| Marketing | 1 × 12 meses × 20 dias × 2 h × 14 €/h | 7200 |
| **Total anual** | – | **254400** |

### 13.2.4 Custos de funcionamento e apoio operacional

Para além dos custos de pessoal, foram considerados os custos de funcionamento e apoio operacional necessários à produção e operação inicial do BEFPV, incluindo espaço de trabalho, energia, água, serviços de limpeza e despesas gerais de apoio.

*Tabela 50. Estimativa dos custos de funcionamento e apoio operacional do BEFPV*

| Categoria | Valor estimado (€/mês) | Valor estimado (€/ano) |
|---|---|---|
| Espaço de trabalho | 600,00 | 7200,00 |
| Energia elétrica e água | 150,00 | 1800,00 |
| Serviços de limpeza | 250,00 | 3000,00 |
| Extras | 200,00 | 2400,00 |
| **Total** | **1200,00** | **14400,00** |

Os valores apresentados constituem uma estimativa de referência para a fase inicial do projeto, podendo ser ajustados em função do número de bases operacionais, da taxa de utilização da frota e do volume anual de produção.

### 13.2.5 Custo do lote inicial de 10 UAVs

Após a estimativa do custo unitário do BEFPV e dos custos necessários à preparação da produção, foi calculado o custo associado ao fabrico do lote inicial de 10 aeronaves. Este valor considera o custo direto das 10 unidades, os custos fixos de preparação da produção, os custos de pessoal da fase de produção e os custos anuais de funcionamento e apoio operacional.

*Tabela 51. Estimativa do custo total associado à produção do lote inicial de 10 UAVs*

| Categoria | Valor estimado (€) |
|---|---|
| Custo unitário do UAV × 10 | 439366,30 |
| Custos fixos de preparação da produção | 13715,66 |
| Custos de pessoal da produção do lote inicial | 177120,00 |
| Custos de funcionamento e apoio operacional | 14400,00 |
| Total sem custo unitário das aeronaves | 205235,66 |
| **Custo total do lote inicial** | **644601,96** |

### 13.2.6 Custo unitário completo e preço de venda estimado do BEFPV

Após a estimativa dos custos diretos de fabrico, foi calculado o custo unitário completo do BEFPV para o lote inicial de 10 aeronaves. Este valor inclui o custo direto de cada aeronave, os custos fixos de preparação da produção, os custos de pessoal associados ao fabrico do lote inicial e os custos anuais de funcionamento e apoio operacional. Esta abordagem permite obter uma estimativa mais realista do custo efetivo de cada unidade e definir um preço de venda compatível com a viabilidade económica do projeto.

Estimativa do custo unitário completo do BEFPV para o lote inicial de 10 aeronaves:

$$C_{\text{unitario,completo}} = \frac{C_{\text{total,lote,inicial}}}{10} = 64460{,}20\,€ \tag{15}$$

O preço de venda de referência foi definido aplicando uma margem comercial de 25% ao custo unitário completo, permitindo garantir viabilidade económica e margem para futuros ajustamentos.

*Tabela 52. Estimativa do preço de venda de referência do BEFPV*

| Parâmetro | Valor (€) |
|---|---|
| Custo unitário completo | 64460,20 |
| Margem comercial aplicada ao custo unitário completo | 25% |
| **Preço de venda estimado por UAV** | **80575,25** |

Este valor deve ser interpretado como uma referência para o lote inicial, dado que os custos fixos de preparação da produção, os custos de pessoal e os custos de funcionamento são imputados a apenas 10 aeronaves. Consequentemente, o custo unitário completo é mais elevado nesta fase, diminuindo em produções futuras à medida que estes custos são diluídos por um maior número de unidades.

### 13.2.7 Retorno de investimento e análise de lucros

A análise dos lucros permite avaliar a evolução económica do BEFPV após a definição do custo unitário completo e do preço de venda de referência. Numa fase inicial, a rentabilidade é condicionada pelo investimento em investigação, dimensionamento e prototipagem, bem como pelo reduzido volume de produção do primeiro lote. No entanto, com a venda das aeronaves e o aumento gradual da produção, estes custos passam a ser distribuídos por um maior número de unidades, reduzindo o seu peso no custo unitário e melhorando a margem acumulada do projeto.

Com um custo unitário completo de 64 460,20 € e um preço de venda estimado de 80 575,25 €, obtém-se uma margem unitária de 16 115,05 € por UAV vendido. Considerando um investimento inicial de 118 800,00 €, o ponto de equilíbrio financeiro é atingido após a venda de 7,37 aeronaves. Conclui-se que o projeto começa a gerar lucro a partir da venda da 8.ª aeronave. Assim, a venda integral do lote inicial de 10 UAVs permite recuperar o investimento inicial e gerar

saldo positivo na fase de arranque do projeto.

### 13.2.8 Expectativas de futuro

As expectativas futuras do BEFPV passam por aumentar a autonomia produtiva após a validação do protótipo e da produção do primeiro lote de 10 aeronaves. Nesta fase inicial, não se justifica investir em equipamentos industriais de elevado custo, como máquinas de corte e maquinação CNC, uma vez que o volume de produção ainda é reduzido. Esse investimento torna-se adequado numa fase posterior, quando o aumento da produção permitir compensar o custo da aquisição através da redução de prazos, da diminuição da dependência de fornecedores externos e da redução do custo unitário por UAV.

Com o crescimento do projeto, poderão também ser considerados investimentos em impressoras 3D de maior capacidade, equipamento adicional de vácuo, ferramentas de controlo dimensional, melhoria das infraestruturas de oficina, aquisição de stocks de materiais críticos e reforço da equipa técnica. Estes investimentos permitiriam aumentar a capacidade de produção, melhorar a repetibilidade entre unidades e responder com maior rapidez a alterações de projeto ou a encomendas de maior volume.

Paralelamente, a estratégia comercial deverá evoluir da venda isolada do UAV para pacotes operacionais completos, incluindo aeronaves, base operacional, estação de controlo móvel, formação da equipa operadora e manutenção anual. Esta abordagem aumenta o valor da solução para entidades operadoras em cenários de catástrofe e permite gerar receitas adicionais através de apoio técnico, manutenção e expansão operacional.

# 14 Conclusão

Ao longo deste trabalho foi desenvolvido o projeto conceptual e preliminar do *Best Endurance Fast Preparation Vehicle* (BEFPV), um UAV VTOL destinado a missões de apoio em cenários de catástrofe urbana. O objetivo principal passou por obter uma aeronave capaz de operar sem pista, deslocar-se rapidamente até à zona afetada, realizar mapeamento inicial, permanecer em *loiter* durante um período prolongado e regressar à base com capacidade de preparação rápida para uma nova missão.

Tendo em conta estes requisitos, foi adotada uma configuração *tail-sitter blended body wing*, combinando a capacidade de descolagem e aterragem vertical com a eficiência de uma aeronave de asa fixa. A asa de elevada razão de aspeto, os *winglets* do tipo Maughmer, a fuselagem aerodinamicamente integrada e a empenagem em X permitiram obter uma solução coerente com a necessidade de reduzir o arrasto, melhorar a eficiência em *loiter* e integrar os rotores VTOL na zona traseira da aeronave.

A integração dos sistemas foi desenvolvida de forma a cumprir os objetivos da missão, incluindo aquisição de imagem visual e térmica, mapeamento LiDAR, navegação precisa, comunicação BVLOS e processamento de dados a bordo. A distribuição interna dos componentes, do combustível e da carga útil foi definida tendo em conta a acessibilidade, a manutenção e a posição do centro de gravidade, garantindo uma solução compatível com a operação em configuração *tail-sitter*.

Do ponto de vista estrutural e de fabrico, a utilização de materiais compósitos, estruturas do tipo *sandwich*, moldes dedicados e processos de laminação permite obter uma aeronave leve, repetível e adequada à produção inicial. A análise de custos mostrou ainda que, apesar do investimento inicial associado ao desenvolvimento, moldes, sistemas e mão de obra, o projeto apresenta potencial de viabilidade económica numa produção em pequeno lote.

Conclui-se, assim, que o BEFPV cumpre os principais objetivos definidos para a missão, apresentando uma solução integrada, leve e operacionalmente adequada para apoio em cenários de emergência. Como trabalho futuro, deverá ser realizada a validação experimental da configuração, com especial atenção à transição entre voo vertical e horizontal, ao desempenho real dos sistemas propulsivos, à resistência estrutural e à integração final dos sistemas no protótipo.

