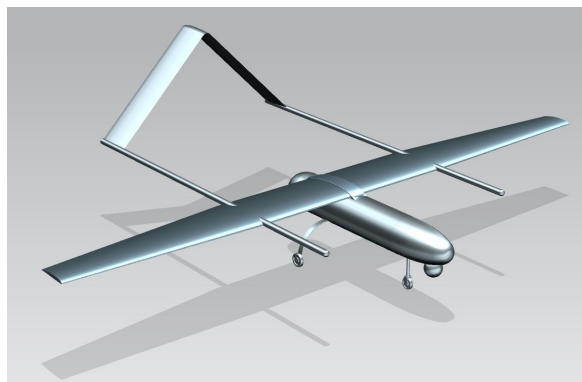




Academia da Força Aérea



## **Projeto Estrutural de um Veículo Aéreo Não Tripulado com uma Célula de Combustível de Hidrogénio**

**Paulo Jorge Pinto Sá**

ALF/ENGAER 139432-A

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

### **Ciências Militares Aeronáuticas na especialidade de Engenharia Aeronáutica**

#### **Júri**

Presidente: COR/ENGAER Luís António Monteiro Pessanha

Orientador: MAJ/ENGAER Luís Filipe da Silva Félix

Prof. André Calado Marta

Vogal: Prof. Pedro Vieira Gamboa

**Sintra, Dezembro 2021**



Those who dare to fail miserably can achieve greatly.

John F. Kennedy



## **Agradecimentos**

Em primeiro lugar, quero deixar um agradecimento especial aos meus orientadores, Major Luís Félix e Professor André Marta, pela ajuda, partilha de conhecimento e conselhos fornecidos. Esta dissertação não seria possível sem a disponibilidade e boa fé demonstrada.

Aos meus amigos, pela paciência, preocupação e suporte incondicional mesmo nos momentos mais difíceis.

Aos meus camaradas de curso, Distintos, pela amizade, apoio e entreaajuda. Este percurso foi enriquecido com a vossa presença. Partilho o meu orgulho em pertencer a este grupo de pessoas excepcionais.

Quero agradecer em particular aos meus camaradas de especialidade Bernardo Alves, Vasco Coelho, e Pedro Silva, pelo companheirismo, amizade, boa disposição e sofrimento partilhados. Este percurso foi possível graças à vossa presença e ajuda.

Por fim, quero agradecer à minha mãe e ao meu pai pelo suporte inabalável que me proporcionaram ao longo do meu percurso académico. A paciência, preocupação, amor e conselhos que partilharam comigo ajudaram-me, não só a atingir os meus objetivos, mas também a formar-me moralmente. Sou grato pela vossa presença na minha vida.



## Resumo

Recentemente, o hidrogénio tem vindo a ganhar relevância no contexto nacional como fonte de armazenamento de energia renovável. Segundo a “Visão Estratégica para o Plano de Recuperação Económica de Portugal 2020-2030”, o hidrogénio é fundamental para atingir o objetivo político de neutralidade carbónica e sustentabilidade. Neste sentido, a Força Aérea Portuguesa (FAP) criou um projeto para um Veículo Aéreo Não-Tripulado (VANT) elétrico, com hidrogénio como fonte de armazenamento de energia, em detrimento das baterias de lítio. A transformação de energia é efetuada por uma célula de combustível de hidrogénio. A presente dissertação tem como objetivo o projeto estrutural do VANT. Primeiramente, elaborou-se o projeto conceptual, no qual se definiu a geometria da aeronave e respetivo envelope de voo, para determinar o fator de carga de projeto. Adicionalmente, efetuou-se um estudo de mercado para avaliar a percentagem de peso estrutural expectável para um VANT deste género. No projeto preliminar definiu-se os materiais compósitos usados e respetivas propriedades mecânicas, a partir das quais se calculou os laminados necessários numa longarina preliminar. Posteriormente, avaliou-se a distribuição dos componentes pela aeronave, calculando o peso total do VANT e respetivo centro de gravidade. Finalmente, o projeto detalhado realizou-se através de modelação em Desenho Assistido por Computador (CAD), a partir da qual se efetuou uma Análise de Elementos Finitos (FEA) para confirmar se os laminados atribuídos à estrutura da asa cumpriam os requisitos estipulados. Verificou-se que a configuração seleccionada suporta a condição de carga crítica, estando o peso estrutural dentro do previsto.

**Palavras-chave:** FAP, VANT, CAD, FEA, Materiais Compósitos.



## Abstract

Recently, hydrogen has gained relevance in the national context, as a source of storage of renewable energy. According to the “Strategic Vision for Portugal’s Economic Recovery Plan 2020-2030”, hydrogen is essential to achieve the political objective of carbon neutrality and sustainability. In this sense, the Portuguese Air Force (FAP) created a project for an Unmanned Aerial Vehicle (UAV), with hydrogen as a source of energy storage, in detriment to lithium batteries. Energy transformation is carried out by an hydrogen fuel cell. This dissertation aims at the structural design of the UAV. Firstly, the conceptual design was made, in which the aircraft geometry and its flight envelope were defined to determine the design load factor. Additionally, a market study was carried out to assess the expected structural weight percentage for a UAV of this type. In the preliminary design, the composite materials and their mechanical properties were defined, from which the necessary laminates for a preliminary spar were calculated. Subsequently, the distribution of components throughout the aircraft was evaluated, calculating the total weight of the UAV and its center of gravity. Finally, the detailed design was carried out through modeling in Computer Aided Design (CAD), from which a Finite Element Analysis (FEA) was produced to confirm whether the laminates assigned to the structure met the requirements stipulated. It was found that the selected configuration supports the critical load condition, with the structural weight being within the expected values.

**Keywords:** FAP, UAV, CAD, FEA, Composite Materials.



# Conteúdo

Agradecimentos . . . . .	v
Resumo . . . . .	vii
Abstract . . . . .	ix
Lista de Tabelas . . . . .	xiii
Lista de Figuras . . . . .	xv
Abreviaturas . . . . .	xvii
Lista de Símbolos . . . . .	xix
<b>1 Introdução</b>	<b>1</b>
1.1 Motivação . . . . .	1
1.2 Estrutura do Projeto do VANT com Hidrogénio . . . . .	2
1.3 Objetivos . . . . .	3
1.4 Estrutura da Dissertação . . . . .	4
<b>2 Contexto Teórico Estrutural e Estado da Arte</b>	<b>5</b>
2.1 Considerações Estruturais . . . . .	5
2.2 Análise Estrutural . . . . .	8
2.2.1 Método Analítico com Recurso a Mecânica dos Sólidos . . . . .	8
2.2.2 Método Numérico com Recurso a Análise de Elementos Finitos . . . . .	13
2.3 Materiais Compósitos . . . . .	16
2.3.1 Princípios Básicos . . . . .	16
2.3.2 Técnicas de Fabrico . . . . .	17
<b>3 Projeto Conceptual</b>	<b>21</b>
3.1 Geometria e Dimensões . . . . .	21
3.2 Modelo de Estimativa do Peso Inicial . . . . .	22
3.3 Envelope de Voo . . . . .	24
3.3.1 Fator de Carga . . . . .	24
3.3.2 Diagrama V-n de manobra . . . . .	24
3.3.3 Diagrama V-n de rajada . . . . .	27
3.4 Dimensionamento Analítico da Longarina Principal . . . . .	29

<b>4</b>	<b>Projeto Preliminar</b>	<b>33</b>
4.1	Seleção de Materiais e Respetivas Propriedades Mecânicas . . . . .	33
4.2	Projeto da Longarina Principal da Asa . . . . .	36
4.3	Distribuição de Massa e Centro de Gravidade . . . . .	40
4.3.1	Fuselagem . . . . .	41
4.3.2	Cones de Cauda . . . . .	43
4.3.3	Cauda . . . . .	43
4.3.4	Asa . . . . .	44
4.3.5	Cablagem . . . . .	44
4.3.6	Trem de Aterragem . . . . .	45
4.3.7	Centro de Gravidade e Massa Total . . . . .	45
4.3.8	Massa Estrutural . . . . .	46
<b>5</b>	<b>Projeto Estrutural Detalhado</b>	<b>47</b>
5.1	Modelo CAD . . . . .	47
5.1.1	Asa . . . . .	48
5.1.2	Fuselagem . . . . .	50
5.1.3	Cauda e Cones de Cauda . . . . .	51
5.1.4	Trem de aterragem . . . . .	52
5.2	Análise de Elementos Finitos . . . . .	52
5.2.1	Malha e Tipo de Elementos . . . . .	52
5.2.2	Modelação de Materiais Compósitos . . . . .	54
5.2.3	Condições de Fronteira e Cargas Aplicadas . . . . .	54
5.3	Estudo Paramétrico da Longarina da Asa . . . . .	55
5.3.1	Validação do Método Aplicado . . . . .	55
5.3.2	Efeito das Propriedades do Laminado . . . . .	56
5.4	Distribuição de Cargas Aerodinâmicas na Asa . . . . .	61
5.5	Análise Estrutural da Asa . . . . .	62
5.5.1	Constituição Material da Estrutura . . . . .	62
5.5.2	Estudo de Convergência da Malha . . . . .	63
5.5.3	Resultados Obtidos . . . . .	65
<b>6</b>	<b>Conclusão</b>	<b>71</b>
6.1	Metas Alcançadas . . . . .	71
6.2	Trabalho Futuro . . . . .	72
	<b>Bibliografia</b>	<b>75</b>
<b>A</b>	<b>Problemas de Implementação no software Siemens NX</b>	<b>79</b>
<b>B</b>	<b>Informações sobre os Perfis Alares</b>	<b>81</b>

# Lista de Tabelas

1.1	Requisitos propostos pelo CIAFA. . . . .	3
3.1	Dados referentes à geometria do VANT. . . . .	22
3.2	VANT considerados como base de dados e respetivos parâmetros de projeto. . . . .	23
3.3	Dados referentes às rajadas de vento segundo Corke (2003). . . . .	27
3.4	Propriedades do alumínio 8090-T651, retiradas de MakeltFrom (2020). . . . .	29
3.5	Pesos da longarina para as diferentes secções transversais. . . . .	31
3.6	Dimensões optimizadas da secção retangular oca. . . . .	31
4.1	Amortecimento de vibração (Hollmann, 2003). . . . .	34
4.2	Materiais para construção de compósitos disponíveis no CIAFA. . . . .	34
4.3	Propriedades mecânicas da fibra de carbono unidirecional. . . . .	35
4.4	Propriedades mecânicas da fibra de carbono bidirecional . . . . .	35
4.5	Propriedades mecânicas utilizadas para simulação dos materiais utilizados na estrutura. . . . .	36
4.6	Dimensões da longarina para o estudo preliminar. . . . .	37
4.7	Carregamento da longarina e espessura do laminado. . . . .	39
4.8	Distribuição de lâminas ao longo da envergadura da longarina. . . . .	39
4.9	Cálculo do centro de gravidade da fuselagem. . . . .	42
4.10	Cálculo do centro de gravidade dos cones de cauda. . . . .	43
4.11	Cálculo do centro de gravidade da cauda. . . . .	43
4.12	Cálculo do centro de gravidade da asa. . . . .	44
4.13	Cálculo do massa da cablagem. . . . .	44
4.14	Peso do trem de aterragem. . . . .	45
4.15	Localização do centro de gravidade e estimativa da massa total. . . . .	45
4.16	Massa estrutural do VANT. . . . .	46
5.1	Distribuição das nervuras ao longo da longarina. . . . .	49
5.2	Distribuição dos empilhamentos de laminado ao longo da longarina. . . . .	57
5.3	Valores máximos de deslocamento e tensão para cada simulação com respetivo peso estrutural. . . . .	58
5.4	Dados do estudo de convergência da malha. . . . .	64
5.5	Empilhamento nos componentes da asa. . . . .	68

5.6	Massa dos componentes da asa. . . . .	69
B.1	Coordenadas unitárias do perfil alar SG6042 . . . . .	82
B.2	Coordenadas unitárias do perfil alar NACA 0008 . . . . .	83

# Lista de Figuras

1.1	Sistema de energia do veículo Toyota Mirai (Toyota Motor Corporation , 2021). . . . .	1
1.2	Exemplo de uma célula de combustível de hidrogénio (Intelligent Energy , 2020). . . . .	1
2.1	Exemplo de um VANT VTOL, Drone Engr (n.d.). . . . .	5
2.2	Componentes constituintes da asa, Fernandes (2008). . . . .	6
2.3	Configurações da secção transversal de uma longarina: (a) Em I, Lamarre (2018); (b) circular, Mugin (n.d.); (c) retangular do tipo viga em caixão, Lamarre (2018). . . . .	7
2.4	Configurações de nervuras: (a) verdadeira, Aircraft Systems Tech (2021); (b) falsa, Fernandes (2008). . . . .	7
2.5	Configurações de fuselagem, Aircraft Systems Tech (2021): (a) treliça; (b) monocoque; (c) semi-monocoque. . . . .	7
2.6	Sistema de coordenadas local e global de uma lâmina, Ramos (2015). . . . .	11
2.7	Processo de análise de elementos finitos, adaptado de Niu (1999). . . . .	14
2.8	Elementos finitos triangulares 2D, Siemens (2019b). . . . .	15
2.9	Elementos finitos quadriláteros 2D, Siemens (2019b). . . . .	15
2.10	Moldagem do núcleo com recurso a uma máquina de CNC, Cook (2019). . . . .	18
2.11	<i>Wet layup</i> com molde, <i>Wet Hand Layup Molding</i> (n.d.). . . . .	19
2.12	Exemplo de um compósito com sanduíche de espuma, Azmi, Abdullah, and Idris (2013). . . . .	20
3.1	Vista de topo do modelo obtido . . . . .	21
3.2	(a) massa estrutural vs MTOW; (b) massa vazia vs MTOW. . . . .	23
3.3	Diagrama de manobrabilidade (V-n). . . . .	27
3.4	Diagrama de rajadas (V-g). . . . .	28
3.5	Diagrama do envelope de voo. . . . .	28
3.6	Viga encastrada com duas cargas distribuídas diferenciadas. . . . .	29
3.7	Gráficos relativos à avaliação das tensões de corte e momentos fletores: (a) diagrama de corte; (b) diagrama do momento de flexão. . . . .	30
3.8	Secções transversais: (a) circular oca; (b) retangular oca; (c) em I. . . . .	30
3.9	Deslocamento da viga ao longo do comprimento. . . . .	32
3.10	Diagrama de stress de flexão. . . . .	32
4.1	Gráfico S-N de fadiga (Hollmann, 2003). . . . .	34

4.2	Tensões registadas ao longo da longarina preliminar com espessura de banzos constante.	38
4.3	Tensões registadas ao longo da longarina preliminar para a distribuição de lâminas ideal.	40
4.4	Distribuição dos componentes ao longo da fuselagem.	41
5.1	Exemplo de uma lista de parâmetros utilizados durante a modelação.	48
5.2	Modelo CAD da Asa	48
5.3	Detalhes do modelo CAD da asa.	49
5.4	Modelo CAD da fuselagem.	50
5.5	Modelo CAD de um exemplo da estrutura de fixação da asa.	50
5.6	Modelo CAD do <i>boom</i> .	51
5.7	Modelo CAD da cauda.	51
5.8	Aplicação da cauda aos cones de cauda e asa.	51
5.9	Modelo CAD do trem de aterragem.	52
5.10	Modelo CAD do VANT completo.	53
5.11	Exemplos de malha 2D.	53
5.12	Estudo da longarina preliminar	56
5.13	Tensões máximas ao longo do banzo superior da longarina de espessura constante.	56
5.14	Tensão máxima para o empilhamento da longarina preliminar.	57
5.15	Deslocamento obtido após simulação.	58
5.16	Evolução do deslocamento da longarina para as diferentes simulações.	59
5.17	Comparação das tensões máximas em cada lâmina para as várias simulações.	59
5.18	Tensões máximas registadas ao longo da longarina da simulação 5.	60
5.19	Distribuição da pressão na asa.	62
5.20	Estudo da convergência da malha para as tensões registadas.	64
5.21	Estudo da convergência da malha para os deslocamentos.	65
5.22	Deslocamento da asa.	65
5.23	Tensões na direção principal $y$ na asa.	66
5.24	Tensões máximas <i>Von Mises</i> na asa.	67
5.25	Tensões máximas <i>Von Mises</i> na nervura 2.	68
B.1	Gráfico da variação de $C_l$ em função de $\alpha$ para o perfil da asa SG6042.	81