# 15 Anexos

# A Vistas gerais da aeronave



*Figura 39. Vista frontal da aeronave.*



*Figura 40. Vista traseira da aeronave.*

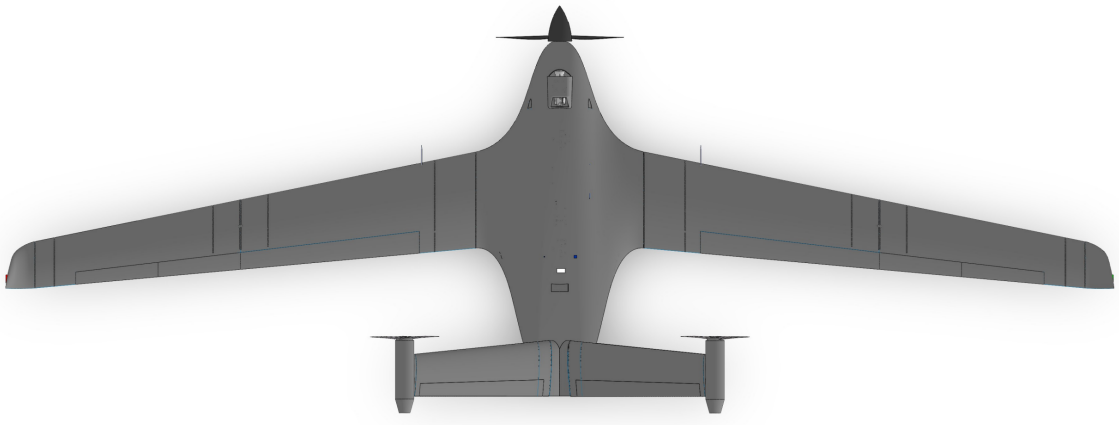


*Figura 41. Vista superior da aeronave.*

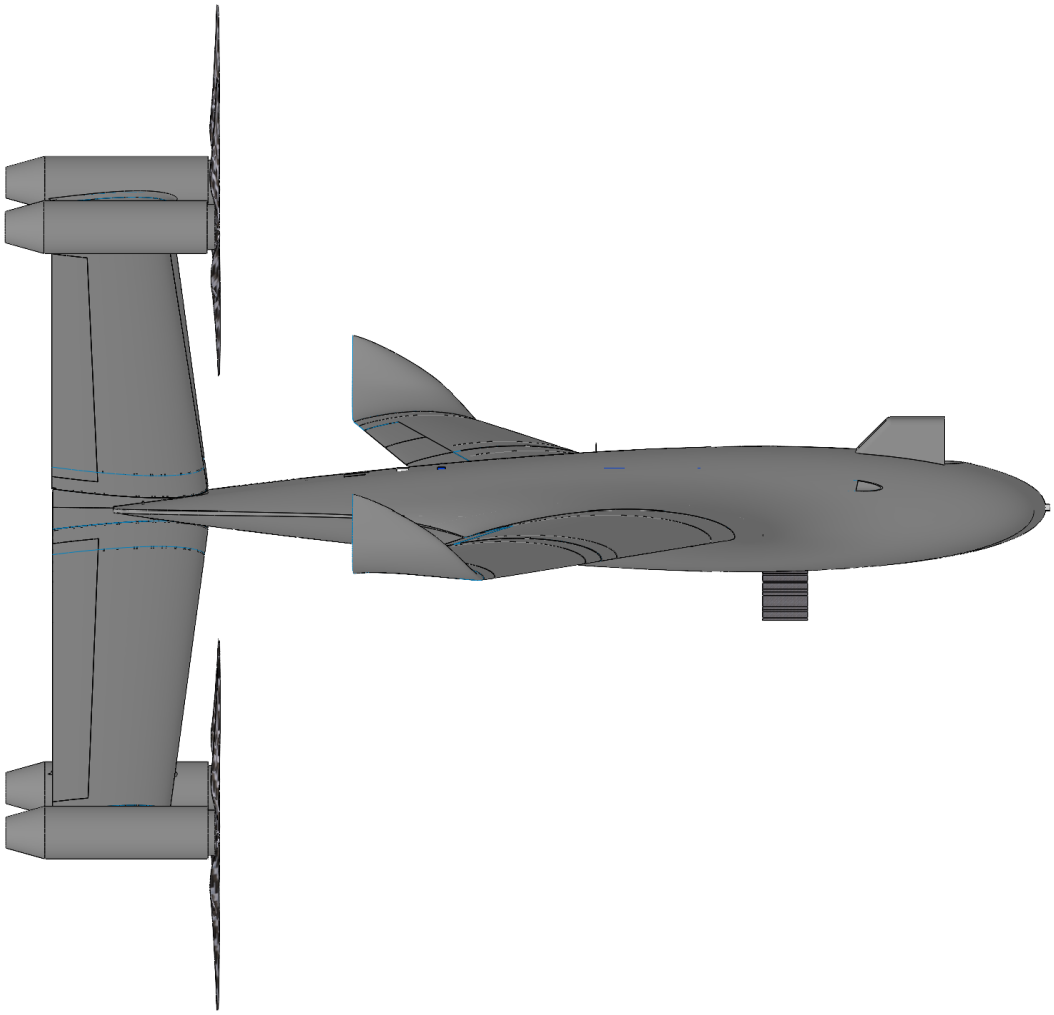


*Figura 42. Vista lateral direita da aeronave.*

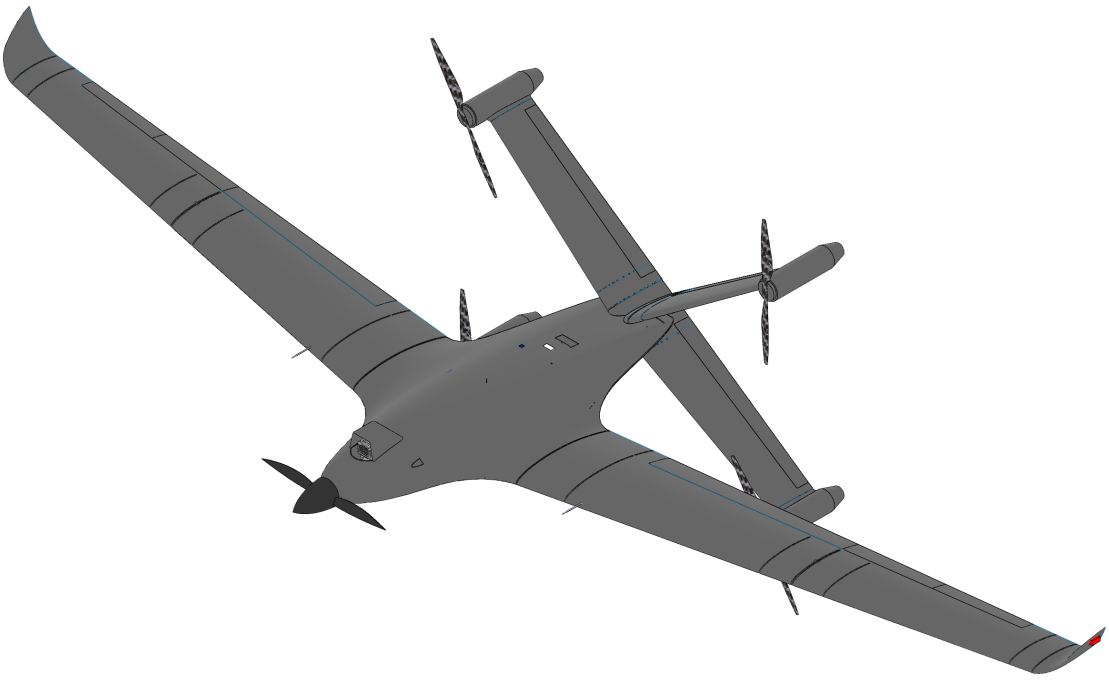


*Figura 43. Vista isométrica da aeronave.*

## A.1 Desenhos técnicos da aeronave

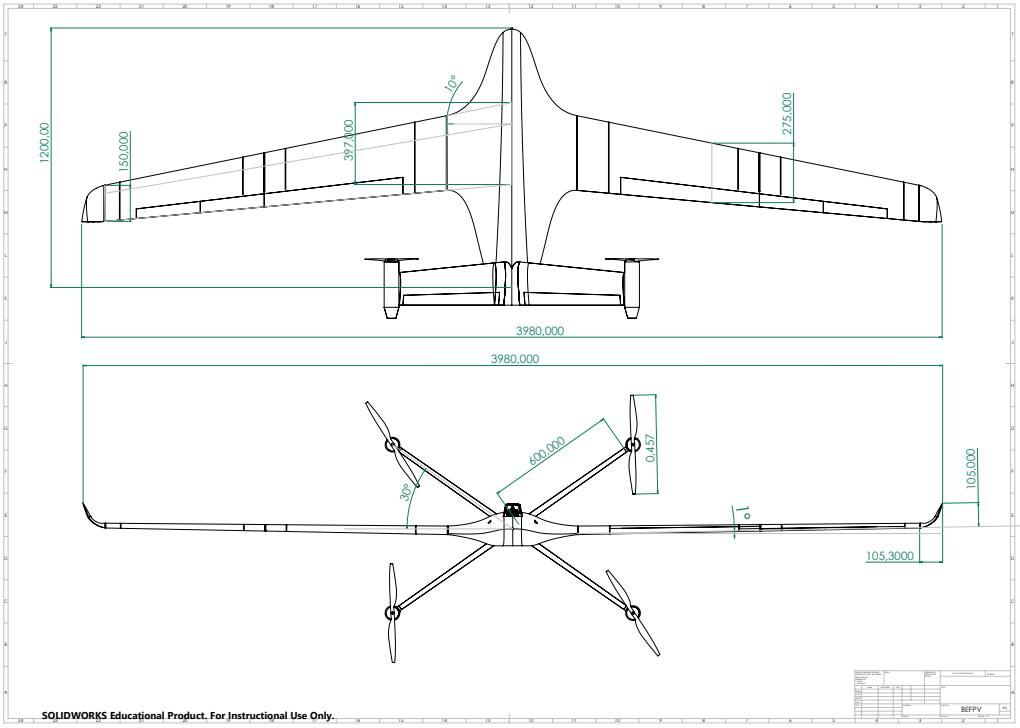



*Figura 44. Desenho técnico da aeronave 1*

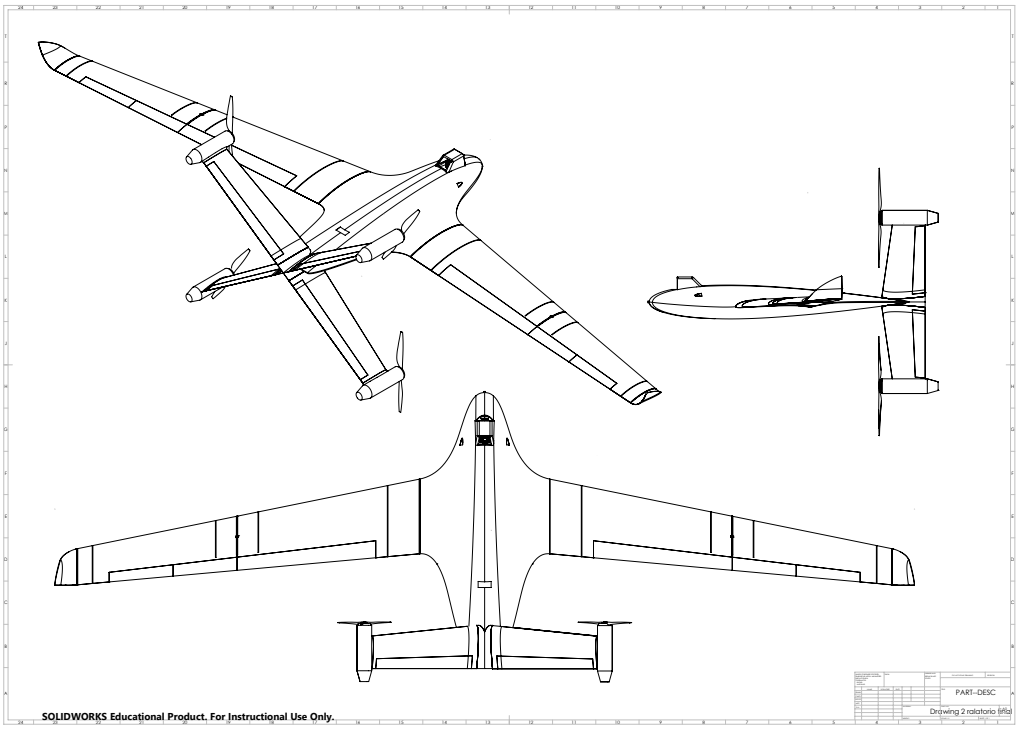



*Figura 45. Desenho técnico da aeronave 2*

# B Sistema Propulsivo

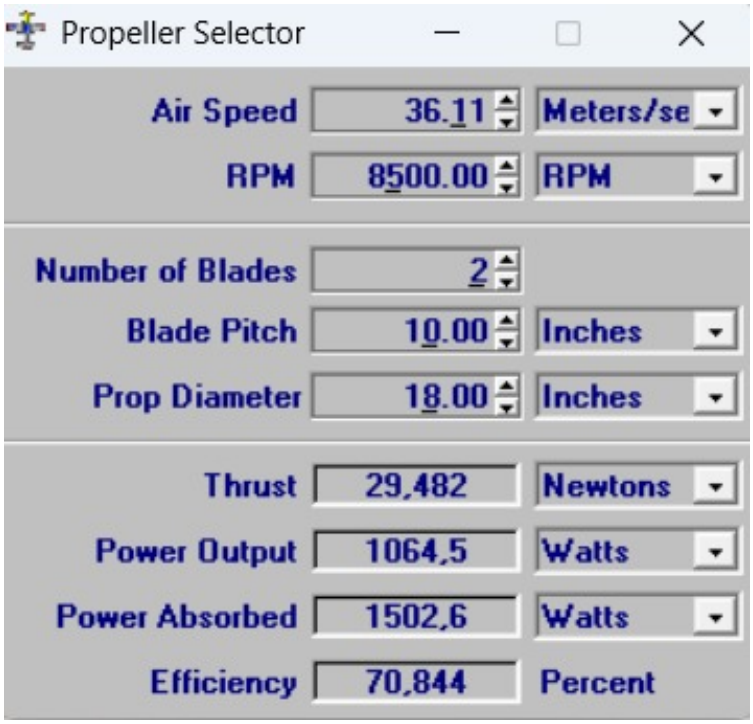



*Figura 46. Resultados obtidos no PropSelector para a hélice Falcon Carbon Propeller* $18 \times 10$ *a* $8500\,\text{rpm}$ *e* $V = 36{,}11\,\text{m/s}$



*Figura 47. Motor a combustão 3W-28i*




*(a) T-Motor U8 Lite KV190 usado como alternador.* *(b) T-Motor MN501-S KV240 usado no sistema VTOL.*

*Figura 48. Motores elétricos utilizados no sistema energético e propulsivo da aeronave*

# C Tabelas completas de sistemas e centro de gravidade

As tabelas seguintes apresentam os dados completos utilizados na seleção dos sistemas e no cálculo do centro de gravidade. No corpo principal do relatório foram apresentados apenas os valores resumidos, de modo a manter a secção compacta.

## C.1 Tabela completa dos sistemas

*Tabela 53. Tabela completa dos sistemas considerados no UAV*

| **Categoria** | **Componente** | **Marca** | **Função** | **Quant.** | **Dimensões [mm]** | **Massa [kg]** | **Consumo [W]** | **Preço [€]** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Controlo | Cube Red Pro Standard Set | CubePilot | Red Cube + Base + uAvionix ADS-B IN Receiver | 1 | 95x45x30 | 0.324 | 5 | 1326 |
| Navegação | HerePro GNSS | CubePilot | RTK + Heading | 2 | 78(D)x17(H) | 0.202 | 2 | 1800 |
| Carga Útil | STARLING | NextVision | 360° 3 Axis 40x Zoom + EO/IR + IP54 | 1 | 84x82x58 | 0.180 | 10 | 12000 |
| Carga Útil | Livox Avia | Livox | LiDAR FOV 70x77 NR 450m 720k Point Rate 2cm IP67 | 1 | 91x61x65 | 0.498 | 9 | 1800 |
| Carga Útil | TRIP 6 SSD | NextVision | Analise de imagem AI (Auto Tracking & Detection) | 1 | 77x57x29 | 0.140 | 12 | 2500 |
| Carga Útil | FLYC-300-EC-JON16 | Neousys | Analise de nuvem de pontos LiDAR | 1 | 124x123x30.5 | 0.345 | 25 | 1800 |
| Rede | GigaBlox | Botblox | Switch | 1 | 45x45x16 | 0.015 | 0.9 | 100 |
| Comunicações | SkyLink 7100 | Blue Sky | SATCOM e Rede LTE | 1 | 127x203x32 | 0.730 | 7 | 3500 |
| Comunicações | SC4200 OEM | Silvus | Mesh rádio | 1 | 92x55x18 | 0.122 | 25 | 12500 |
| Comunicações | pMDDL900 OEM | Microhard | C2 link | 1 | 27x51x3 | 0.007 | 4 | 700 |
| Comunicações | Crossfire Nano | TBS | RC backup | 1 | 11x18x11 | 0.0005 | 0.2 | 30 |
| Sensores | CUAV Skye 2 | CUAV | Main Pitot Tube 35W Heater | 1 | 102x29.5x28.5 | 0.026 | 35 | 180 |
| Sensores | CUAV Skye 2 Nano | CUAV | Secundary Pitot Tube | 1 | 32x23x16.5 | 0.015 | 0.5 | 80 |
| Servos | SV12S-12 | KST | Servos 1, 2, 3, 4, 5 e 6 | 6 | 30x12x35.5 | 0.088 | 4.8 | 594 |
| Servos | SV12-12 | KST | Servos 7, 8, 9, 10 | 4 | 30x12x35.5 | 0.048 | 6 | 396 |
| Luz | DUAL6 Pro | Tyler Gray | Luzes de Ponta de Asa | 2 | 6.6x55x30 | 0.018 | 8 | 53 |
| Luz | Hemisphere Strobe | uniLIGHT | Faróis de Fuselagem | 2 | 17(D)x5(H) | 0.020 | 2 | 50 |
| Energia | Mauch BEC V3 | Mauch | Regulação | 1 | 60x40x15 | 0.050 | 2 | 150 |
| Sensores | BME688 | Bosch | Detetor Ambiental AI | 1 | 3x3x1 | 0.003 | 0.01 | 25 |
| Sensores | SCD41 | Sensirion | Detetor CO2 | 1 | 10x10x7 | 0.001 | 0.05 | 60 |
| **Total** | – | – | – | – | – | **2.8325** | **190.152** | **39644** |