# Abreviaturas

**CAD** Desenho Assistido por Computador (*Computer Aided Design*)

**CFD** *Computational Fluid Dynamics*

**CG** Centro de Gravidade

**CIAFA** Centro de Investigação da Academia da Força Aérea

**CNC** *Computer Numeric Control*

**EAS** Velocidade de Ar Equivalente (*Equivalent Air Speed*)

**FAP** Força Aérea Portuguesa

**FEA** Análise de Elementos Finitos (*Finite Element Analysis*)

**FEM** Método de Elementos Finitos (*Finite Element Method*)

**FS** Fator de Segurança

**MTOW** Peso Máximo à Descolagem (*Maximum Take-Off Weight*)

**PVC** Policloreto de vinil (*Polyvinyl chloride*)

**SANT** Sistema Aéreo Não Tripulado

**VANT** Veículo Aéreo Não Tripulado



# Lista de Símbolos

## Simbolos gregos

$\alpha$	Ângulo de ataque
$\Delta_l$	Varição de comprimento num componente
$\epsilon$	Extensão num componente
$\gamma$	Extensão de corte
$\rho$	Densidade de um material
$\sigma$	Tensão num componente
$\tau$	Tensão de corte
$\nu$	Coefficiente de <i>Poisson</i>

## Simbolos romanos

$\bar{c}$	Corda média geométrica
$A$	Área
$a$	Largura da longarina.
$AR$	Razão de aspeto
$B$	Largura do laminado
$b$	Envergadura da asa
$b_{H,tail}$	Envergadura horizontal da cauda
$b_{tect}$	Envergadura da secção retangular da asa
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$c_{root}$	Corda na raiz
$c_{tail}$	Corda na cauda
$c_{tip}$	Corda na ponta

$d$	Diâmetro da fuselagem
$d_{booms}$	Diâmetro dos <i>booms</i>
$d_{te}$	Avanço horizontal do perfil na ponta
$E$	Módulo de <i>Young</i> ou de elasticidade
$F$	Carga aplicada
$f$	Tensão aplicada
$F_{12}$	Coeficiente da relação entre tensões $\sigma_1$ e $\sigma_2$
$G$	Módulo de corte
$g$	aceleração gravitacional da Terra
$H$	Altura da secção
$h$	Distância ao eixo de referência.
$h_{tip}$	Avanço vertical do perfil na ponta
$I$	Momento de inércia da área
$L$	Força de sustentação
$l$	Comprimento da fuselagem
$l_0$	Valor original de uma medida num componente
$l_{booms}$	Comprimento dos <i>booms</i>
$M$	Momento aplicado na secção
$n$	Fator de carga
$q$	Pressão dinâmica
$Re$	Número de <i>Reynolds</i>
$S$	Matriz de flexibilidade ou complacência
$S_{\epsilon,corte}$	Extensão máxima de corte
$S_{corte}$	Carga máxima de corte
$T$	Matriz de transformação
$t$	Espessura do laminado
$U$	Carga aplicada na secção.
$u$	Velocidade da rajada de vento

$V$	Velocidade
$v_f$	Percentagem do volume de fibras
$v_m$	Percentagem do volume de matriz
$W$	Peso
$w$	Carga distribuída na viga
$X_{\epsilon,t}; X_{\epsilon,c}$	Extensão de rotura longitudinal de tração e compressão
$X_t; X_c$	Resistência longitudinal de tração e compressão
$Y_{\epsilon,t}; Y_{\epsilon,c}$	Extensão de rotura transversal de tração e compressão
$Y_t; Y_c$	Resistência transversal de tração e compressão

### **Subscritos**

$\infty$	Escoamento livre de ar
<i>air foil</i>	Perfil alar 2D
<i>clean</i>	Perfil alar sem flaps
<i>dive</i>	Valor em mergulho
<i>e</i>	Valor em cruzeiro
<i>f</i>	Propriedades da fibra
<i>m</i>	Propriedades da matriz
<i>max</i>	valor máximo
<i>min</i>	valor mínimo
<i>root</i>	Valor na raiz
<i>stall</i>	Valor em perda
<i>tip</i>	Valor na ponta



# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1 Motivação

A importância da produção de energia através de meios sustentáveis tem vindo a aumentar consideravelmente nos últimos anos. Fatores como as alterações climáticas e a escassez de combustíveis fósseis no futuro próximo são responsáveis por este panorama. À semelhança do resto da sociedade, também as Forças Armadas têm interesse no estudo e inovação desta área, de modo a assegurar a continuidade das missões, até então, exercidas.

Uma das formas de armazenamento de energia sustentável que tem vindo a ser estudada é o hidrogénio. Durante a última década ocorreram vários avanços tecnológicos relevantes no âmbito da criação de eletricidade com base em hidrogénio. Em específico, a célula de combustível de hidrogénio revela-se como uma das tecnologias mais eficientes, sendo exemplos de sucesso a célula de combustível usada no veículo Toyota Mirai, Figura 1.1, e a célula de combustível usada na aeronáutica, Figura 1.2. A energia eléctrica na célula é produzida através de um processo químico descrito em (Alves et al., 2021), onde os desperdícios da reação são vapor de água e calor.

Neste contexto, a Agência Europeia de Defesa financiou o projeto RESHUB, European Defense Agency (2020), através do *Consultation Forum for Sustainable Energy*. Este projeto tem como objetivos a potenciação da captação de energia por meios renováveis e o desenvolvimento de armazenamento e transporte de hidrogénio pela Europa. De modo semelhante, o hidrogénio como forma de armazenamento de energia também é considerado fundamental para o objetivo político de neutralidade carbónica

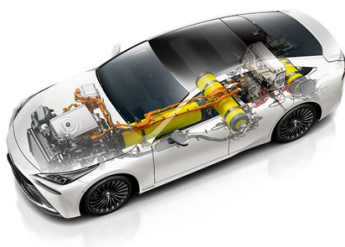


Figura 1.1: Sistema de energia do veículo Toyota Mirai (Toyota Motor Corporation , 2021).



Figura 1.2: Exemplo de uma célula de combustível de hidrogénio (Intelligent Energy , 2020).

e sustentabilidade, como se pode verificar através da "Visão Estratégica para o Plano de Recuperação Económica de Portugal 2020-2030" elaborado por A. C. Silva (2020).

Relativamente à Força Aérea Portuguesa (FAP), a célula de combustível de hidrogénio revela ser uma abordagem bastante interessante. Atualmente, os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) produzidos e desenvolvidos pelo Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) têm como fonte de energia baterias de lítio ou combustíveis fósseis. O uso de baterias de lítio permite a obtenção de tempos de resposta mínimos, associados a uma grande precisão na entrega de potência, conjugado com um formato de tamanho reduzido que facilita o uso em VANT. Por outro lado, apresenta algumas desvantagens como o tempo de carregamento, o número limitado de ciclos de carregamento e a menor densidade energética específica comparativamente aos combustíveis fósseis. Deste modo, a célula de combustível de hidrogénio apresenta-se como uma alternativa aliciante: à semelhança dos combustíveis fósseis, o processo de reabastecimento do tanque é mais rápido comparativamente às baterias, demorando apenas alguns minutos; detém um ciclo de vida bastante superior às baterias; o sistema de energia completo apresenta melhor densidade energética específica.

Tendo em vista a aplicação de novas tecnologias e o desenvolvimento de conhecimento técnico, a FAP, mais precisamente o CIAFA, decidiu criar um novo projeto para um VANT, com requisitos para a instalação de um sistema de energia elétrico baseado na célula de combustível de hidrogénio, avaliando a sua viabilidade comparativamente ao estado da arte em baterias.

## **1.2 Estrutura do Projeto do VANT com Hidrogénio**

O projeto do VANT com célula de combustível de hidrogénio iniciou-se com a elaboração conjunta do projeto conceptual. Com base neste estudo foram obtidas as características geométricas da aeronave, assim como dados relativos ao MTOW, potência necessária para a missão, coeficientes de sustentação e resistência, autonomia e alcance, entre outros parâmetros. Os resultados obtidos foram posteriormente publicados num artigo, Alves et al. (2021). Este projeto conceptual serve como base comum para a equipa de projeto proceder à elaboração das respetivas dissertações individuais.

Deste modo, o projeto do VANT está dividido em quatro áreas diferentes, referentes a quatro propostas de dissertação diferentes: aerodinâmica desenvolvida por V. Coelho (2021), propulsão desenvolvida por P. Silva (2021), optimização multidisciplinar desenvolvida por Alves (2021) e estrutura abordada na presente dissertação. Acrescenta-se a este projeto duas propostas de dissertação referentes aos elementos aviónicos do VANT: piloto automático desenvolvido por Santos (2021) e sistema elétrico e aviónicos desenvolvido por G. Silva (2021).

Note-se que o conjunto de todos os temas perfaz um Sistema Aéreo Não Tripulado (SANT). Esta diferencia-se da designação VANT pela incorporação de elementos aviónicos e outros sistemas que não pertencem à aeronave, (Eusébio, 2019). No contexto da presente dissertação, faz sentido usar a designação VANT, uma vez que não serão abordados elementos aviónicos em detalhe.

## 1.3 Objetivos

Na sequência da informação anteriormente referida, o objetivo para esta dissertação é a elaboração do projeto de um VANT de classe I, com peso máximo à decolagem (MTOW) inferior a  $245.25\text{ N}$  ( $25\text{ kg}$ ). O sistema de energia deve incorporar uma célula de combustível de hidrogénio como fonte principal, podendo recorrer ao auxílio de baterias para descargas de potência elevada, durante curtos períodos de tempo. Os requisitos para o projeto são referidos na Tabela 1.1.

Um sistema de energia baseado numa célula de combustível de hidrogénio necessita de componentes adicionais, como tanque de hidrogénio, baterias auxiliares e sistema de refrigeração, para enumerar alguns. A soma de todos estes elementos aumenta consideravelmente o peso vazio do sistema. Adicionalmente, a célula de combustível é menos eficiente que as baterias na entrega de energia, sendo necessário compensar o défice com um aumento de peso para produção de energia.

Deste modo, existe um valor de peso para o VANT abaixo do qual compensa o uso exclusivo de baterias, e acima do qual é benéfica a implementação do sistema de célula de combustível. Um estudo efetuado por Apeland, Pavlou, and Hemmingsen (2020) demonstra que este valor é aproximadamente  $7.3\text{ kg}$  para as condições implementadas.

Consequentemente, um dos objetivos deste projeto é estudar a partir de que gama de MTOW compensa o uso da célula de combustível de hidrogénio, em detrimento das baterias como fonte principal de energia. Apesar da definição de classe I incluir valores de peso até  $150\text{ kg}$ , interessa projetar o VANT para o valor indicado na Tabela 1.1, não só pela razão anteriormente referida, mas também para obter uma plataforma dotada de fácil controlo durante o voo.

A presente dissertação tem como foco o estudo e projeto da componente estrutural do VANT. Deste modo, pretende-se elaborar, primeiramente, uma análise conceptual e preliminar, por forma a identificar aspetos chave como a configuração do VANT, respetivo envelope de voo e centro de gravidade (CG), entre outros. Posto isto, é possível basear a escolha do design estrutural do VANT, tendo em conta os dados provenientes do estudo conceptual realizado em Alves et al. (2021).

Tabela 1.1: Requisitos propostos pelo CIAFA.

Requisito	Valor	Descrição
Massa	$< 25\text{ kg}$	-
Carga Útil	$2\text{ kg}$	Incluindo a Gimbal
Autonomia	$> 2\text{ h}$	Acima das 3h se possível
Velocidade de cruzeiro	$35 - 45\text{ kts}$	-
Velocidade de perda	$< 25\text{ kts}$	Sem Flaps
Velocidade máxima	$70\text{ kts}$	-
Teto máximo	$15000\text{ ft}$	<i>Mean Seal Level</i>
Decolagem/aterragem	-	VTOL, totalmente autónomo
Altitude máxima de decolagem	$10000\text{ ft}$	MSL
Tipo de propulsão	-	Motores elétricos
Produção de energia	-	Célula de combustível

Adicionalmente, esta dissertação tem como objetivos: minimizar o peso estrutural; simplificar a es-

estrutura para facilitar o acesso a componentes no interior da fuselagem; criação de um design modular para facilitar o transporte e substituição de componentes danificados e a utilização de materiais e recursos existentes no CIAFA para redução de custos associados, assegurando o cumprimento do requisito de MTOW. Para atingir estes objectivos pretende-se recorrer à modelação por Desenho Assistido por Computador (CAD) e à Análise de Elementos Finitos (FEA) para avaliar a estrutura desenhada e fundamentar as escolhas efetuadas.

Finalmente, o VANT projetado será utilizado pelo CIAFA para analisar e avaliar a utilização de hidrogénio como fonte de energia.

## **1.4 Estrutura da Dissertação**

Uma vez referenciados os objectivos para esta dissertação, enumeram-se de seguida os vários capítulos que constituem esta dissertação, perfazendo um total de seis, incluindo a introdução.

No capítulo 2 é realizada uma revisão bibliográfica e estudo teórico, abordando considerações estruturais necessárias ao projeto. Neste, são referenciados os métodos analíticos e numéricos utilizados para realizar a análise estrutural, sendo baseados em mecânica dos sólidos e FEA respetivamente. Adicionalmente, realizou-se um estudo teórico sobre materiais compósitos e respetivas técnicas de fabrico.

Seguidamente, no capítulo 3, é apresentada uma análise do mercado, que serve como base para a explicação do processo de obtenção da estimativa inicial do peso da aeronave. É aqui, também, apresentada a geometria e dimensões selecionadas para o projeto, a partir das quais, é efetuado o envelope de voo do VANT. Finalmente, é efetuado um estudo conceptual de uma longarina para inferir a geometria mais apropriada para o projeto.

No capítulo 4, é efetuada a escolha dos materiais compósitos a utilizar e respetivas propriedades mecânicas. Através da informação no capítulo 3, é estudada uma longarina preliminar com base nas propriedades dos materiais selecionados e geometria da asa. É, também, efetuado um estudo da distribuição dos componentes pelo VANT, para inferir a localização do centro de gravidade, e é verificada a percentagem do peso estrutural da aeronave, comparando-a com os resultados obtidos na fase conceptual.

O projeto detalhado é efetuado no capítulo 5. Neste, é realizada a modelação CAD dos componentes, é feita a escolha do tipo de elementos a usar na FEA e é definido o processo de construção da malha, com respetivo estudo de convergência. De seguida, é explicada a metodologia usada para simular materiais e são referidas as condições de fronteira e distribuição de cargas aplicadas. Em função destas, são apresentados os resultados obtidos na análise estrutural.

No último capítulo, é feita referência aos pontos chave da dissertação e são apresentadas as conclusões obtidas relativamente ao projeto. Finalmente, são enumeradas algumas recomendações para futuras iterações deste projeto.

## Capítulo 2

# Contexto Teórico Estrutural e Estado da Arte

### 2.1 Considerações Estruturais

O projeto estrutural de uma aeronave envolve vários desafios. Estes resumem-se a assegurar a integridade estrutural durante a aplicação de cargas e, simultaneamente, minimizar o peso da estrutura, visto que ambos influenciam o desempenho da aeronave. Para cumprir estes requisitos, é importante selecionar materiais leves e capazes de suportar as cargas desejadas. Parâmetros como a rigidez, dureza, resistência à corrosão, fadiga, facilidade de construção e custo devem ser considerados durante o estudo do material a usar, Megson (1999).



Figura 2.1: Exemplo de um VANT VTOL, Drone Engr (n.d.).

O projeto estrutural de uma aeronave envolve determinar as cargas a suportar, planejar a geometria e a configuração, escolher os materiais e analisar o comportamento da estrutura idealizada quando sujeita às cargas máximas estimadas. Caso necessário, é reiterada a configuração da geometria e os materiais usados, por forma a garantir a melhor razão entre peso e resistência estrutural, (Brandt & Stiles, 2004).

Deste modo, pretende-se estudar os diferentes tipos de configurações estruturais existentes e inferir as melhores opções para a construção deste VANT. À semelhança de uma aeronave tradicional, também a deste projeto será constituída por uma fuselagem a partir da qual os restantes componentes

serão fixados: asa, cones de cauda, cauda e trem de aterragem (Figura 2.1).

Relativamente à configuração da asa, esta pode ser constituída por longarinas (*spar*), nervuras (*ribs*), longarinas de reforço do revestimento (*stringers*) e revestimento (*skin*). O número de elementos de cada componente varia consoante a configuração do VANT, o seu peso e velocidade de operação. A cauda apresenta uma constituição semelhante, sendo menos reforçada devido a menores dimensões e, conseqüentemente, menores cargas aplicadas.

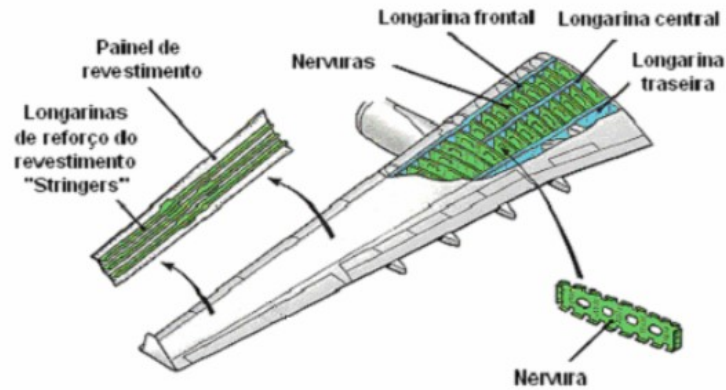


Figura 2.2: Componentes constituintes da asa, Fernandes (2008).

A principal função do revestimento é formar uma superfície capaz de suportar a distribuição de pressões aerodinâmicas a partir da qual se gere a capacidade de sustentação da aeronave, Megson (1999). As cargas recebidas são distribuídas e transmitidas às nervuras e longarina. Este último componente é o principal responsável pelo suporte das forças aplicadas na asa. O revestimento é por norma um componente fino e que necessita de reforço para manter a sua forma e suportar carga. Esta função é desempenhada pelas nervuras e longarinas de reforço do revestimento.

Em função disto, as longarinas de reforço do revestimento adicionam-se no espaço entre as nervuras para prevenir o fenómeno de flambagem local do revestimento, Austin (2010). Note-se que para aeronaves de dimensões reduzidas, não é comum ser necessário a aplicação de longarinas de reforço do revestimento.

As principais configurações para a longarina de uma asa são vigas com secção transversal em I, circular ou retangular, podendo esta última ser no formato de uma viga em caixão. Após uma análise rápida dos VANTs disponíveis no CIAFA, verifica-se que a secção transversal circular é a mais comum. As configurações em I e retangular são aplicada com maior frequência a aeronaves de maiores dimensões, devido ao maior peso e capacidade de suportar carga.

Já as nervuras são instaladas transversalmente à longarina, ou seja, na direção da corda da asa. Têm como função manter o formato do revestimento e transmitir as cargas aplicadas no revestimento para a(s) longarina(s). As nervuras podem dividir-se em verdadeiras ou falsas. Verdadeiras caso o seu comprimento se estender na totalidade da corda ou falsas se apenas reforçarem o bordo de ataque ou o bordo de fuga, Joint Aviation Authorities (2001).

No que concerne a fuselagem, esta pode ser concebida como Trelíça (*Frame*), Monocoque ou Semi-Monocoque. A Trelíça baseia-se numa construção tubular, formada por componentes dispostos em

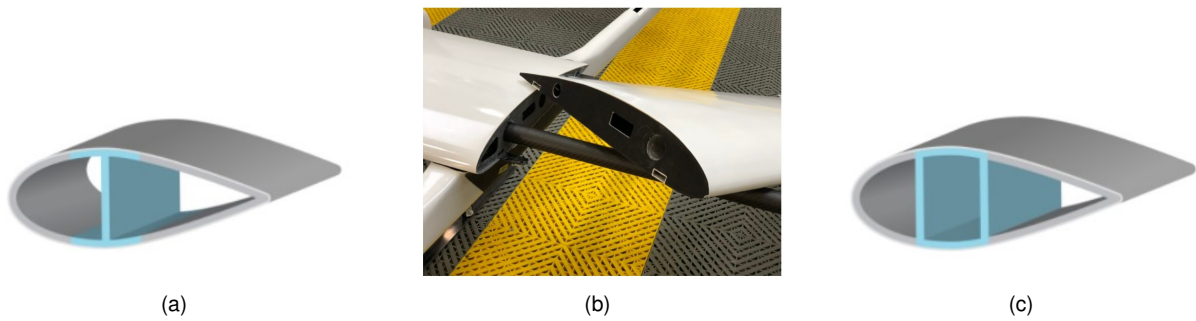


Figura 2.3: Configurações da secção transversal de uma longarina: (a) Em I, Lamarre (2018); (b) circular, Mugin (n.d.); (c) retangular do tipo viga em caixão, Lamarre (2018).



Figura 2.4: Configurações de nervuras: (a) verdadeira, Aircraft Systems Tech (2021); (b) falsa, Fernandes (2008).

várias direções em configuração de triângulos e unidos através do método de soldagem ou rebitagem, Joint Aviation Authorities (2001). Por sua vez, o Monocoque é constituído por um revestimento que é responsável pelo suporte de cargas, sendo apenas auxiliado na manutenção da forma pelas Cavernas (*Frames*). Esta configuração é mais leve que a Treliça, no entanto, é mais frágil uma vez que um dano no revestimento pode comprometer toda a fuselagem. Finalmente, a configuração Semi-Monocoque reúne o melhor das anteriores configurações. Combina a leveza do Monocoque com a rigidez e segurança da Treliça. Esta configuração é constituída por Cavernas (*Frames*), Anteparas (*Bulkheads*) e Lissas (*Stringers*), Fernandes (2008).

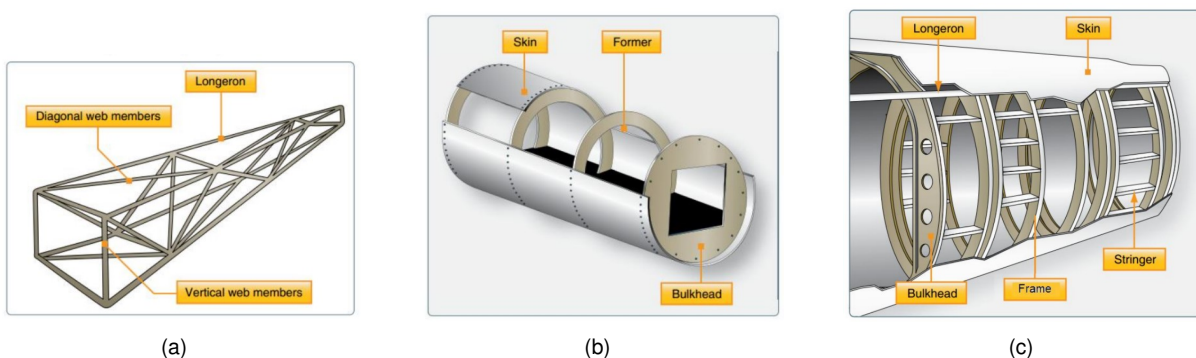


Figura 2.5: Configurações de fuselagem, Aircraft Systems Tech (2021): (a) treliça; (b) monocoque; (c) semi-monocoque.

A maioria das principais estruturas que constituem um VANT, como as asas e a fuselagem, são construídas em Semi-Monocoque, Gundlach (2012).

Os cones de cauda são componentes cuja principal função é suportar a cauda da aeronave, servindo de elemento de ligação às restantes estruturas (visível na Figura 2.1). Podem também servir de

base para a aplicação de motores de um sistema VTOL (*Vertical Take-off and Landing*). Geralmente, são estruturas alongadas e ocas, construídas a partir de materiais compósitos. O formato da secção transversal varia consoante os diferentes requisitos estipulados.

Finalmente, o trem de aterragem pode ser dividido em dois grupos: trem com rodas ou esquis. Para VANT de pequenas dimensões, os dois grupos apresentam complexidades de construção semelhantes. A opção deve estar associada à missão que se pretende executar. Normalmente, os esquis aplicam-se a aeronaves que apenas façam VTOL (por exemplo, helicópteros), e o trem com rodas para aeronaves que recorrem à descolagem convencional.

Posto isto, a escolha dos elementos estruturais a usar e a respectiva configuração será referida nos capítulos 4 e 5, após a análise mais cuidada das necessidades deste projeto.

## 2.2 Análise Estrutural

### 2.2.1 Método Analítico com Recurso a Mecânica dos Sólidos

Com o intuito de realizar uma correta análise estrutural de uma aeronave é, antes de mais, necessário perceber o funcionamento da física envolvida na interação de um componente com uma carga aplicada (Brandt & Stiles, 2004).

Após a aplicação de uma carga externa sobre um corpo, este deforma-se até atingir um equilíbrio de forças internas por unidade de área e forças externas (Raymer, 2018). Consequentemente, designa-se Tensão (*Stress*) o conjunto de forças internas que contrariam a carga aplicada e Extensão (*Strain*) à modificação do formato original do componente.

Relativamente às cargas aplicadas, existem cinco tipos diferentes: compressão (*compression*), tração (*tension*) e corte (*shear*), assim como momentos de flexão (*bending*) e de torção (*torsion*).

A tensão ( $\sigma$ ) é definida como carga aplicada ( $F$ ) por unidade de área ( $A$ ), ou seja, a intensidade das forças distribuídas numa determinada secção. Já a extensão ( $\epsilon$ ) é a variação do comprimento do componente ( $\Delta l$ ) a dividir pelo valor original ( $l_0$ ), Beer and Jonhston (2012), Raymer (2018). A relação entre a extensão transversal e longitudinal para uma carga axial aplicada é denominada de coeficiente de *Poisson* ( $\nu$ ), da Silva (2017).

Para o espectro de comportamento elástico de um material, existe uma relação proporcional entre a carga aplicada e a extensão obtida em função da mesma, Brandt and Stiles (2004). A relação é dada pela Equação 2.1 para o caso de tração ou compressão, ou é dada pela Equação 2.2 para o caso de corte. Note-se que estas equações apenas são aplicáveis a materiais isotrópicos. Para tração ou compressão,  $E$  representa o Módulo de *Young* (Módulo de Elasticidade), enquanto que o  $\gamma$ ,  $\tau$  e  $G$  representam a extensão, tensão e Módulo de corte, respetivamente. Durante o regime de deformação elástica, o material volta ao seu estado original quando retirada a carga aplicada. Esta relação é designada de Lei de *Hooke*.

$$\epsilon = \frac{\sigma}{E} \quad (2.1)$$

$$\gamma = \frac{\tau}{G}, \quad G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (2.2)$$

Quando a carga aplicada ultrapassa o valor máximo de tensão para regime elástico, o material entra em regime de deformação permanente ou regime plástico. Isto significa que o material obtém um novo formato após a aplicação da carga devido ao acondicionamento da estrutura molecular.

## Leis Constitutivas

As leis constitutivas relacionam as tensões e extensões num material, segundo as suas propriedades mecânicas. Este conjunto de equações assume que o comportamento do material se encontra no regime ideal elástico, não considerando fenómenos de fluência (*creep*) ou relaxamento de tensão, Ramos (2015), Roylance (2000). Consequentemente, considera-se que as propriedades dos materiais se mantêm constantes durante a deformação.

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl}\epsilon_{kl} + \sigma_{ij}^0 \quad (2.3)$$

A equação geral das Leis Constitutivas (Equação 2.3) é derivada da equação da Lei de *Hooke* para deformações infinitesimais, Reddy (2004), onde  $C$  é a matriz de elasticidade, Barros (2018),  $\sigma_{ij}$  é a matriz dos componentes da tensão,  $\epsilon_{kl}$  é a matriz dos componentes da extensão e  $\sigma_{ij}^0$  é matriz dos componentes da tensão, para o caso do componente ter carga previamente aplicada, relativamente à carga aplicada que se pretende analisar. Devido aos componentes de tensão apresentarem propriedades simétricas ( $\sigma_{ij} = \sigma_{ji}$ ), o tensor de rigidez também tem de ser simétrico para os dois primeiros subscritos ( $C_{ijkl} = C_{jilk}$ ), Ramos (2015). Assim, simplifica-se a Equação 2.3 usando notação com apenas um subscrito para as tensões e extensões (denominada notação de *Voigt-Kelvin*) e notação de dois subscritos para o tensor de rigidez, Reddy (2004), Barros (2018).

$$\sigma_i = C_{ij}\epsilon_j + \sigma_i^0 \quad (2.4)$$

Durante a caracterização das propriedades de um material, é comum usar expressões onde a extensão está definida em função das tensões, uma vez que a Equação 2.4 é invertível. Para esta nova equação, a matriz  $S$  designa-se matriz de Flexibilidade (*Compliance Matrix*), Reddy (2004), Barros (2018).

$$\epsilon_i = S_{ij}\sigma_j + \epsilon_i^0 \quad (2.5)$$

A Equação 2.5 pode ser simplificada considerando o conhecimento de propriedades específicas do material. Caso se assuma que não existe deformação nas condições iniciais ( $\epsilon_i^0 = 0$ ) é possível eliminar o vetor  $\epsilon_i^0$ .