## C.2 Tabela completa de cobertura LiDAR

A Tabela 54 apresenta a estimativa completa da capacidade de cobertura do sensor LiDAR para diferentes altitudes de operação, considerando uma velocidade de voo de 20 m/s, campo de visão de 70.4°, sobreposição lateral de 30%, duração de aquisição de 20 minutos e taxa de pontos de 720 000 pts/s.

*Tabela 54. Estimativa completa da cobertura LiDAR para diferentes altitudes*

| **Altura [m]** | **Vel. [m/s]** | **FOV [graus]** | **Largura 30% [m]** | **Distância [km]** | **Área [km$^2$]** | **Point rate [pts/s]** | **Densidade [pts/m$^2$]** | **Cell size [m]** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| 50 | 20 | 70.4 | 52.39 | 24 | 1.26 | 720000 | 510.33 | 0.0443 |
| 60 | 20 | 70.4 | 62.87 | 24 | 1.51 | 720000 | 425.28 | 0.0485 |
| 80 | 20 | 70.4 | 83.82 | 24 | 2.01 | 720000 | 318.96 | 0.0559 |
| 100 | 20 | 70.4 | 104.78 | 24 | 2.51 | 720000 | 255.17 | 0.0626 |
| 120 | 20 | 70.4 | 125.73 | 24 | 3.02 | 720000 | 212.64 | 0.0686 |
| 150 | 20 | 70.4 | 157.17 | 24 | 3.77 | 720000 | 170.11 | 0.0767 |
| 200 | 20 | 70.4 | 209.55 | 24 | 5.03 | 720000 | 127.58 | 0.0885 |
| 250 | 20 | 70.4 | 261.94 | 24 | 6.29 | 720000 | 102.07 | 0.0990 |
| 300 | 20 | 70.4 | 314.33 | 24 | 7.54 | 720000 | 85.06 | 0.1084 |
| 350 | 20 | 70.4 | 366.72 | 24 | 8.80 | 720000 | 72.90 | 0.1171 |
| 400 | 20 | 70.4 | 419.11 | 24 | 10.06 | 720000 | 63.79 | 0.1252 |

# D Tabela completa de massas e coordenadas para o cálculo do centro de gravidade

*Tabela 55. Tabela completa utilizada no cálculo do centro de gravidade*

| **Componente** | **Massa [kg]** | $x_{CG}$ **[m]** | $y_{CG}$ **[m]** | $z_{CG}$ **[m]** |
|---|---|---|---|---|
| **SISTEMAS E CARGA ÚTIL** | | | | |
| STARLING | 0.180 | -0.020 | 0.000 | -0.145 |
| Cube Red Pro Standard Set | 0.324 | 0.292 | 0.000 | 0.000 |
| HerePro GNSS 1 | 0.101 | 0.028 | 0.000 | 0.040 |
| GigaBlox | 0.015 | 0.160 | -0.070 | 0.035 |
| FLYC-300-EC-JON16 | 0.345 | 0.180 | 0.040 | 0.040 |
| Livox Avia | 0.498 | 0.120 | -0.050 | -0.097 |
| TRIP 6 SSD | 0.140 | 0.160 | -0.050 | 0.015 |
| Mauch BEC V3 | 0.050 | 0.220 | -0.070 | 0.007 |
| SkyLink 7100 | 0.730 | 0.030 | 0.000 | 0.015 |
| SC4200 OEM | 0.122 | 0.310 | 0.060 | 0.010 |
| pMDDL900 OEM | 0.007 | 0.290 | -0.060 | 0.001 |
| Crossfire Nano | 0.0005 | 0.340 | -0.060 | 0.005 |
| SCD41 | 0.001 | 0.450 | 0.050 | 0.005 |
| BME688 | 0.003 | 0.450 | -0.060 | 0.052 |
| HerePro GNSS 2 | 0.101 | 0.420 | 0.000 | 0.000 |
| **Main Wing** | | | | |
| Servo 1 | 0.012 | 0.462 | -1.580 | 0.040 |
| Servo 2 | 0.012 | 0.426 | -1.270 | 0.030 |
| Servo 3 | 0.020 | 0.370 | -0.812 | 0.000 |
| Servo 4 | 0.020 | 0.370 | 0.812 | 0.000 |
| Servo 5 | 0.012 | 0.426 | 1.270 | 0.030 |
| Servo 6 | 0.012 | 0.462 | 1.580 | 0.040 |
| Pitot Principal | 0.026 | 0.100 | 0.500 | 0.000 |
| Pitot Secundario | 0.015 | 0.100 | -0.500 | 0.000 |
| Cabo 1 | 0.026 | 0.300 | -0.791 | 0.040 |
| Cabo 2 | 0.017 | 0.300 | -0.637 | 0.030 |
| Cabo 3 | 0.011 | 0.300 | -0.406 | 0.000 |
| Cabo 4 | 0.011 | 0.300 | 0.406 | 0.000 |
| Cabo 5 | 0.017 | 0.300 | 0.637 | 0.030 |
| Cabo 6 | 0.026 | 0.300 | 0.791 | 0.040 |
| **Parte Superior da Cauda** | | | | |
| Motor 1 | 0.170 | 0.790 | -0.540 | 0.315 |
| Prop 1 | 0.100 | 0.780 | -0.540 | 0.315 |
| ESC 1 | 0.150 | 0.875 | -0.540 | 0.315 |
| Tubeland 1 | 0.050 | 0.875 | -0.540 | 0.315 |
| Servo 7 | 0.012 | 0.900 | -0.185 | 0.110 |
| Motor 2 | 0.170 | 0.790 | 0.540 | 0.315 |
| Prop 2 | 0.100 | 0.780 | 0.540 | 0.315 |
| ESC 2 | 0.150 | 0.875 | 0.540 | 0.315 |
| Tubeland 2 | 0.050 | 0.875 | 0.540 | 0.315 |
| Servo 8 | 0.012 | 0.900 | 0.185 | 0.110 |
| **Parte Inferior da Cauda** | | | | |
| Motor 3 | 0.170 | 0.790 | -0.540 | -0.315 |
| Prop 3 | 0.100 | 0.780 | -0.540 | -0.315 |
| ESC 3 | 0.150 | 0.875 | -0.540 | -0.315 |
| Tubeland 3 | 0.050 | 0.875 | -0.540 | -0.315 |
| Servo 9 | 0.012 | 0.900 | -0.185 | -0.110 |
| Motor 4 | 0.170 | 0.790 | 0.540 | -0.315 |
| Prop 4 | 0.100 | 0.780 | 0.540 | -0.315 |
| ESC 4 | 0.150 | 0.875 | 0.540 | -0.315 |
| Tubeland 4 | 0.050 | 0.875 | 0.540 | -0.315 |
| Servo 10 | 0.012 | 0.900 | 0.185 | -0.110 |
| **PROPULSÃO E ENERGIA** | | | | |
| MOTORCOMB | 1.210 | -0.152 | 0.000 | 0.000 |
| Helice | 0.100 | -0.326 | 0.000 | 0.000 |

| **Componente** | **Massa [kg]** | $x_{CG}$ **[m]** | $y_{CG}$ **[m]** | $z_{CG}$ **[m]** |
|---|---|---|---|---|
| Bomba | 0.060 | -0.152 | 0.000 | 0.000 |
| Estback | 0.250 | 0.800 | 0.000 | 0.000 |
| Cabos | 0.300 | 0.000 | 0.000 | 0.000 |
| Combustivel | 1.200 | 0.292 | 0.000 | 0.000 |
| Tubosmotor | 0.170 | -0.152 | 0.000 | 0.000 |
| Bateria Sistemas | 1.100 | 0.292 | 0.000 | -0.020 |
| Bateria VTOL | 0.321 | 0.200 | 0.000 | 0.000 |
| Fuselagem | 1.370 | 0.203 | 0.000 | -0.004 |
| **ESTRUTURA DA AERONAVE** | | | | |
| Main Wing | 1.580 | 0.270 | 0.000 | 0.0269 |
| Parte Superior da Cauda | 0.200 | 0.848 | 0.000 | 0.135 |
| Parte Inferior da Cauda | 0.200 | 0.847 | 0.000 | -0.136 |
| **Peso total / x,y,z CG** | **12.8435** | **0.292029** | **-0.000811** | **-0.001686** |