## Material Anisotrópico

As propriedades de um determinado material são dependentes da direção em que a carga é aplicada. Quando as propriedades são diferentes para todos os eixos do referencial, o material designa-se anisotrópico. Neste caso, não existe qualquer relação entre valores da matriz de flexibilidade  $S$ , pelo que é necessário considerar a matriz completa tal como representado na Equação 2.6.

$$\begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & S_{14} & S_{15} & S_{16} \\ S_{21} & S_{22} & S_{23} & S_{24} & S_{25} & S_{26} \\ S_{31} & S_{32} & S_{33} & S_{34} & S_{35} & S_{36} \\ S_{41} & S_{42} & S_{43} & S_{44} & S_{45} & S_{46} \\ S_{51} & S_{52} & S_{53} & S_{54} & S_{55} & S_{56} \\ S_{61} & S_{62} & S_{63} & S_{64} & S_{65} & S_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

## Material Ortotrópico

Um material ortotrópico caracteriza-se por ter 3 planos ortogonais de simetria de reflexão, ou seja, 3 simetrias de rotação de  $\pi$  em torno dos eixos ortogonais aos planos referidos, Barros (2018). Substituindo os componentes da matriz de flexibilidade pelas respetivas propriedades mecânicas na Equação 2.5, obtém-se a Equação 2.7:

$$\begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

Observa-se que para esta configuração, as tensões de corte não produzem extensões, as tensões normais não produzem distorções e que cada tensão de corte apenas produz distorção no seu plano, Barros (2018). Isto é suportado pelo facto da matriz ser simétrica. É importante referir que para laminados finos, o material composto é considerado ortotrópico. É possível assumir estas características e aplicar a Lei de *Hooke*, uma vez que as lâminas são consideradas homogêneas do ponto de vista macroscópico, Ramos (2015).

Um material isotrópico é semelhante ao material ortotrópico, caracterizando-se por ter as mesmas propriedades independentemente da direção considerada, onde  $E = E_1 = E_2 = E_3$ ,  $\nu = \nu_{12} = \nu_{13} = \nu_{23}$  e  $G = G_{12} = G_{13} = G_{23}$ , Roylance (2000).

## Compósitos

As propriedades de um laminado são especificadas através do calculo individual das propriedades físicas de cada lâmina. Considerando que cada lâmina é constituída por matriz e fibra com espessura

reduzida, é correto assumir as propriedades de um material ortotrópico 2D.

$$\begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{pmatrix} \quad (2.8)$$

Para efeitos de cálculo, consideram-se dois eixos de simetria: um na direção paralela às fibras e outro perpendicular às mesmas.

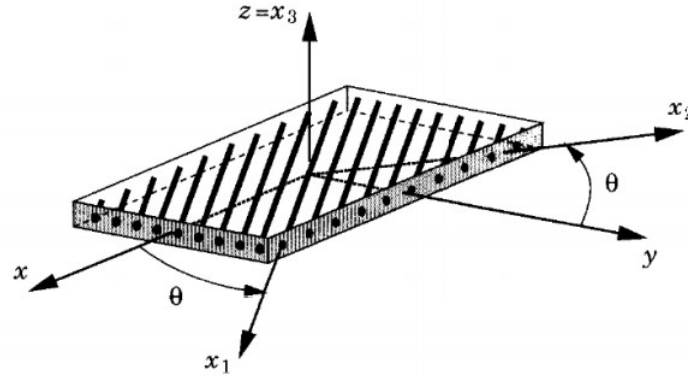


Figura 2.6: Sistema de coordenadas local e global de uma lâmina, Ramos (2015).

Para definir as propriedades ortotrópicas de uma lâmina, é necessário abordar a teoria da micromecânica estipulada em Ochoa and Reddy (1992). Assumindo uma distribuição uniforme de fibras, uma ligação ideal entre matriz e fibras, a inexistência de inclusões de ar na matriz e aplicação de cargas paralelamente ou perpendicularmente às fibras do reforço, é possível calcular parâmetros como o módulo de elasticidade e o coeficiente de *Poisson*.

Note-se que a equação da lei de *Hooke* (Equação 2.8) é referente a um sistema de coordenadas local ( $x_1$ ,  $x_2$  e  $x_3$ ), presente na Figura 2.6. Uma vez que num laminado, cada lâmina tem a sua própria orientação de fibras e respetivo sistema de coordenadas, é necessária uma matriz de transformação que coloque os vários sistemas de coordenadas em concordância com um referencial global ( $x$ ,  $y$  e  $z$ ). Esta matriz é designada por matriz de transformação  $T$  e é definida na Equação 2.9.

$$\begin{pmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ \epsilon_{zz} \\ 2\epsilon_{yz} \\ 2\epsilon_{xz} \\ 2\epsilon_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos^2\theta & \sin^2(\theta) & 0 & 0 & 0 & -2\sin(\theta)\cos(\theta) \\ \sin^2(\theta) & \cos^2\theta & 0 & 0 & 0 & 2\sin(\theta)\cos(\theta) \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos(\theta) & \sin(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ \sin(2\theta) & -\sin(2\theta) & 0 & 0 & 0 & \cos^2\theta - \sin^2(\theta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_3 \\ \epsilon_4 \\ \epsilon_5 \\ \epsilon_6 \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

No calculo das propriedades de um laminado, a matriz de flexibilidade  $S$ , aplicável a uma lâmina, é transformada na matriz  $\bar{S}$ , aplicável ao laminado, segundo a equação  $[\bar{S}] = [T]^T[S][T]$ . Esta configuração matricial permite calcular deformações para diferentes empilhamentos de lâminas em conjuntos com as leis constitutivas anteriormente referidas.

## Critérios de Falha/Rotura

Existem 4 critérios de falha principais, a partir dos quais derivaram outros critérios que não serão aqui abordadas. Estes critérios podem ser divididos em dois grupos: critérios de rotura independentes (tensão e extensão máxima) e critérios de rotura polinomiais ( Tsai-Hill e Tsai-Wu), (Dato, 2012). Os critérios referidos assumem que a falha do material compósito ocorre ao nível de uma lâmina. Deste modo, os critérios de rotura apresentados são aplicados a cada lâmina individualmente e não ao laminado completo.

Caso os valores máximos de tensão/extensão de uma lâmina sejam ultrapassados, não é possível identificar a extensão dos danos causados no compósito. É aconselhável o uso de critérios baseados na extensão de um material, caso haja dados experimentais, uma vez que o deslocamento sobre carga pode ser medido com precisão.

Estes critérios não prevêem delaminação. Servem para verificar se os valores das cargas máximas de um material são excedidas e apenas prevêem falhas macroscópicas, uma vez que é impossível antecipar a falha individual de fibras, Ochoa and Reddy (1992).

## Tensão Máxima

A premissa para este critério é demonstrada pelas equações em 2.10, onde  $X$  e  $Y$  representam as tensões máximas permitidas longitudinalmente e transversalmente, enquanto que  $S$  representa as tensões máximas de corte, segundo as propriedades do material.

$$\begin{aligned}\sigma_{1,t} &< X_t \\ |\sigma_{1,c}| &< |X_c| \\ \sigma_{2,t} &< Y_t \\ |\sigma_{2,c}| &< |Y_c| \\ |\sigma_6| &< S_{corte},\end{aligned}\tag{2.10}$$

onde os índices  $c$  e  $t$  representam os valores para compressão e para tração respetivamente.

## Extensão Máxima

As equações para este critério são equivalentes ao anterior, variando apenas no uso de valores de extensão em vez de tensão.

$$\begin{aligned}\epsilon_{1,t} &< X_{\epsilon,t} \\ |\epsilon_{1,c}| &< |X_{\epsilon,c}| \\ \epsilon_{2,t} &< Y_{\epsilon,t} \\ |\epsilon_{2,c}| &< |Y_{\epsilon,c}| \\ |\epsilon_6| &< S_{\epsilon,corte}\end{aligned}\tag{2.11}$$

## Tsai-Hill

Tanto Tsai-Hill como Tsai-Wu são critérios baseados a partir do critério estipulado por Von Mises, sendo ambas funções polinomiais quadráticas. No caso de Tsai-Hill a falha ocorre segundo a Equação 2.12.

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_6^2}{S^2} = 1 \quad (2.12)$$

## Tsai-Wu

Tsai-Wu é semelhante a Tsai-Hill, diferenciando na interação entre a tensão e a compressão permitidas pelo material considerado.

$$\frac{\sigma_1^2}{X_t + X_c} - \frac{\sigma_1^2}{X_t X_c} + \frac{\sigma_2^2}{Y_t + Y_c} - \frac{\sigma_2^2}{Y_t Y_c} + \frac{\sigma_6^2}{S^2} + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (2.13)$$

O coeficiente  $F_{12}$  representa a interação entre as tensões  $\sigma_1$  e  $\sigma_2$  e é calculado através das propriedades uniaxiais do material:  $F_{12} = \frac{1}{2\sigma^2} + \left[ 1 - \left( \frac{1}{X_t} + \frac{1}{X_c} + \frac{1}{Y_t} + \frac{1}{Y_c} \right) \sigma + \left( \frac{1}{X_t X_c} + \frac{1}{Y_t Y_c} \right) \sigma^2 \right]$ .

É importante referir que pode ocorrer falha numa lâmina cumprindo todos os critérios de tensão máxima. O procedimento mais correto é utilizar um critério de Tsai-Hill ou Tsai-Wu para identificar se existe falha numa lâmina e, posteriormente, aplicar os critérios de tensão/extensão máxima. Considerando o tempo disponível, os dados dos materiais existentes e o programa que se pretende utilizar, optou-se por utilizar diretamente o critério de tensão máxima.

## 2.2.2 Método Numérico com Recurso a Análise de Elementos Finitos

A análise cuidada da estrutura de uma aeronave envolve o processamento de grandes quantidades de informação. Consequentemente, é necessário recorrer ao auxílio de ferramentas computacionais que permitam agilizar o processo de tratamento de informação, Niu (1999). Considerando que o número de variáveis e pressupostos considerados são na ordem dos milhares para a criação de uma nova estrutura, a aplicação de métodos convencionais não é viável, Correia (2018), Austin (2010). Consequentemente, a FEA surge como uma ferramenta numérica adequada para o estudo de projetos estruturais complexos, possibilitando a otimização de estruturas, reduzindo o seu peso e custo (Brandt & Stiles, 2004).

A FEA assegura o desempenho e integridade da estrutura quando sujeita a cargas críticas oriundas dos requisitos apresentados na Tabela 1.1, ou seja, cargas referentes ao envelope de voo do VANT com respetivo fator de segurança.

Para realizar esta análise é necessário dispor de um modelo CAD da estrutura a considerar. Seguidamente, é criado um modelo de elementos finitos, que divide a estrutura em vários elementos discretos mais pequenos, distribuídos pela estrutura de acordo com o sistema de coordenadas, Niu (1999). O conjunto destes elementos denomina-se malha (*mesh*).

De seguida, é necessário atribuir as devidas propriedades dos materiais referentes a cada componente da estrutura. Para tal, é criado um modelo de casca (*shell model*) recorrendo ao *software* CAD que permite a atribuição das propriedades a cada lâmina aplicada no compósito.

O terceiro passo consiste na definição das condições de análise, ou seja, forças aplicadas, condições de fronteira e restrições geométricas, por forma a simular as condições de voo desejadas.

Finalmente, é necessário verificar se a solução computacional está de acordo com a resposta estrutural desejada (deslocamentos, tensões, modos de vibração entre outros) e avaliar se os resultados obtidos estão de acordo com os critérios do projeto. Este processo está esquematizado na Figura 2.7.

Para a construção do modelo CAD optou-se por utilizar o programa *Siemens NX*®, ao qual está associado o programa FEM (*Finite Element Method*) *Simcenter Nastran* 2019.1, versão 1847.0321, o qual permite realizar as FEA necessárias para a análise da estrutura.

Esta escolha baseou-se na experiência previamente adquirida de manuseamento deste programa e também devido à oferta de variadas ferramentas de qualidade, tanto na parte da modelação como da parte de elementos finitos. Junta-se ainda o facto de ser um programa com acesso para os alunos, providenciado pelo Instituto Superior Técnico (IST), o que não acrescenta custos ao processo.

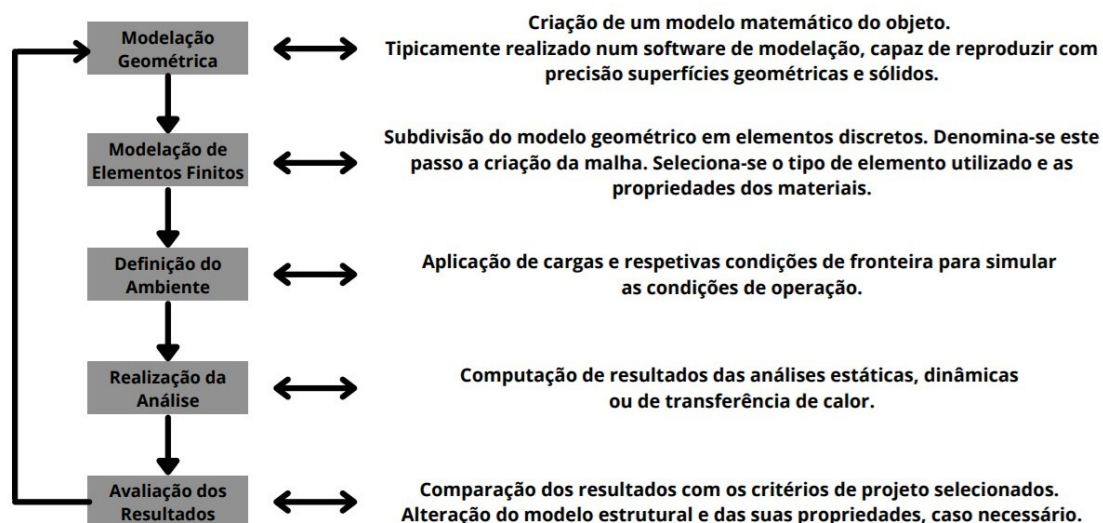


Figura 2.7: Processo de análise de elementos finitos, adaptado de Niu (1999).

No caso de algum componente ultrapassar o valor desejado de deslocamento ou exceder a tensão máxima do material usado, será necessário alterar a sua configuração e repetir o processo até se obter uma solução viável. O valor da tensão máxima deve ser inferior à tensão de cedência do material.

Uma mais valia para o projeto seria a aplicação de optimização multidisciplinar a componentes chave, com o objetivo de obter dados de baixa/média fidelidade, facilitando o processo de análise estrutural. No entanto, a primeira iteração deste VANT foi previamente definida em Alves et al. (2021) e serve como base comum para as quatro dissertações, sendo um dos temas optimização multidisciplinar, Alves (2021), como referido na Secção 1.2. Uma vez que as dissertações foram elaboradas durante o mesmo período de tempo, impossibilitou a partilha de informação e consequentemente, não se usou informação proveniente da mesma para a presente dissertação.

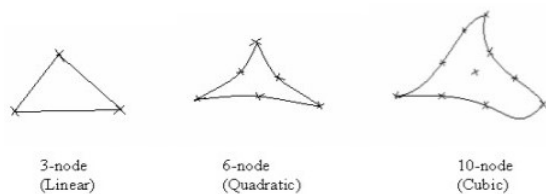


Figura 2.8: Elementos finitos triangulares 2D, Siemens (2019b).

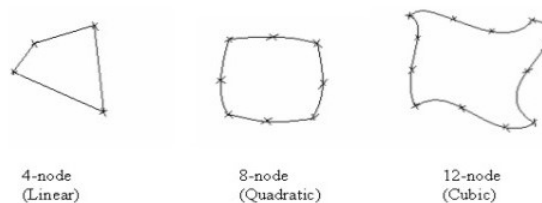


Figura 2.9: Elementos finitos quadriláteros 2D, Siemens (2019b).

## Malha

Como referido anteriormente, para realizar uma FEA é necessário dividir a superfície em vários elementos, unidos entre si por pontos comuns denominados nós. Esta rede de elementos discretos conectados entre si permite a previsão do comportamento do componente quando sujeitos a variados tipos de carga, Siemens (2019b).

Note-se que a malha também pode ser construída com elementos sólidos. No entanto, o foco das análises envolve a utilização de laminados, o que pressupõe o uso de superfícies 2D para efetuar a simulação do empilhamento das lâminas.