# E Propriedades dos materiais utilizados no modelo estrutural.

| **Parâmetro** | **Unidade** | **Material** | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|
| | | **Epoxy carbon woven wet** | **Epoxy E-glass wet** | **Airex** | **Balsa** | **Rohacell** |
| Densidade | [kg/m$^3$] | 1500 | 1850 | 75 | 150 | 31 |
| $E_x$ | [GPa] | 19,28 | 35 | 0,078 | 0,050 | 0,036 |
| $E_y$ | [GPa] | 19,28 | 9 | 0,078 | 0,050 | 0,036 |
| $E_z$ | [GPa] | 2,44 | 9 | 0,078 | 3,000 | 0,036 |
| $\nu_{xy}$ | [-] | 0,04 | 0,28 | 0,30 | 0,30 | 0,38462 |
| $\nu_{yz}$ | [-] | 0,40 | 0,40 | 0,30 | 0,01 | 0,38462 |
| $\nu_{xz}$ | [-] | 0,30 | 0,28 | 0,30 | 0,01 | 0,38462 |
| $G_{xy}$ | [GPa] | 4,47 | 4,70 | 0,030 | 0,015 | 0,013 |
| $G_{yz}$ | [GPa] | 3,657 | 3,50 | 0,030 | 0,160 | 0,013 |
| $G_{xz}$ | [GPa] | 3,657 | 4,70 | 0,030 | 0,160 | 0,013 |
| $\sigma_{tx}$ | [MPa] | 565,69 | 780 | 2,74 | 0,50 | 1,00 |
| $\sigma_{ty}$ | [MPa] | 565,69 | 31 | 2,74 | 0,50 | 1,00 |
| $\sigma_{tz}$ | [MPa] | 55,135 | 31 | 2,74 | 11,70 | 1,00 |
| $\sigma_{cx}$ | [MPa] | -437 | -480 | -1,60 | -0,75 | -0,40 |
| $\sigma_{cy}$ | [MPa] | -437 | -100 | -1,60 | -0,75 | -0,40 |
| $\sigma_{cz}$ | [MPa] | -150 | -100 | -1,60 | -12,80 | -0,40 |
| $\tau_{sxy}$ | [MPa] | 52,87 | 60 | 1,20 | 2,80 | 0,40 |
| $\tau_{syz}$ | [MPa] | 25,61 | 35 | 1,20 | 2,80 | 0,40 |
| $\tau_{sxz}$ | [MPa] | 25,61 | 60 | 1,20 | 2,80 | 0,40 |
| $t_{\text{camada/nucleo}}$ | [mm] | 0,11 | 0,02 | 3 | 2 | 3 |
| Preco | [EUR/m$^2$] | 93,33 | 2,60 | ≈25,30 | 30,03 | ≈125,60 |