O *Siemens NX* dispõe de uma ferramenta capaz de gerar uma malha automática para o componente modelado (superfície ou sólido), sendo possível selecionar a geometria do elemento finito desejado e o tamanho do elemento. Com recurso ao *Simcenter Nastran*, é possível realizar simulações de análise estática linear, não linear e dinâmica, entre outras. A malha é criada tendo em consideração a relação entre o volume total do componente e a área de superfície, entre outras características geométricas, Correia (2018).

Existe também a opção de dar a liberdade ao programa para escolher o tamanho dos elementos mais apropriado à superfície em estudo. No entanto, normalmente esta opção resulta numa malha com elementos de grandes dimensões, o que possibilita uma rápida computação de resultados à custa da diminuição da precisão dos resultados. Quanto maior o número de elementos, maior precisão da solução, porém, também aumenta o custo de computação.

Consequentemente, é necessário realizar um estudo de convergência da malha, para averiguar o melhor compromisso entre o número de elementos e custo de computação. Em áreas críticas, aconselha-se o uso de uma malha mais refinada comparativamente ao resto do componente, para obter uma simulação mais eficiente e precisa, Niu (1999).

As Figuras 2.8 e 2.9 demonstram os diferentes tipos de elementos existentes, no *Siemens NX*, referentes à configuração do tipo casca, uma vez que são usadas superfícies 2D com curvatura. Estes elementos do tipo casca são capazes de resistir a cargas de membrana e de flexão. No caso dos elementos lineares, quanto maior o número de elementos envolvidos, mais refinada será a malha e melhor será a qualidade dos resultados obtidos. Relativamente aos elementos quadráticos e cúbicos, estes dispõem de uma maior quantidade de nós para cada elemento, o que permite uma melhor adaptação à curvatura da superfície e resultados mais corretos para um menor número de elementos, comparativamente aos elementos lineares. Por outras palavras, o número de nós está diretamente relacionado

com os graus de liberdade do elemento, o que influencia a precisão, mas também aumenta o tempo de computação.

É recomendado o uso de elementos quadriláteros com maior número de nós para análises que envolvam superfícies curvas ou onde os efeitos das cargas de flexão são mais evidentes, Siemens (2019b). A formulação dos elementos quadriláteros e triangulares utilizados neste programa de FEA é baseada na teoria de casca de *Mindlin-Reissner*, Siemens (2019a).

## **Análise Estática**

Através das simulações de análise linear estática fornecidas pelo *Simcenter Nastran*, é possível inferir dados relativos ao deslocamento, extensões e tensões para cada lâmina do compósito, reação a cargas aplicadas e momentos, entre outros parâmetros de análise. Este programa também permite incorporar critérios de rotura, por forma a averiguar falhas no material, como por exemplo delaminação. Dado que a aplicação destes critérios é bastante morosa e aumenta o custo computacional consideravelmente, optou-se por uma abordagem mais tradicional considerando que há falha quando a carga aplicada excede a tensão de cedência estipulada.

Adicionalmente, alguns pressupostos são considerados durante as simulações no *Simcenter Nastran*: as cargas são aplicadas de maneira lenta e suave até atingir a sua magnitude total, a partir da qual se mantém constante. Isto permite desprezar as forças de amortecimento envolvidas, uma vez que não são consideradas variações de velocidade ou aceleração, e também os efeitos de ressonância, Correia (2018).

## **2.3 Materiais Compósitos**

### **2.3.1 Princípios Básicos**

Atualmente, os engenheiros dispõem de uma grande variedade de materiais com elevado desempenho, especialmente na área dos materiais compósitos, Brandt and Stiles (2004). Por se tratar de um projeto de um VANT de dimensões e pesos reduzidos, é fundamental aplicar materiais que ofereçam o melhor compromisso entre peso e resistência a cargas.

Neste sentido, os parâmetros a ter em conta durante a pesquisa de materiais devem ser a resistência específica (*strength to weight ratio*) e a rigidez específica (*stiffness to weight ratio*), da Silva (2017), Brandt and Stiles (2004). Outros fatores como a rigidez, dureza, facilidade de construção e custo também serão levados em consideração, Megson (1999). Em casos específicos, como o projeto estrutural de uma asa, a rigidez é especialmente importante. Na eventualidade da estrutura incorrer em oscilações de grande amplitude, esta pode ficar susceptível aos efeitos de aeroelasticidade, como o *flutter*, que podem causar falhas críticas nos componentes.

Por definição, os materiais compósitos são formados por uma combinação de dois ou mais materiais, à escala macroscópica, que não se dissolvem entre eles, Ochoa and Reddy (1992). A combinação destes materiais resultam num material com propriedades superiores às partes independentes, Huang

and Zhou (2011). Na configuração mais básica, o material compósito é constituído por uma matriz e pelo reforço.

A matriz é responsável por garantir a coesão das fibras, protegendo-as do meio ambiente, Moreira (2008), enquanto assegura o formato do composto. A sua principal função é distribuir as cargas através do reforço com recurso a tensões de corte. O reforço é, tradicionalmente, mais resistente que a matriz, sendo a capacidade de resistência máxima na direção do carregamento, Moreira (2008). Na indústria aeronáutica, é prática comum utilizar um polímero como matriz e fibras não metálicas como reforço, ou seja, vidro, carbono ou aramida (kevlar).

Os compósitos com reforço de fibras podem ser constituídos por fibras contínuas ou descontínuas, onde a direção pode ser aleatória, unidirecional ou multidirecional, Moreira (2008).

Para compósitos constituídos por fibras unidirecionais, a maior tensão e módulo de *Young* suportados serão na direção da fibra, enquanto que nas restantes direções os valores serão bastante menores, Reddy (2004). Caso se pretenda um bom comportamento do compósito para várias direções, é possível aplicar camadas de fibras nas direções pretendidas, criando um material ortotrópico (material cujas propriedades mecânicas dependem da direção das forças aplicadas), Megson (1999).

A falha de um compósito pode também ser oriunda de uma fraca ligação entre a fibra e a matriz. Estas falhas podem ser delaminação, encabritamento ou quebra da fibra. A delaminação, que ocorre entre lâminas ou entre matriz e fibra de uma lâmina, consiste na falha da ligação entre ambas as partes, quando as tensões de corte são máximas (esquinas ou bordas do compósito). Estas falhas sucedem-se devido a defeitos na matriz (inclusão de gases) ou devido a fatores exteriores (cortes ou furos no compósito), Reddy (2004).

Devido a uma grande propensão a falha, os materiais compósitos carecem do uso de fatores de segurança bastante superiores aos que seriam usados no caso dos metais, Brandt and Stiles (2004).

Sendo o projeto constituído por uma fase conceptual, preliminar e detalhada, é expectável que seja um processo bastante dispendioso a nível de tempo. Por esta razão, optou-se por abordar a temática dos compósitos a utilizar, recorrendo a dados de ensaios experimentais previamente realizados para poupar tempo, da Silva (2017), Correia (2018), Félix, Santos, and Vieira (2015a), Félix, Santos, and Vieira (2015b).

### **2.3.2 Técnicas de Fabrico**

Uma das vantagens da utilização de materiais compósitos é a possibilidade de replicar formatos complexos, que seriam impossíveis ou demasiado dispendiosos de executar de outra forma. Considerando as limitações existentes no CIAFA relativas a maquinaria, apenas serão abordadas técnicas de fabrico manual, designadas de *Hand Layup*.

Este conjunto de técnicas é usado em protótipos ou para produções de pequenas quantidades de componentes e é considerado o método mais fiável para identificar e remover defeitos como vincos e rugas, Cole (2001). O custo de fabrico de um componente com recurso a técnicas de *Hand Layup* representa cerca de 70% do custo final do componente, Schwartz (1997).

## **Lay-Up em Espuma**

Esta técnica é aplicada quando se pretende fabricar um número reduzido de peças (1 ou 2), Hollmann (2003). A espuma caracteriza-se por ser leve e fácil de moldar, o que facilita a criação de formatos complexos para uso em moldes. Existem 3 tipos de espuma: Poliuretano, *Styrofoam* (Poliestireno) e PVC (*Polyvinyl chloride* ou Policloreto de vinil). Para componentes em que seja necessário suportar cargas de corte superiores, é aconselhável o uso de *PVC*, apesar de ser bastante mais difícil de moldar manualmente, Hollmann (2003).

A primeira etapa na utilização desta técnica consiste na construção do núcleo de espuma. Seguidamente, com o objetivo de reduzir o peso, é necessário selar a espuma com uma camada de vedante (*microslurry*) constituído por resina epóxy com microsferas de vidro. Posteriormente, colocam-se as camadas de fibra intercaladas com a matriz. Finalmente, o excesso de resina aplicado é retirado através de aplicação de forças de compactação, Hollmann (2003).

Note-se que a resina tem um curto espaço de tempo para ser aplicada, a partir do qual se começa a endurecer devido ao processo de cura e deixa de se poder aplicar.



Figura 2.10: Moldagem do núcleo com recurso a uma máquina de CNC, Cook (2019).

Para o fabrico do núcleo de uma asa, podem ser utilizados dois métodos distintos para modelar o formato: corte manual com fio quente (método antigo pouco utilizado atualmente) ou corte com máquinas de CNC (*Computer Numeric Control*). O último permite replicar formatos 3D com grande precisão e diminui o erro humano associado ao processo de construção.

É importante notar que a espuma usada no corte de Fio Quente é o Poliestireno. As características das espumas de PVC e Poliuretano não permitem o uso de fio quente para o corte.

## **Wet Lay-Up com Molde**

Esta técnica consiste na impregnação do tecido de fibras secas com resina, à medida que se vão aplicando as várias camadas sobre o molde, Cole (2001). A resina pode aplicar-se através de maquinaria (produz uma distribuição de resina-fibra mais consistente e aproximada do ideal pretendido), ou manualmente.

Posteriormente, devem ser colocadas camadas de tecido absorvente para retirar a resina em ex-

cesso. Procedese com o ensacamento do componente, com o objetivo de criar pressão nula (vácuo) no componente. Este processo permite auxiliar a remo o de resina em excesso, assim como uma distribui o uniforme de resina e aplica o de pressão uniforme sobre o compósito. Adicionalmente, funciona como catalisador da ativa o do processo de cura Cole (2001). Para componentes de maior complexidade e exigência de requisitos, pode ser usada uma autoclave para este processo.

As vantagens deste processo resumem-se aos custos reduzidos de fabrico e simplicidade dos instrumentos a utilizar. O uso de um molde fêmea, comparativamente ao método *lay up* em espuma, facilita o processo de constru o e reduz o tempo de trabalho. O facto do molde ser constituído por uma superfície suave, auxilia na diminui o do trabalho de prepara o para a obten o de um acabamento superficial melhor. Adicionalmente, auxilia a redu o de peso, uma vez que não há espuma para absorver resina em excesso, Hollmann (2003).

## Prepreg

Uma desvantagem comum aos dois métodos anteriores   o consumo elevado de tempo de mão de obra, associado a riscos para a saúde de quem aplica estes compostos, devido   toxicidade dos gases libertados pela resina.

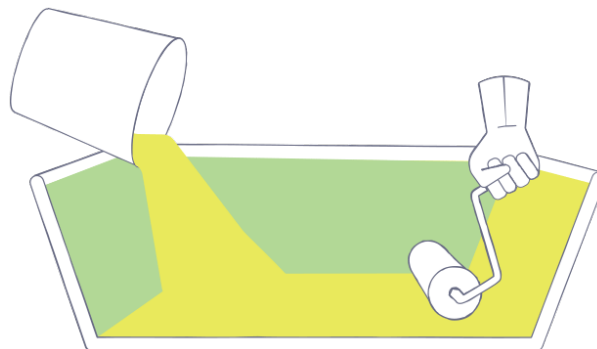


Figura 2.11: *Wet layup* com molde, *Wet Hand Layup Molding* (n.d.).

Como alternativa existe o *Prepreg*, que consiste em camadas de fibras impregnadas de fábrica com a quantidade ideal de matriz, uniformemente distribuída, necessária para o composto, Cole (2001). Para manter este material operacional,   necessário guardá-lo em arcas de refrigera o para impedir que ocorram as rea o es químicas de cura na matriz. Os processos de aplica o são semelhantes ao *wet layup* com molde, no entanto, o *prepreg* tem como vantagem a distribui o uniforme de matriz e de reforço, com propor o es ideais para cada componente, o que permite obter as melhores propriedades mecânicas do compósito.

As desvantagens deste material são várias: o custo elevado destes materiais; a necessidade de serem armazenados a baixas temperaturas; o reduzido tempo de vida do material e a necessidade de temperaturas elevadas para efetuar a cura. No entanto, reduz drasticamente os perigos de intoxica o devido   exposi o   resina, Cole (2001).

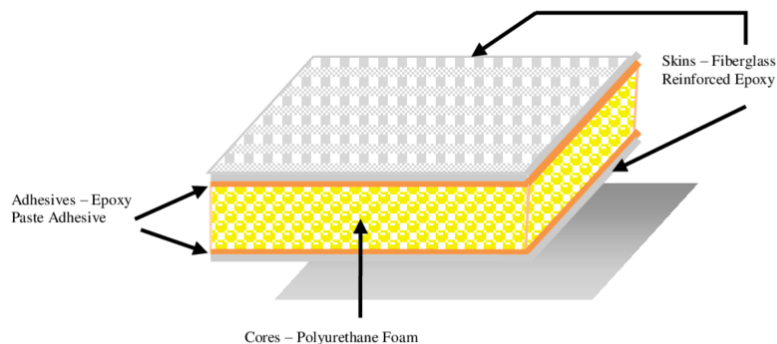


Figura 2.12: Exemplo de um compósito com sanduíche de espuma, Azmi et al. (2013).

### **Sanduíche de Espuma**

Esta solução é uma alternativa bastante interessante para componentes nos quais se pretende manter o peso baixo, aumentando consideravelmente a resistência à flexão. O afastamento alcançado pela espuma entre os dois laminados, representado na Figura 2.12, permite aumentar o momento de inércia da área na secção transversal, o que se traduz numa maior resistência a cargas de flexão.

Os processos de construção são idênticos aos anteriormente referidos. Neste caso, acrescenta a necessidade de se efetuar furos na espuma, por forma a permitir a extração de gases em excesso nas primeiras camadas do compósito, durante a aplicação de vácuo e respetivo processo de cura, Hollmann (2003).

## Capítulo 3

# Projeto Conceptual

### 3.1 Geometria e Dimensões

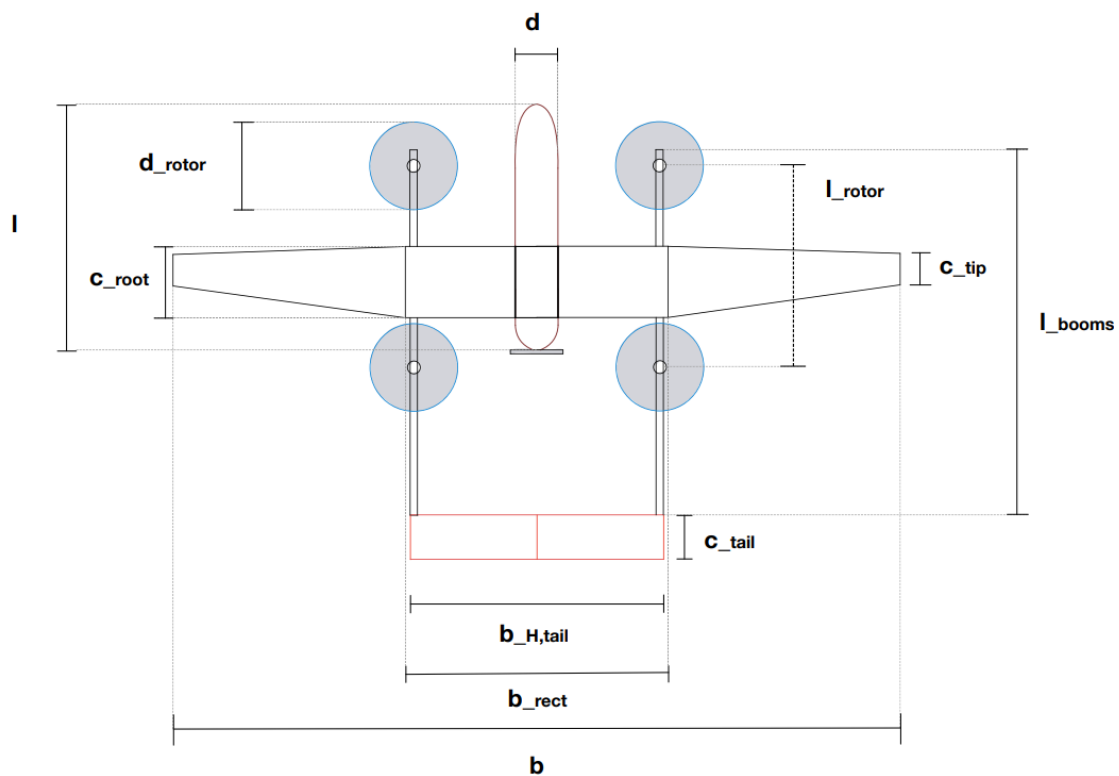


Figura 3.1: Vista de topo do modelo obtido

A configuração do VANT foi definida pela equipa de projeto durante a fase conceptual do projeto, Alves et al. (2021), cujas dimensões da aeronave estão presentes na Tabela 3.1.

Note-se que para a estimativa inicial do MTOW, foi necessário assumir hipóteses relativamente à percentagens de pesos estruturais do VANT. O capítulo 3.2 que se segue serviu como base para essa escolha. O estudo mais detalhado dos pesos dos componentes e respetiva distribuição foi abordado na fase preliminar, capítulo 4.3.

Tabela 3.1: Dados referentes à geometria do VANT.

Descrição	Variável	Valor
Envergadura	$b$	4.00 m
Envergadura da secção retangular da asa	$b_{rect}$	1.50 m
Corda na raíz	$c_{root}$	0.399 m
Corda na ponta	$c_{tip}$	0.220 m
Avanço horizontal do perfil na ponta	$d_{le}$	0.040 m
Avanço vertical do perfil na ponta	$h_{tip}$	0.008 m
Alongamento	AR	12.0
Comprimento da fuselagem	$l$	1.400 m
Diâmetro da fuselagem	$d$	0.240 m
Corda na cauda	$c_{tail}$	0.255 m
Envergadura horizontal da cauda	$b_{H,tail}$	1.43 m
Comprimento dos cones de cauda	$l_{booms}$	2.34 m
Diâmetro dos cones de cauda	$d_{booms}$	0.040 m
Diâmetro do rotor	$d_{rotor}$	0.559 m
Distância entre rotores	$d_{rotor}$	0.451 m

### 3.2 Modelo de Estimativa do Peso Inicial

Durante a fase conceptual do projeto, um dos passos mais importantes é o cálculo do MTOW. Este valor está relacionado com a percentagem de peso estrutural da aeronave.

Considerando que nesta fase do projeto ainda não existem dados relativamente a este aspeto, elaborou-se uma análise de mercado para obter informação. O intuito desta análise foi avaliar soluções estruturais disponíveis e retirar pontos de interesse para a construção do projeto. Deste modo, criou-se uma base de dados, onde se compilaram as informações de peso estrutural. Uma vez que a configuração da aeronave já se encontrava definida, reduziu-se o foco da pesquisa a apenas aeronaves de asa fixa com capacidade de descolagem e aterragem vertical.

A análise desta informação permite identificar tendências de especificações, sendo estas: peso máximo à descolagem; peso estrutural; área e envergadura da asa; comprimento. Estes dados podem servir como orientação para a obtenção dos primeiros cálculos de pesos estruturais. O estudo serve como base para a criação do modelo de peso estrutural usado nas simulações realizadas durante o projeto conceptual, em Alves et al. (2021).

É também importante frisar que os dados recolhidos são provenientes de companhias comerciais. Isto significa que os valores podem não ser concordantes com a realidade, com vista a obter melhores resultados comerciais. Um estudo realizado por Monterroso (2018) demonstra que uma estimativa razoável para o peso estrutural deverá encontrar-se entre os 25% e os 35% da massa total do VANT. Relativamente ao peso dos componentes aviónicos, os valores devem variar entre 5% a 7%.

A Tabela 3.2 está dividida em duas secções. A primeira secção faz referência a VANT com valores para o peso estrutural especificados, ou seja, o peso da estrutura da aeronave sem elementos aviónicos, de propulsão ou carga.

A segunda secção indica VANT com valores de peso vazio fornecidos. O peso vazio envolve a estrutura, componentes aviónicos e propulsão, não incluindo apenas os valores de carga e baterias/combustível. Também é importante referir que, para ambas as secções, foi calculado um fator de

Tabela 3.2: VANT considerados como base de dados e respetivos parâmetros de projeto.

VANT	MTOW [kg]	Peso Estrutural [kg]	Fator de Peso Estrutural	Envergadura [m]	Comprimento [m]	Área [m <sup>2</sup> ]
Foxtech AYK-250	13.5	3.20	0.237	2.50	1.26	-
Swift Vtol VANT	9.00	2.50	0.278	2.60	-	-
Top Engineering Falcon V	18.0	6.50	0.361	4.50	2.30	1.54
FOYTECH BABY SHARK 260 VTOL	13.0	2.68	0.223	2.50	1.40	-
Alti Transition	18.0	5.80	0.322	3.00	2.30	-
Torac V5	47.0	10.0	0.213	5.20	1.80	-

VANT	MTOW [kg]	Peso Vazio [kg]	Fator de Peso Vazio	Envergadura [m]	Comprimento [m]	Área [m <sup>2</sup> ]
AAI Aerosonde	13.1	10.0	0.763	2.90	1.70	0.57
NM& F350G	28.0	20.0	0.714	3.60	2.49	-
Border Eagle MK.2	20.0	9.00	0.450	3.10	1.75	0.95
Alti Transition	18.0	11.8	0.656	3.00	2.30	-
FOYTECH BABY SHARK 260 VTOL	13.0	5.60	0.431	2.50	1.40	-
Height Technologies PD-1	40.0	22.0	0.550	4.00	2.54	1.17
OGASSA OGS42V	36.0	22.0	0.610	4.20	2.50	-
VANTFactory Penguin B	21.5	11.5	0.535	3.30	2.30	0.79
Skyeton Raybird 3	23.0	11.0	0.478	2.96	1.83	0.90
Brican TD100	25.0	16.2	0.648	4.98	2.00	-
VANTIONICS Tiguar C	25.0	14.0	0.560	4.10	-	-

peso com o objetivo de identificar as percentagens relativas ao peso máximo à decolagem (Fator de Peso Estrutural na primeira secção e Fator de Peso Vazio na segunda secção).

Os valores expostos na Tabela 3.2 são oriundos de construtores ou, em alguns casos, provenientes de D. Coelho (2019) e de Center for a New American Security (2021).

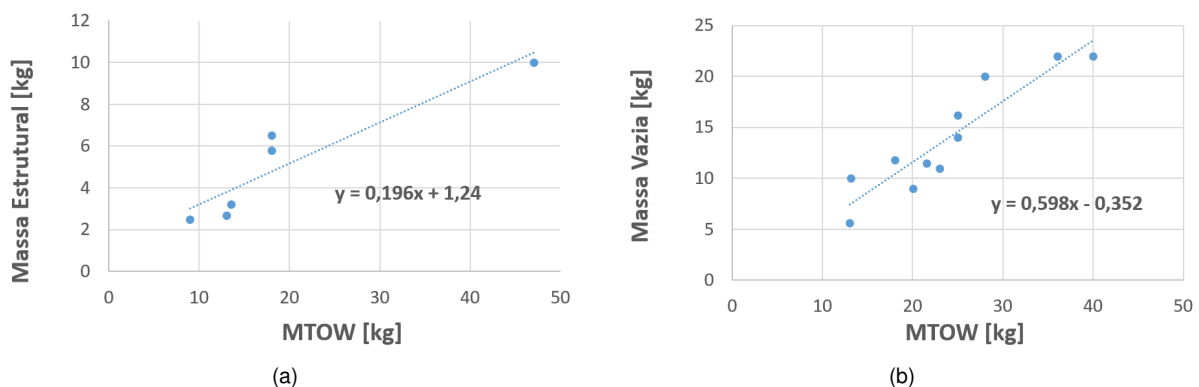


Figura 3.2: (a) massa estrutural vs MTOW; (b) massa vazia vs MTOW.

Com base nos dados recolhidos procedeu-se à construção de 2 gráficos presentes na Figura 3.2, referentes aos valores do massa estrutural e massa vazia respectivamente. Com base nestes gráficos, criaram-se regressões lineares para identificar a tendência nos valores estruturais existentes, e dessa forma, obter uma hipótese fundamentada para o valor percentual de peso estrutural a usar no projeto.

Note-se que os resultados com maior interesse são referentes à Figura 3.2 (a) uma vez que o foco desta dissertação é a componente estrutural. Relativamente à Figura 3.2 (b), os resultados não serão tão relevantes, uma vez que envolvem pesos de componentes aviónicos e propulsão. Adicionalmente, os dados referentes ao segundo gráfico apresentam variações significativas na configuração de cada VANT, o que acrescenta ao grau de baixa fidelidade destes dados.

### 3.3 Envelope de Voo

O projeto estrutural de uma aeronave baseia-se na carga máxima que esta terá de suportar, ou seja, a carga limite. Durante a sua operação, a aeronave é sujeita a vários tipos de acelerações que podem provocar fatores de carga elevados, Corke (2003). É com base nestes fatores de carga que se obtém a carga limite.

O envelope de voo define as cargas a suportar pela estrutura de uma aeronave, consoante as velocidades, fator de carga e a altitude. O envelope é representado graficamente através dos fatores de carga em função da velocidade. Para os limites definidos no gráfico, é possível operar a aeronave sem sofrer danos na estrutura. O envelope de voo é uma combinação do diagrama V-n de manobra (envelope de manobrabilidade) e do diagrama V-n de rajada (envelope de rajadas, *gust envelope*).

#### 3.3.1 Fator de Carga

O fator de carga,  $n$ , é definido como a quantidade de  $G$ 's que uma aeronave consegue suportar, ou o número de vezes que a estrutura aguenta o seu próprio peso segundo a aceleração gravitacional da Terra,  $g$ , Brandt and Stiles (2004).

$$n = \frac{L}{W} \quad (3.1)$$

Na Equação 3.1,  $L$  representa a força de sustentação e  $W$  o peso da aeronave. Para o caso de voo nivelado, a força de sustentação é equivalente ao peso, o que significa que a aeronave está em equilíbrio e fica sujeita a apenas 1  $G$ .

No projeto de uma estrutura deve-se considerar o fator de carga de projeto (*Design Load Factor*),  $n_{projeto}$ , apresentado na Equação 3.2 (da Silva, 2017). Este fator de carga leva em consideração margens de segurança para assegurar que os limites estruturais não são ultrapassados durante a operação da aeronave (falha ou deformações permanentes):

$$n_{projeto} = FS \cdot n_{limite} \quad (3.2)$$

onde FS é o fator de segurança usado, que por norma é igual ou superior a 1,5 segundo a norma da indústria aeronáutica NATO Allied Engineering Publication (2014);  $n_{limite}$  é o fator de carga limite definido no envelope de voo.

É também importante referir que segundo NATO Allied Engineering Publication (2014), é necessário usar um segundo fator de segurança igual ou superior a 1,5 para compósitos testados sem controlo de humidade ou temperatura.

#### 3.3.2 Diagrama V-n de manobra

O diagrama V-n é também conhecido por diagrama de manobra, no qual o fator de carga é colocado em função da velocidade da aeronave. Para o estudo do diagrama V-n não são considerados os casos

de derrapagem (*side-slipping*), rolamento (*roll*), ou guinada (*yaw*), da Silva (2017), Albuquerque (2011).

O envelope é projetado segundo o MTOW, uma vez que não se trata de uma aeronave acrobática. Também pode ser projetado para incluir o uso de *flaps*, não sendo abordado na presente dissertação, uma vez que se pretende um VANT de configuração limpa.

As forças aerodinâmicas exercidas na aeronave são máximas para manobras a baixa altitude e com velocidades elevadas, conseqüentemente o diagrama é projetado para condições de voo ao nível médio das águas do mar (*sea level*).

## Velocidades

Primeiramente, é necessário calcular a velocidade de cruzeiro ao nível médio das águas do mar,  $U_e$ . Segundo a missão de voo definida em Alves et al. (2021), a velocidade de cruzeiro é de 38 *kts* (19.55 *m/s*) a uma altitude de 5000 *ft* (1524 *m*).  $U_e$  é calculada através da equivalência entre pressões dinâmicas (velocidade de ar equivalente ou EAS), onde  $\rho_{cruzeiro} = 0.98476 \text{ kg/m}^3$  e  $\rho_{sl} = 1.225 \text{ kg/m}^3$ . Note-se que a densidade considerada é correspondente à temperatura padrão com um aumento da temperatura de 20°, o que faz com que a densidade seja mais baixa face ao valor tradicional. Esta opção foi assumida no projeto conceptual em Alves et al. (2021).

$$\begin{aligned} \Rightarrow q_{cruzeiro} &= q_{sl} \Leftrightarrow \\ \Leftrightarrow q_{cruzeiro} &= 0.5 \cdot \rho_{cruzeiro} \cdot U_{cruzeiro}^2 \Rightarrow q_{cruzeiro} = 188.19 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \Leftrightarrow \quad (3.3) \\ \Leftrightarrow q_{sl} &= 0.5 \cdot \rho_{sl} \cdot U_{sl}^2 \Rightarrow U_e = 17.53 \text{ m/s} \quad (34.08 \text{ kts}) \end{aligned}$$

Posteriormente, é calculada a velocidade de Descida,  $U_{dive}$  em função da velocidade de cruzeiro,  $U_e$ . De acordo com a doutrina NATO Allied Engineering Publication (2014), a relação entre as duas velocidades é definida pela Equação 3.4. No entanto, para obter uma margem de manobra e segurança superior, usou-se um fator de 1.5 de acordo com Corke (2003), expresso na Equação 3.5.

$$\frac{U_e}{U_{dive}} \leq 0.9 \Rightarrow U_{dive} \geq 1.11U_e \quad (3.4)$$

$$U_{dive} = 1.5U_e \Rightarrow U_{dive} = 27.2 \text{ m/s} \quad (52.87 \text{ kts}) \quad (3.5)$$

A velocidade de Perda,  $U_{stall}$ , é por sua vez calculada segundo a Equação 3.6, onde  $C_{L_{max}} = 1.3$  (dado oriundo da Tabela 6, Alves et al. (2021)). Para este projeto foi definida como velocidade de perda 14.4 *m/s* ou 28 *kts* para o nível médio das águas do mar (Tabela 7, Alves et al. (2021)).

$$U_{stall}(n) = \sqrt{\frac{2nW}{\rho A C_{L_{max}}}} \quad (3.6)$$

### Limite de Perda Positivo (Elevado Ângulo de Ataque Positivo)

O limite de Perda positivo é a curva compreendida entre o fator de carga 0 e o fator de carga máximo positivo,  $n_{max}$ , no diagrama V-n. Esta curva é dada pela função 3.7, adaptada da Equação 3.6.

$$n_{max}(U_{\infty}) = \frac{C_{L_{max}} \rho A}{2W} \times U_{\infty}^2 \quad (3.7)$$
$$\Leftrightarrow n_{max} = 0.004821 \cdot U_{\infty}^2,$$

onde  $W = 21.6 \times 9.81 = 211.9 \text{ N}$  corresponde ao peso do VANT e  $A = 1.372 \text{ m}^2$  corresponde à área da asa.