## E.1 Estrutura interna, ligações e análise estrutural

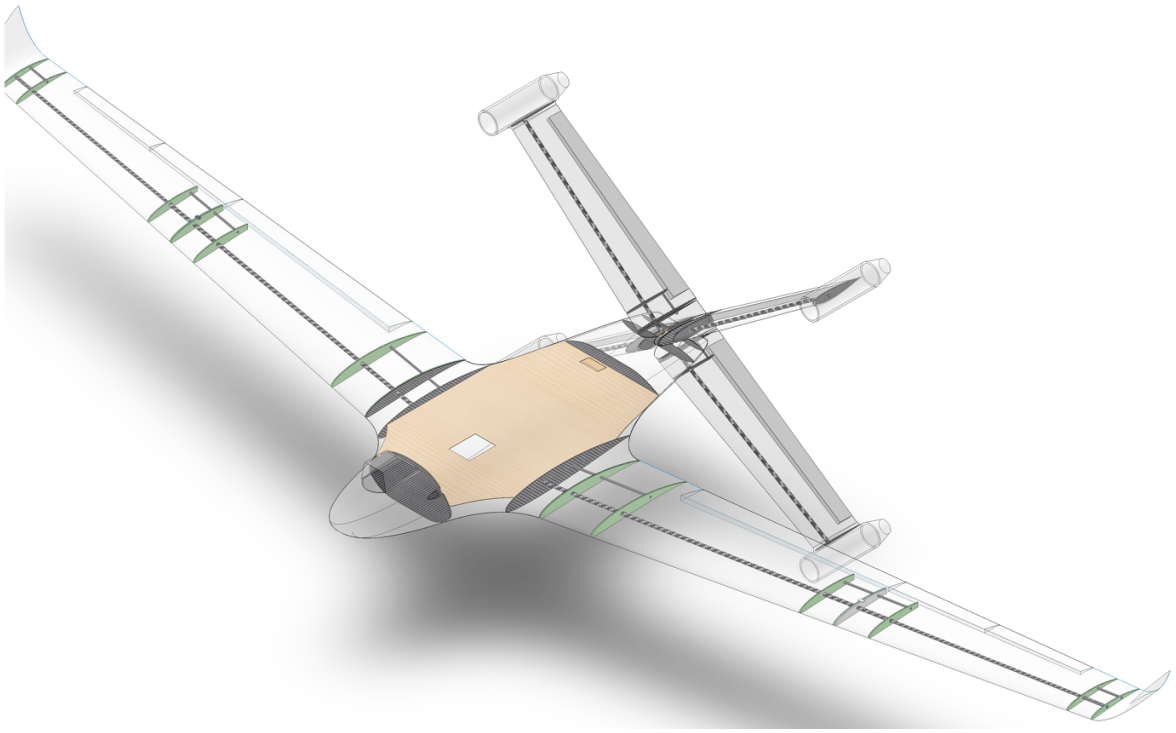


*Figura 49. Vista isométrica da estrutura interna global*

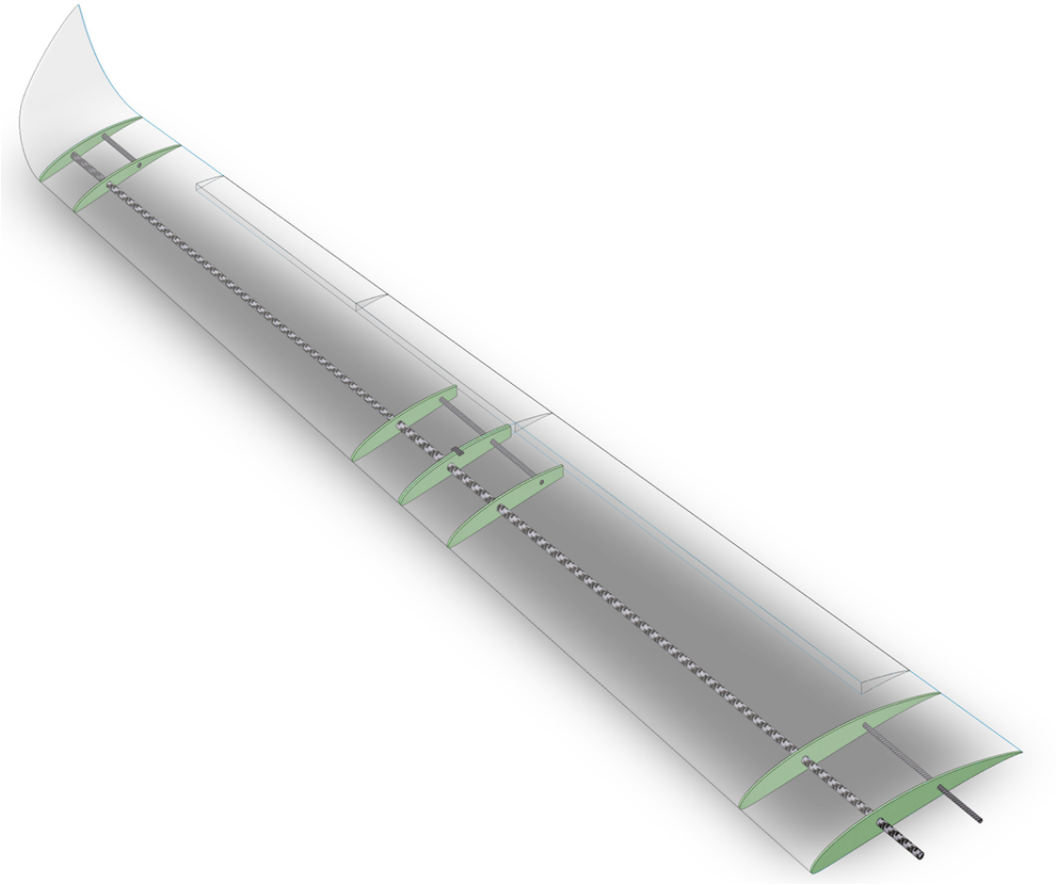


*Figura 50. Estrutura interna da asa*

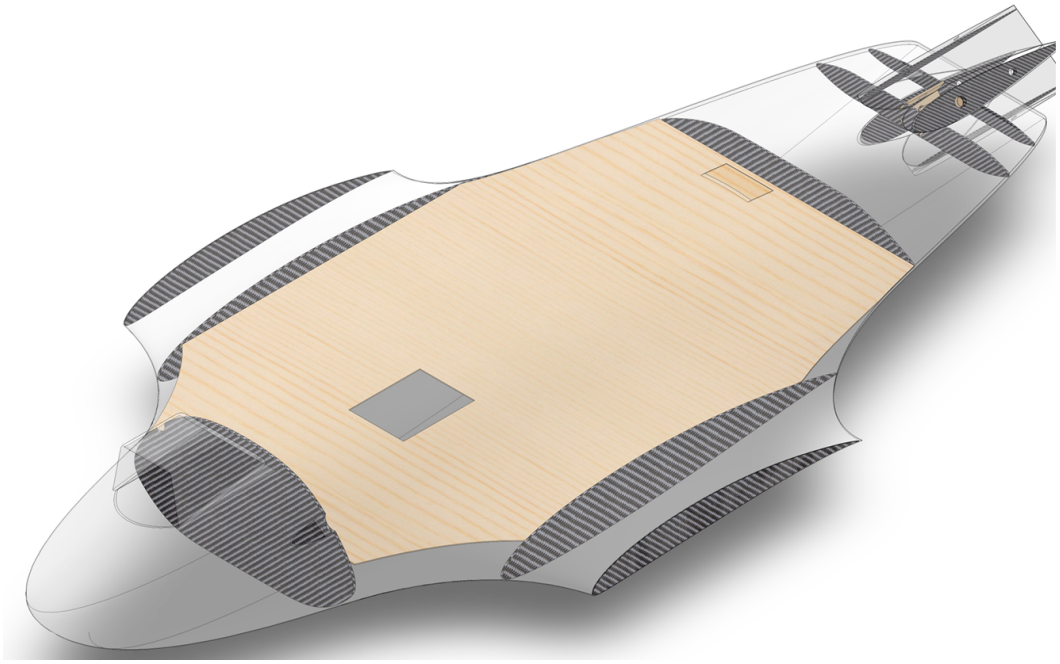


*Figura 51. Estrutura interna da fuselagem*

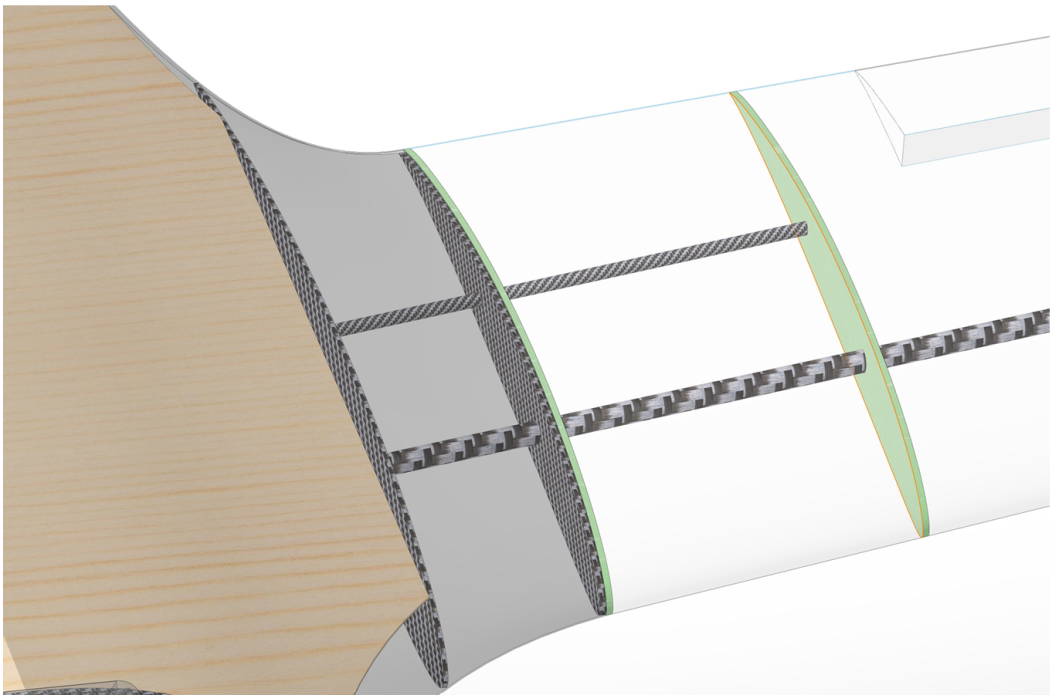


*Figura 52. Ligação asa-fuselagem,*

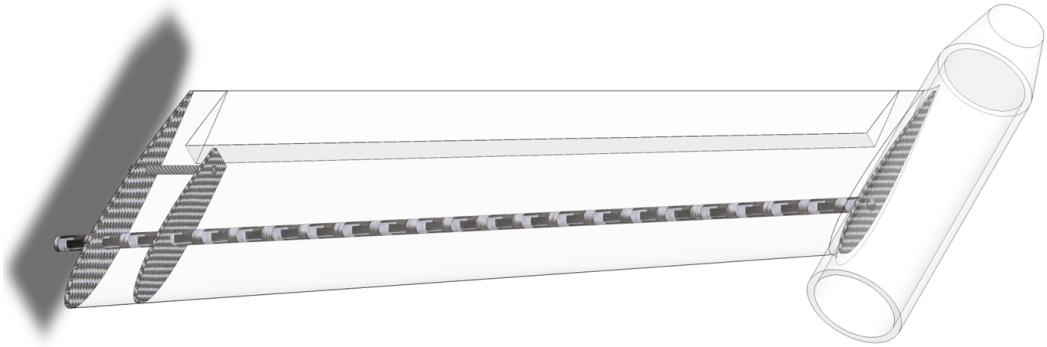


*Figura 53. Estrutura interna da empenagem*

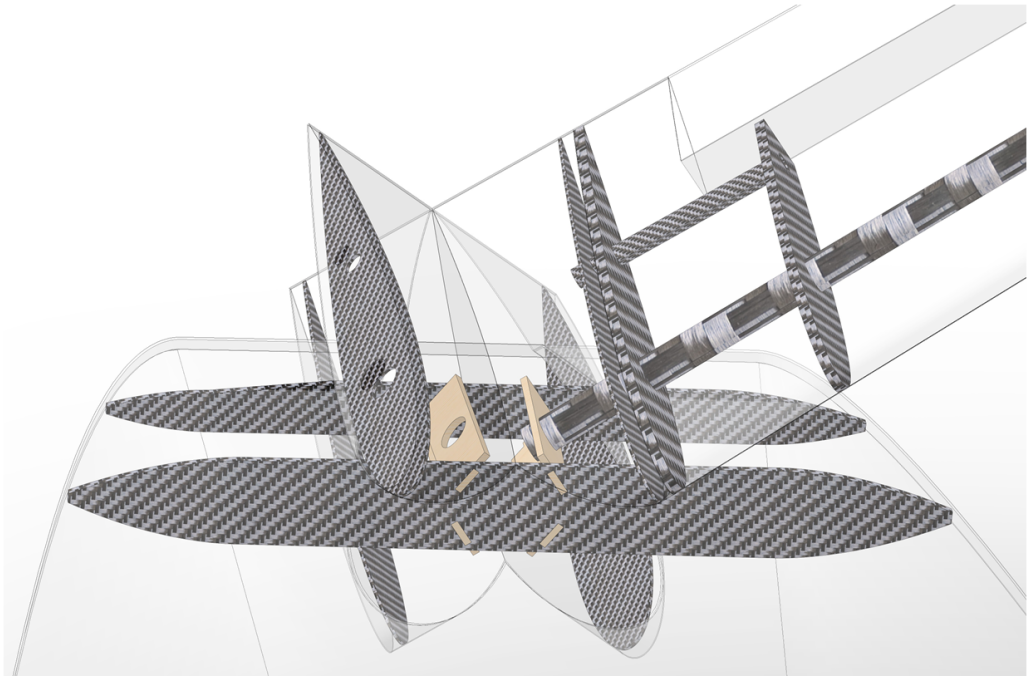


*Figura 54. Ligação das empenagens à fuselagem*



*Figura 55. Encaixe do motor elétrico*

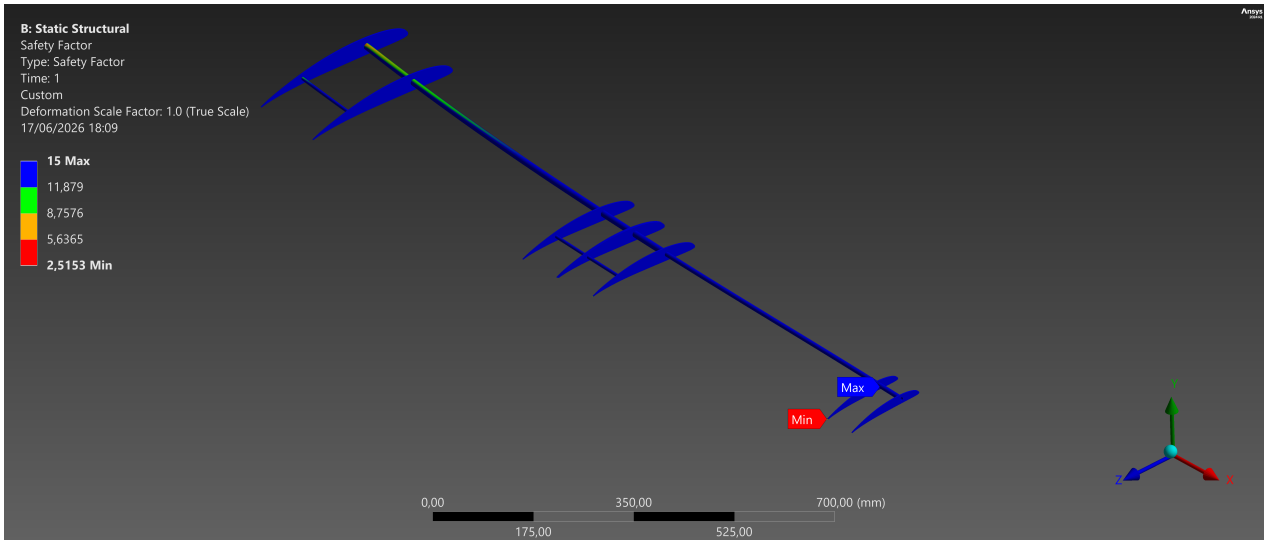



*Figura 56. Fator de segurança das nervuras e longarina*

# F Custo específico unitário do UAV

*Tabela 56. Custo específico unitário do UAV*

| Categoria | Material | Preço [€] |
|---|---|---|
| Asas | Fibra de carbono | 75,51 |
| | Fibra de vidro | 1,83 |
| | Balsa | 14,12 |
| | Nervuras Airex | 1,28 |
| | Longarina – tubo de carbono | 30,14 |
| | Pino de torção – tubo de carbono | 3,38 |
| Fuselagem | Fibra de carbono | 117,13 |
| | Fibra de vidro | 5,16 |
| | Balsa | 42,17 |
| | Contraplacado | 36,91 |
| | Parede de fogo do motor – CFRC | 11,90 |
| Empenagens | Fibra de carbono | 18,34 |
| | Balsa | 3,57 |
| | Rohacell | 2,02 |
| | Borrachas/TPU | 2,90 |
| Sistema propulsivo | Motor combustão 3W-28i | 712,00 |
| | Hélice Falcon 18x10 Carbon Propeller | 73,90 |
| | 4× motores elétricos MN501-S IP45 KV240 | 399,60 |
| | 4× Aeronaut Foldable 18x6 | 54,00 |
| | ESC Xrotor H60A 6S FOC/BLDC | 60,02 |
| | Bateria principal | 84,56 |
| | Bateria secundária | 44,05 |
| | Alternador | 258,42 |
| Carga útil | Cube Red Pro Standard Set | 1326,00 |
| | HerePro GNSS | 1800,00 |
| | STARLING | 12000,00 |
| | Livox Avia | 1800,00 |
| | TRIP 6 SSD | 2500,00 |
| | FLYC-300-EG-JON16 | 1800,00 |
| | GigaBlox | 100,00 |
| | Skylink 1100 | 3500,00 |
| | SC4200 OEM | 12500,00 |
| | pMODL900 OEM | 700,00 |
| | Crossfire Nano | 30,00 |
| | CUAV Skye 2 | 180,00 |
| | CUAV Skye 2 Nano | 80,00 |
| | SV12S-12 | 534,00 |
| | SV12-12 | 396,00 |
| | DUAL6 Pro | 53,00 |
| | Hemisphere Strobe | 50,00 |
| | Mauch BEC V3 | 150,00 |
| | BME688 | 25,00 |
| | SCD41 | 60,00 |
| Extras | * | 1000,00 |
| Laminação | Resina epóxi | 83,66 |
| | Endurecedor | 33,34 |
| | Copos de mistura | 10,80 |
| | Pincéis e trinchas | 66,50 |
| | Luvas | 35,00 |
| | Máscaras | 14,25 |
| | Agente desmoldante PVA | 25,50 |
| | Peel ply | 63,90 |
| | Release film | 29,80 |
| | Breather/Bleeder | 136,20 |
| | Saco de vácuo | 172,80 |
| | Fita vedante de vácuo | 79,80 |
| | Pano de microfibras | 10,78 |
| | Lixas de água | 38,67 |
| Extras de laminação | Fitas auxiliares de montagem e acabamento | 78,46 |
| | Colas de cianoacrilato | 22,76 |
| | X-atos e lâminas de corte | 24,04 |
| | Cola epóxi de montagem | 44,25 |
| | Consumíveis adicionais e margem de desperdício | 55,30 |

# Referências


[1] Gamboa, P. V., Silva, J. M. A., *Estruturas Aeroespaciais I (15089): Apontamentos da Unidade Curricular*, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2025/2026. Disponível em: https://www.pgamboa.ubi.pt/pessoal/10362/10362.htm. Consultado em junho de 2026.

[2] Gamboa, P. V., Silva, J. M. A., *Análise de Estruturas*, Estruturas Aeroespaciais I, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2014–2025. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/10362/apontamentos/03-AnaliseEstruturas.pdf. Consultado em junho de 2026.

[3] Gamboa, P. V., *Estruturas Aeroespaciais II (15095): Apontamentos da Unidade Curricular*, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2025/2026. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15095/15095.htm. Consultado em junho de 2026.

[4] Gamboa, P. V., *Estruturas em Materiais Compósitos*, Estruturas Aeroespaciais II (15095), Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2026. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15095/apontamentos/01-EstruturasMateriaisCompositos.pdf. Consultado em junho de 2026.

[5] Gamboa, P. V., *Métodos Computacionais para Análise Estrutural*, Estruturas Aeroespaciais II (15095), Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2026. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15095/apontamentos/02-MetodosComputacionaisAnaliseEstrutural.pdf. Consultado em junho de 2026.

[6] Gamboa, P. V., *Introduction to Aeroelasticity*, Estruturas Aeroespaciais II (15095), Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2014–2024. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15095/apontamentos/04-IntroducaoAeroelasticidade.pdf. Consultado em junho de 2026.

[7] Gamboa, P. V., *Projeto de Aeronaves (15096): Apontamentos da Unidade Curricular*, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Covilhã, 2025/2026. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15096/15096.htm. Consultado em junho de 2026.

[8] Gamboa, P. V., *Introdução à Unidade Curricular*, Projeto de Aeronaves (15096), Licenciatura em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2025. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15096/apontamentos/capitulo01.pdf. Consultado em junho de 2026.