### Limite de Perda Negativo (Elevado Ângulo de Ataque Negativo)

O limite de Perda negativo é a curva compreendida entre o fator de carga 0 e o fator de carga máximo negativo,  $n_{min}$ . Esta curva é dada pela função 3.8, adaptada da Equação 3.6.

$$n_{min}(V_{\infty}) = \frac{C_{L_{min}} \rho A}{2W} \times U_{\infty}^2$$
$$\Leftrightarrow n_{min}(V_{\infty}) \approx \frac{C_{L_{max_{clean}}} \cdot \frac{C_{l_{min_{airfoil}}}}{C_{l_{max_{airfoil}}}} \cdot \rho A}{2W} \times U_{\infty}^2 \quad (3.8)$$
$$\Leftrightarrow n_{min} = -0.001804 \cdot U_{\infty}^2,$$

onde  $C_{l_{min_{airfoil}}} = -0.63$  e  $C_{l_{max_{airfoil}}} = 1.8$  foram calculados recorrendo à Figura B.1, oriunda de Airfoil Tools (2021), e a fórmula de  $C_{L_{min}}$  retirada de da Silva (2017).

### Limite dos Fatores de Carga

De acordo com a norma NATO Allied Engineering Publication (2014) (parágrafo UL5.2), o limite superior do fator de carga é maior ou igual a 3.8 para manobra simétrica positiva e o limite inferior do fator de carga é menor ou igual a  $-1.5$  para manobra simétrica negativa.

Verificou-se que para o limite de perda positivo, o envelope de voo cumpre as normas NATO Allied Engineering Publication (2014), onde apenas com a velocidade de mergulho ultrapassou o valor de carga imposto, atingindo  $n_{max} = 3.81$ . No entanto, optou-se por usar o fator de carga  $n_{max} = 4$ , para manobras positivas, em aplicações futuras, para simplificar os cálculos realizados.

Relativamente ao valor  $n_{min}$ , o valor de 0 até  $-1,5$  é imposto pela velocidade de perda "negativa". Estes valores são válidos e respeitam o cálculo do envelope de voo de acordo com as normas. No entanto, para a velocidade máxima (velocidade de mergulho), obtém-se  $n_{min} = -1.34$  que é inferior ao valor estipulado na norma NATO Allied Engineering Publication (2014). Para valores abaixo de  $n_{min}$  a aeronave entra em perda.

O resultado das equações de limites de manobras e de limite de cargas resulta no diagrama V-n da figura 3.3.

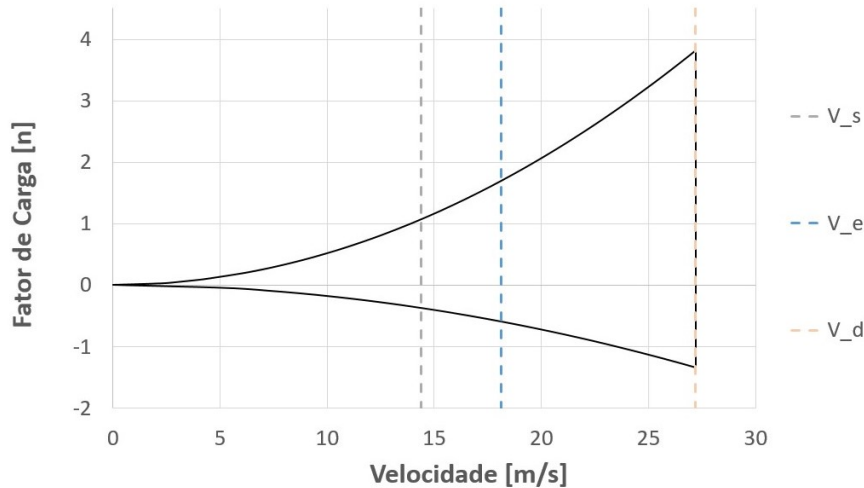


Figura 3.3: Diagrama de manobrabilidade (V-n).

### 3.3.3 Diagrama V-n de rajada

O diagrama de rajadas é um envelope referente às rajadas de vento que a aeronave pode suportar durante o voo. As rajadas de vento provocam cargas aerodinâmicas instáveis devido à turbulência existente na atmosfera. A consequência destas rajadas é a alteração do ângulo de ataque da aeronave, resultando num acréscimo ou decréscimo de sustentação, provocando variação no fator de carga, Corke (2003).

Existem três tipos de rajadas distintas: a mais severa tem de ser suportada para a velocidade de manobra; a intermédia tem de ser suportada à velocidade de cruzeiro; e a mais ligeira tem de ser suportada para a velocidade de mergulho. As equações 3.9 são usadas para calcular a velocidade das rajadas, que posteriormente são aplicadas na Equação 3.10 para inferir a variação do fator de carga provocada pelas mesmas.

$$u = k \cdot \tilde{u} \quad k = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu} \quad \mu = \frac{2W}{\rho_{cr} g A C_{L\alpha} \bar{c}}, \quad (3.9)$$

onde os valores de  $\tilde{u}$  são retirados de Corke (2003) e adaptados às unidades SI,  $C_{L\alpha} = 0.1^{\circ-1}$  oriundo da Figura B.1 e  $\bar{c} = 0,353 \text{ m}$ . Com estas informações é possível inferir sobre os valores da velocidade das rajadas de vento,  $u$ . Com recurso à Equação 3.10, traçaram-se as retas da diagrama V-g da Figura 3.4.

$$\Delta n = \frac{\rho_{sl} A C_{L\alpha} \cdot U_{\infty}^2 \cdot \tan^{-1} \left( \frac{u}{V_{\infty}} \right)}{2W} \quad n_{gust} = 1 \pm \Delta n \quad (3.10)$$

Tabela 3.3: Dados referentes às rajadas de vento segundo Corke (2003).

Fase do voo	Alcance de altitude [m]	$\tilde{u}$ [m/s]	$\Delta n$
Velocidade de Manobra	0-6000	20,12	7,13
Cruzeiro	0-6000	15,24	3,31
Mergulho	0-6000	7,620	2,87

A conjugação dos dois diagramas resulta no diagrama do envelope de voo, presente na Figura 3.5.

Verificou-se que para os valores das rajadas aplicados, os respectivos fatores de carga são bastante superiores aos do diagrama V-n. Isto significa que a aeronave não chega a atingir os valores dos fatores de carga calculados, entrando em perda. Note-se que os valores obtidos são baseados em equações empíricas criadas para aeronaves com pesos bastante superiores, o que pode justificar estes valores exagerados.

Adicionalmente, observou-se que o envelope de voo obtido não tem um formato tradicional. A principal causa deste resultado é a baixa velocidade de cruzeiro do VANT, que permite que as rajadas de vento provoquem grandes variações nos fatores de carga. Deste modo, o diagrama de rajadas não provoca alterações no diagrama de manobra e, como tal, a opção será descartar o diagrama de rajadas, e utilizar apenas o diagrama de manobra para cálculos futuros.

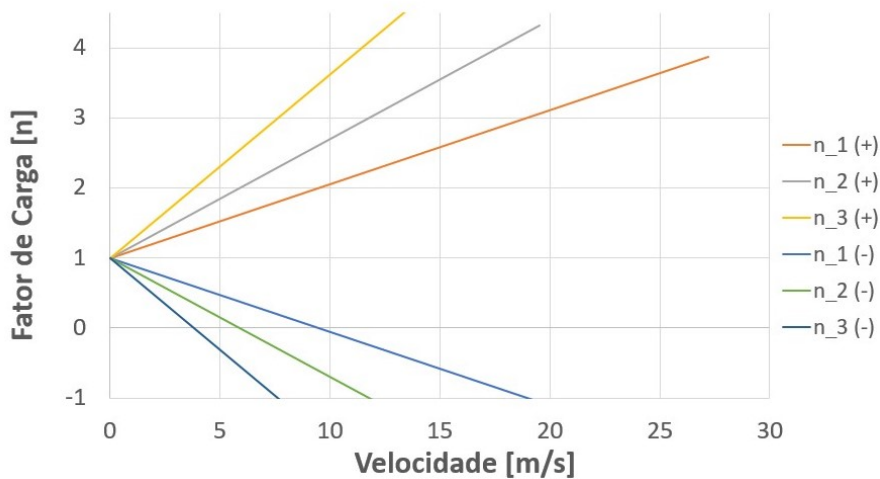


Figura 3.4: Diagrama de rajadas (V-g).

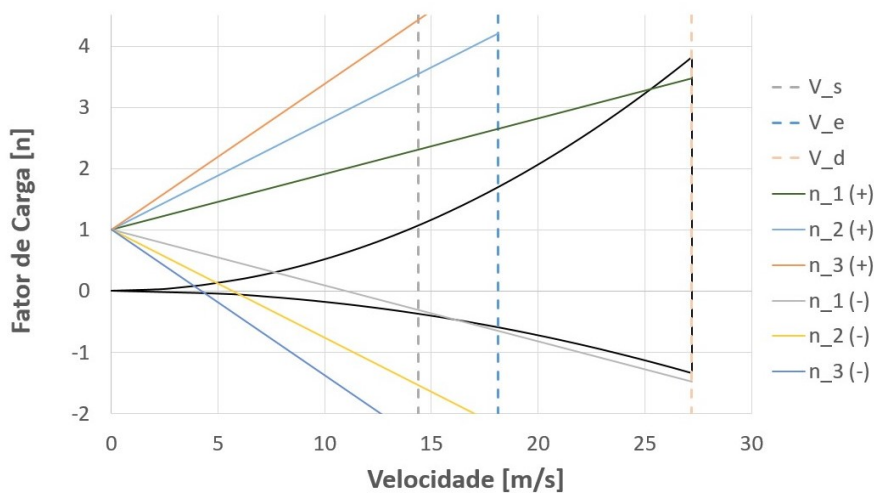


Figura 3.5: Diagrama do envelope de voo.

### 3.4 Dimensionamento Analítico da Longarina Principal

Define-se como estrutura determinada estática aquela cujas reações externas e tensões internas podem ser calculadas através das equações de equilíbrio estático (Niu, 1999).

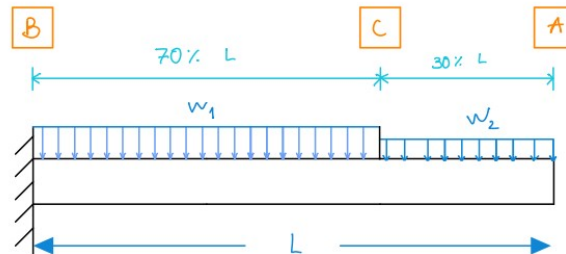


Figura 3.6: Viga encastrada com duas cargas distribuídas diferenciadas.

Numa primeira abordagem, optou-se por estudar uma viga *cantilever* (viga encastrada numa das extremidades) com duas cargas distribuídas,  $w_1$  e  $w_2$ , aplicadas ao longo do comprimento da longarina (Figura 3.6). Considerou-se este tipo de distribuição para se assemelhar à distribuição de sustentação numa asa convencional. A carga  $w_2$ , é metade de  $w_1$ , e está distribuída nos últimos 30% da semi-envergadura da asa.

O valor das cargas distribuídas aplicadas obteve-se a partir do produto da estimativa do peso do VANT (MTOW) com o fator de carga de projeto,  $n_{projeto}$ . Este último consiste na conjugação do fator de carga máximo ( $n_{max}$ ), presente na Figura 3.5, com um fator de segurança ( $SF$ ) de 1,5.

O produto obtido foi dividido pela envergadura total da asa, resultando em  $w = 320.3 \text{ N/m}$ . Com base nas proporções referidas no parágrafo anterior para a imitação de uma distribuição de sustentação, obteve-se  $w_1 = 376.9 \text{ N/m}$  e  $w_2 = 188.4 \text{ N/m}$ .

Considera-se  $L$  como sendo metade da envergadura da aeronave, para o estudo da longarina. O material usado no estudo é o alumínio 8090-T651.

Tabela 3.4: Propriedades do alumínio 8090-T651, retiradas de MakeltFrom (2020).

E	67 GPa
$\nu$	0.33
$\sigma_{UTS}$	470 MPa
$\rho$	2700 $\text{kg/m}^3$

Com recurso às equações do equilíbrio de forças e momentos ao longo da viga (somatório de forças e momentos na secção nulos), foi possível calcular as equações relativas à tensão de corte 3.11 e momento fletor 3.12, dando origem aos gráficos da Figura 3.7.

A equação de  $V_{BC}$  corresponde às forças de corte encontradas ao longo da secção  $BC$  da longarina da Figura 3.6, enquanto que  $V_{CA}$  é referente às tensões de corte sentidas na secção  $CA$ . Relativamente à equação  $M_{BC}$ , esta corresponde ao momento fletor aplicado sobre a secção  $BC$ , enquanto que  $M_{CA}$  é referente ao momento fletor na secção  $CA$ . Estas equações foram calculadas através da metodologia de Beer and Jonhston (2012).

$$V_{BC} = -w_1(x - 0.15L) \quad V_{CA} = -0.5w_1x \quad (3.11)$$

$$M_{BC} = -w_1(0.5x^2 - 0.15Lx + 0.0225L^2) \quad M_{CA} = -0.25w_1x^2 \quad (3.12)$$

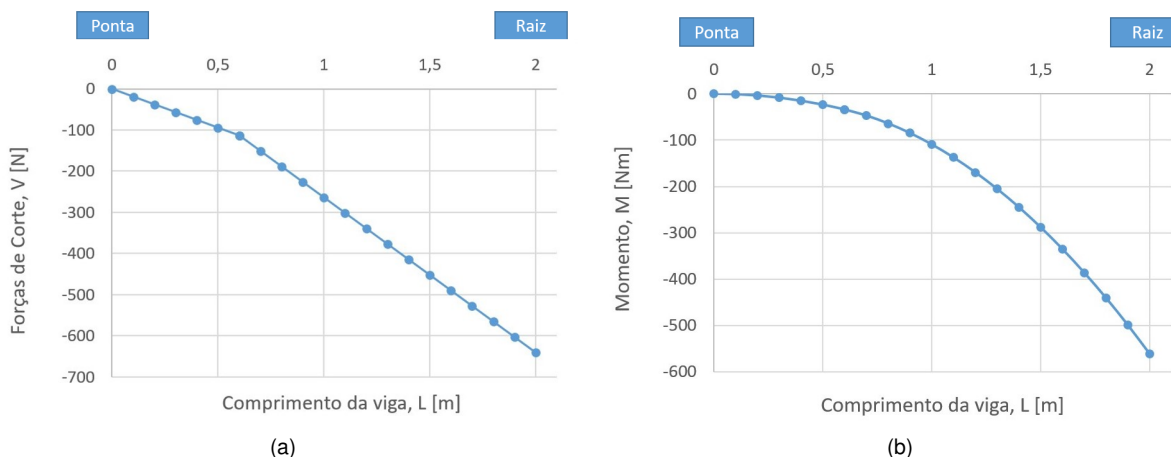


Figura 3.7: Gráficos relativos à avaliação das tensões de corte e momentos fletores: (a) diagrama de corte; (b) diagrama do momento de flexão.