[9] Gamboa, P. V., *O Processo de Projeto de Aeronaves*, Projeto de Aeronaves (15096), Licenciatura em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2024. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15096/apontamentos/capitulo02.pdf. Consultado em junho de 2026.

[10] Gamboa, P. V., *Seleção do Perfil e da Geometria da Asa e da Cauda*, Projeto de Aeronaves (15096), Licenciatura em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2024. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15096/apontamentos/capitulo05.pdf. Consultado em junho de 2026.

[11] Gamboa, P. V., *Configuração e Desenho*, Projeto de Aeronaves (15096), Licenciatura em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2024. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15096/apontamentos/capitulo07.pdf. Consultado em junho de 2026.

[12] Gamboa, P. V., *Aerodinâmica*, Projeto de Aeronaves (15096), Licenciatura em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2025. Disponível em: https://pgamboa.ubi.pt/pessoal/15096/apontamentos/capitulo13.pdf. Consultado em junho de 2026.

[13] Gamboa, P. V., *Estudos Paramétricos no Projeto de Aeronaves*, Projeto de Aeronaves (15096), Licenciatura em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2024. Disponível em: https://www.pgamboa.ubi.pt/pessoal/15096/apontamentos/capitulo20.pdf. Consultado em junho de 2026.

[14] Silvestre, M. A. R., *Applied Aerodynamics: Class 19, Chapter 3 – 3D Bodies, 3.2 Finite Wings*, Aerodinâmica Aplicada (UC15091), Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, 2025/2026.

Anderson, J. D., *Fundamentals of Aerodynamics*, 7th ed., McGraw-Hill Education, 2024.

M&H Soaring, *Winglets*, M&H Soaring, 2012. Disponível em: `https://www.mandhsoaring.com/winglets.html`. Consultado em junho de 2026.

XFLR5, *Analysis Tool for Airfoils, Wings and Planes Operating at Low Reynolds Numbers*. Disponível em: `https://www.xflr5.tech/`. Consultado em junho de 2026.

Deperrois, A., *XFLR5 Guidelines: Analysis of Foils and Wings Operating at Low Reynolds Numbers*, XFLR5 Documentation, 2011.

"'latex

European Union Aviation Safety Agency, *Easy Access Rules for Normal-Category Aeroplanes (CS-23)*, EASA, 2026. Disponível em: `https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-normal-cat` Consultado em junho de 2026.

European Union Aviation Safety Agency, *Easy Access Rules for Very Light Aeroplanes (CS-VLA)*, EASA, 2026. Disponível em: `https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-very-light-aerop` Consultado em junho de 2026.

3W Modellmotoren, *3W-28i Gasoline Engine*, 3W Modellmotoren. Disponível em: `https://3w-modellmotoren.de/produkt/3w-28i/?lang=en`. Consultado em junho de 2026.

Falcon, *Falcon Electric Two-Blade Carbon Propeller 18x10*, Flash RC. Disponível em: `https://www.flashrc.com/en/falcon/1000076-falcon-electric-two-blade-carbon-propeller-18x10.html`. Consultado em junho de 2026.

T-Motor, *MN501-S KV240 Motor – Navigator Type*, T-Motor Store. Disponível em: `https://store.tmotor.com/product/mn501-s-kv240-motor-navigator-type.html`. Consultado em junho de 2026.

Hobbywing, *XRotor H60A 6S/14S BLDC/FOC Electronic Speed Controller*, Hobbywing. Disponível em: `https://www.hobbywing.com/en/products/xrotorh60a`. Consultado em junho de 2026.

SMC, *SMC HCL-HV2 Flight 22.8V/6S 5900mAh 90C LiPo Battery XT90*, Unmanned Tech. Disponível em: `https://www.unmannedtechshop.co.uk/products/smc-hcl-hv2-flight-22-8v-6s-5900mah-90c-lipo-battery-xt90`. Consultado em junho de 2026.

Tattu, *Tattu R-Line 22.2V 2200mAh 6S 95C LiPo Battery*, GetFPV. Disponível em: `https://www.getfpv.com/tattu-r-line-22-2v-2200mah-6s-95c-lipo-battery-xt60.html`. Consultado em junho de 2026.

Easy Composites, *Advanced Composite Materials, Equipment and Training*, Easy Composites Ltd. Disponível em: `https://www.easycomposites.eu/`. Consultado em junho de 2026.

flow5, *flow5: Preliminary Design Tool for Wings, Planes, Hydrofoils and Sails*, flow5. Disponível em: `https://flow5.tech/`. Consultado em junho de 2026. "'

ANSYS Inc., *ANSYS Fluent Theory Guide*, Release 2026 R1, ANSYS Inc., 2026.

Livox, *Livox Avia LiDAR Sensor Specifications*. Disponível em: `https://www.livoxtech.com/avia/specs`. Consultado em junho de 2026.

United States Geological Survey, *Topographic Data Quality Levels for 3D Elevation Program LiDAR Data*. Disponível em: `https://www.usgs.gov/3d-elevation-program/topographic-data-quality-levels-qls`. Consultado em junho de 2026.

CubePilot, *Cube Red Specifications*. Disponível em: `https://docs.cubepilot.org/user-guides/autopilot/cube-red/specifications`. Consultado em junho de 2026.

CubePilot, *ADS-B IN Carrier Board Documentation*. Disponível em: `https://docs.cubepilot.org/user-guides/carrier-boards/ads-b-carrier-board`. Consultado em junho de 2026.

Livox, *Avia LiDAR Sensor: Product Overview*. Disponível em: https://www.livoxtech.com/avia. Consultado em junho de 2026.

NextVision Stabilized Systems, *Micro Stabilized EO/IR Camera Systems*. Disponível em: https://nextvision-sys.com/. Consultado em junho de 2026.

Silvus Technologies, *StreamCaster Tactical MANET Radios*. Disponível em: https://silvustechnologies.com/products/streamcaster-radios/. Consultado em junho de 2026.

Silvus Technologies, *StreamCaster 4200 Enhanced Plus*. Disponível em: https://silvustechnologies.com/products/streamcaster-4200-enhanced-plus/. Consultado em junho de 2026.

Microhard Systems Inc., *pMDDL900 Miniature 2X2 MIMO OEM 900 MHz Digital Data Link*. Disponível em: https://www.microhardcorp.com/pMDDL900.php. Consultado em junho de 2026.

Blue Sky Network, *SkyLink 7100 UAV IP Datalink Solution Brochure*, 2022.

T-Motor, *U8 Lite Efficiency Type Multirotor UAV Motor KV190*. Disponível em: https://store.tmotor.com/product/u8-lite-u-efficiency-kv190.html. Consultado em junho de 2026.

Easy Composites, *How to Hand Laminate and Vacuum Bag a Simple Carbon Fibre Part*. Disponível em: https://www.easycomposites.eu/learning/hand-laminate-vacuum-bag-simple-part. Consultado em junho de 2026.

Easy Composites, *90 g ProFinish Plain Weave 1k Carbon Fibre Cloth*. Disponível em: https://www.easycomposites.eu/90g-profinish-plain-weave-1k-carbon-fibre-cloth. Consultado em junho de 2026.

3A Composites Core Materials, *AIREX C70 Universal Structural Foam: Technical Data Sheet*, 2022.

Evonik, *ROHACELL PMI Foam: High-Performance Lightweight Foam Cores*. Disponível em: https://performance-foams.evonik.com/en/products-and-solutions/rohacell. Consultado em junho de 2026.

Evonik, *ROHACELL 71 IG-F Technical Data Sheet*, 2022.

Sika, *SikaBlock Block Materials for Model and Mold Manufacturing*. Disponível em: https://industry.sika.com/en/home/advanced-resins/model-and-mold-manufacturing/block-materials.html. Consultado em junho de 2026.

Sika, *General Guideline: Milling Parameters for SikaBlock Materials*, Sika Services AG, 2026.

Composite Materials Handbook-17, *Polymer Matrix Composites: Materials Usage, Design, and Analysis*, CMH-17, SAE International.

Insitu, *ScanEagle Unmanned Aircraft System*. Disponível em: https://www.insitu.com/products/scaneagle. Consultado em junho de 2026.

TEKEVER, *AR3 EVO Unmanned Aerial System*. Disponível em: https://www.tekever.com/ar3-evo/. Consultado em junho de 2026.

JOUAV, *CW-25E Long Endurance Electric Fixed-Wing VTOL Drone*. Disponível em: https://www.jouav.com/products/cw-25e.html. Consultado em junho de 2026.

UAV Factory, *Penguin C Mk2 UAS Datasheet*, 2020.