O deslocamento numa viga encastrada ao longo do seu comprimento é dada pelas equações 3.13, que são oriundas da integração das equações do momento fletor.

$$y_{BC} = \frac{-w}{24EI}(x^4 - 0.6Lx^3 + 0.27L^2x^2 - 2.74L^3x + 2.07L^4) \quad (3.13)$$

$$y_{CA} = \frac{-w}{24EI}(0.5x^4 - 2.686L^3x + 2.06595L^4)$$

onde  $I$  é o momento de inércia para a secção transversal da viga. Com o intuito de seleccionar a secção transversal da longarina mais adequada a este projeto, estudaram-se 3 secções transversais:

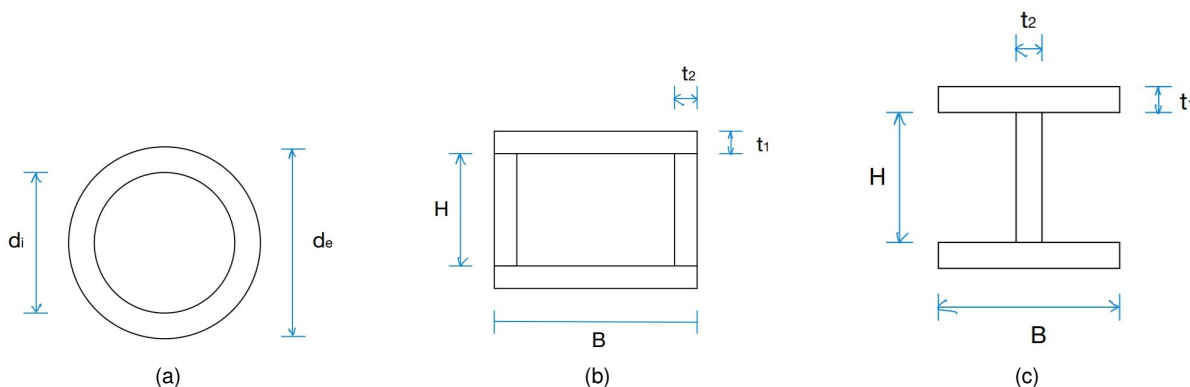


Figura 3.8: Secções transversais: (a) circular oca; (b) retangular oca; (c) em I.

De seguida foi necessário calcular o momento de inércia da área para a secção em estudo. Segundo o teorema dos eixos paralelos, o momento de inércia é calculado pelas equações 3.14, 3.15 e 3.16, referentes à secção circular, em I e retangular, respetivamente.

$$I_{x,circ} = \frac{\pi (d_e^4 - d_i^4)}{64} \quad (3.14)$$

$$I_{x,I} = \frac{t_2 H^3}{12} + 2 \times \left[ \frac{B t_1^3}{12} + (t_1 B) \left( \frac{H}{2} + \frac{t_1}{2} \right)^2 \right], \quad (3.15)$$

$$I_{x,rect} = 2 \times \left( \frac{t_2 H^3}{12} \right) + 2 \times \left[ \frac{B t_1^3}{12} + (t_1 B) \left( \frac{H}{2} + \frac{t_1}{2} \right)^2 \right], \quad (3.16)$$

onde  $t_2$  indica a espessura das almas,  $t_1$  a espessura dos banzos,  $H$  a altura das almas,  $B$  a largura da secção e  $d_e$  e  $d_i$  os diâmetros das circunferências.

O objetivo da comparação é selecionar a secção que permite atingir o menor peso da longarina, respeitando as propriedades físicas do material selecionado, nomeadamente a tensão de cedência máxima ( $\sigma_{UTS}$ ). A Equação 3.17 permite obter os valores da tensão na secção para comparar com a tensão de cedência do material

$$\sigma_f = \frac{Mh}{I}, \quad (3.17)$$

onde  $M$  representa o momento fletor e  $h$  representa a distância ao eixo considerado para flexão.

Para tal, efetuou-se uma otimização para minimizar o peso da longarina, tendo como restrição a tensão máxima do material, e como variáveis do estudo as dimensões de cada secção, dentro dos limites impostos. Estes limites asseguram que os resultados obtidos são realistas, sendo estes, por exemplo, uma espessura mínima de 1 mm e uma altura máxima da secção equivalente a 10% da corda Airfoil Tools (2021). A otimização é realizada através do programa *Microsoft Excel* (versão 2016), recorrendo à função *Solver* do menu de Análise, presente na ferramenta Dados. Este programa apresenta três tipos de algoritmos de otimização para obter uma solução. O algoritmo utilizado foi o *GRG Não Linear* visto que a equação do momento de inércia, envolvida no calculo do momento fletor, apresenta expoentes e, conseqüentemente, não é linear. É importante referir que a solução obtida para este algoritmo é localmente óptima, ou seja, o algoritmo encontrou um pico (máximo ou mínimo) podendo existir outros picos mais elevados longe da solução obtida. Para os constrangimentos selecionados considera-se aceitável as soluções obtidas. Os resultados estão presentes na Tabela 3.5.

Tabela 3.5: Pesos da longarina para as diferentes secções transversais.

Secção	Massa [kg]
Circular oca	1.431
Retangular oca	0.954
I	1.019

Tabela 3.6: Dimensões optimizadas da secção retangular oca.

Variável	Valor [mm]
$t_1$	1
$B$	51
$t_2$	1
$H$	38

Verificou-se que para as três secções, as espessuras convergiram para o valor mínimo possível e a altura convergiu para o valor máximo, tendo em conta os constrangimentos estabelecidos.

O estudo conclui que a secção para a qual o peso é menor, é secção retangular oca com as dimensões referidas na Tabela 3.6.

Com recuso às equações 3.13 e substituindo os respetivos valores na Equação 3.16, obtém-se o deslocamento gerado ao longo da viga, representado na Figura 3.9. Verificou-se que para os cálculos efetuados, o valor do deslocamento máximo obtido foi de 16.3 *cm*.

De modo a visualizar as tensões de compressão e tração sentidas pela viga devido à flexão, foi criado o gráfico da Figura 3.10 com base na Equação 3.17, para a secção que suporta as cargas mais elevadas.

Note-se que as restantes soluções respeitam o critério de tensão de cedência máxima e obtêm o mesmo valor de deslocamento na extremidade da viga, uma vez que o valor do momento de inércia é igual para as 3 secções após o processo de optimização. Isto significa que são soluções viáveis caso o peso não seja relevante para a escolha.

Durante o processo de optimização o momento de inércia é maximizado, o que significa que o deslocamento não poderá ser menor que este valor, uma vez que são diretamente proporcionais.

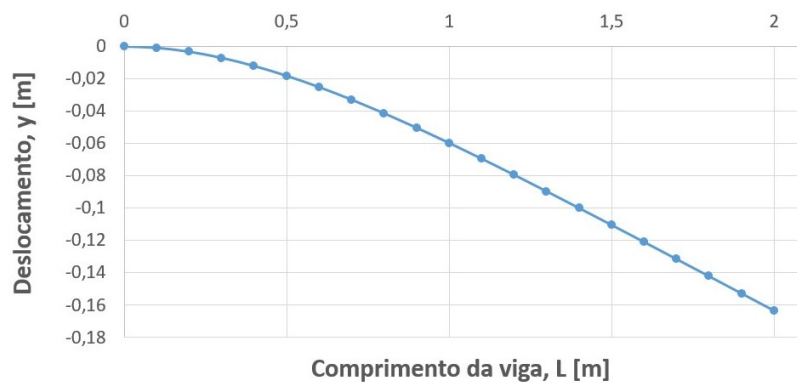


Figura 3.9: Deslocamento da viga ao longo do comprimento.

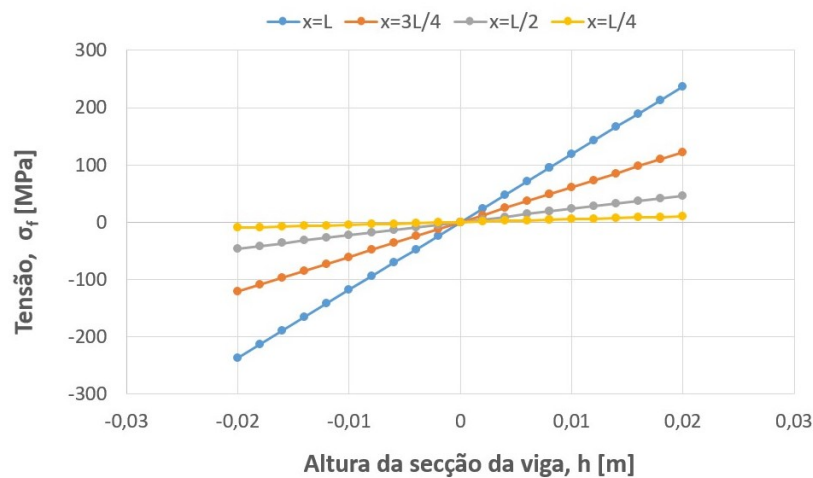


Figura 3.10: Diagrama de stress de flexão.

## Capítulo 4

# Projeto Preliminar

### 4.1 Seleção de Materiais e Respetivas Propriedades Mecânicas

Um dos objectivos para este projeto é a utilização de materiais existentes no CIAFA, para reduzir não só custos mas também o tempo de produção. Por conseguinte, deu-se prioridade a materiais compósitos por produzirem estruturas leves, com boa eficiência estrutural e por oferecerem maior resistência a cargas elevadas, comparativamente a metais.

Os materiais compósitos à base de fibra de carbono são cerca de 15% mais baratos comparativamente ao alumínio usado na indústria aeronáutica após o processo de construção (Pinto, 2017). Note-se que estes dados são referentes a materiais compósitos construídos com aplicação de *preg* automatizada, sendo que os valores são mais baixos para aplicação manual de fibra e produção reduzida de componentes. Este diferencial deve-se sobretudo ao maior custo de mão de obra e de maquinaria específica necessária para o manuseamento de metais, apesar do menor custo de matéria prima comparativamente às fibras anteriormente citadas (Hollmann, 2003). Adicionalmente, os materiais compósitos apresentam maior resistência a tensões na direção das fibras comparativamente ao alumínio, para a mesma carga estática aplicada, incorrendo numa diminuição de cerca de 30 % de peso para as mesmas condições, (Correia, 2018; Hollmann, 2003).

Através da Figura 4.1, verifica-se que a fibra de carbono tem melhor resistência a ciclos de fadiga a partir dos  $10^5$  ciclos, sendo que o alumínio apresenta um declive de degradação da tensão máxima muito superior aos demais. Verifica-se também que os materiais compósitos apresentam propriedades superiores de absorção de vibrações comparativamente aos metais, visível na Tabela 4.1.

As configurações de laminados mais comuns envolvem laminados sólidos ou laminados em sanduíche. Por norma, as sanduíches são usadas em componentes onde se deseja obter rigidez à flexão elevada com peso reduzido, enquanto que os laminados sólidos oferecem maior resistência a cargas elevadas e menor propensão a danos. De acordo com a Figura 4.1, a fibra de carbono apresenta o melhor rácio entre tensão para regime de trabalho e a tensão máxima até falha, comparativamente à fibra de vidro. Adicionalmente, a fibra de carbono apresenta tensões de tração, compressão e corte superiores, assim como densidade inferior, quando comparada com a fibra de vidro, para o mesmo vo-

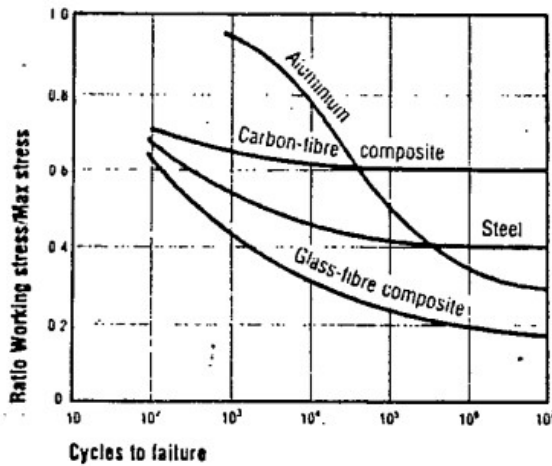


Tabela 4.1: Amortecimento de vibração (Hollmann, 2003).

Materiais	Fator de perda ( $10^{-4}$ )
Aço Inoxidável	6
Grafite + epóxy	17
Fibra de Vidro + epóxy	29
Kevlar + epóxy	180

Figura 4.1: Gráfico S-N de fadiga (Hollmann, 2003).

lume de fibra reforçada com matriz. No caso da fibra de kevlar (aramida), esta apresenta as melhores propriedades mecânicas com a exceção da tensão de corte, que é 3.34 vezes inferior à fibra de carbono (Ekşi & Genel, 2017).

Face ao exposto, a fibra de carbono é a opção mais viável para a construção do projeto, acrescentando o facto de ser o material mais usado no CIAFA. Apresenta-se na Tabela 4.2 os materiais disponíveis para construção no CIAFA.

Tabela 4.2: Materiais para construção de compósitos disponíveis no CIAFA.

Fibra de carbono bidirecional	3K, HS, 160 e 90 [ $g/m^2$ ]
Fibra de carbono unidirecional	3K, HS, 215 [ $g/m^2$ ]
Sistema de resina epóxy	SR 1500 com endurecedor SD 2505
Airex	C70.75

Uma vez que o cerne desta dissertação não está relacionado com a realização de provetes de material compósito para inferir as suas propriedades mecânicas, recorreu-se aos dados já existentes no CIAFA, provenientes de testes com provetes constituídos pelas fibras anteriormente referidas. Estes dados estão distribuídos por da Silva (2017), Félix et al. (2015a), Félix et al. (2015b) e Soares (2021). Adicionalmente, complementou-se a recolha de dados com valores proveniente de bases de dados, mais especificamente Tomblin, McKenna, Ng, and Raju (2001) para normas (*Room Temperature Dry*) e de Performance Composites LTD (2009).

Com os dados reunidos, prestou-se especial atenção aos valores das tensões de cedência, dado que o critério de falha que se pretende utilizar para esta dissertação é o critério de tensão máxima. Uma primeira análise efetuada com os dados referentes a da Silva (2017), indicou que as espessuras obtidas para os laminados eram demasiado finas. Deste modo, conclui-se que os dados recolhidos são otimistas, sendo possível verificar esta observação comparando os dados relativos as outros ensaios nas Tabelas 4.3 e 4.4.

Analisando a Tabela 4.3 observa-se que, para a fibra unidirecional, os valores experimentais obtidos para as tensões de rutura variam entre 1500 e 684  $MPa$ , sendo o valor intermédio 1092  $MPa$ .

Tabela 4.3: Propriedades mecânicas da fibra de carbono unidirecional.

	Dados experimentais do CIAFA	Dados experimentais da revisão de literatura	Dados teóricos
<b>Retirado de:</b>	(da Silva, 2017) (Félix et al., 2015b) (Soares, 2021)	(Performance Composites LTD, 2009))	(da Silva, 2017)
Espessura de lâmina única, [mm]	0.222 / - / -	-	-
$\rho$ [g/cm <sup>3</sup> ]	1.450 / - / -	1.600	-
E1 [MPa]	95070 / - / -	135000	94580
E2 [MPa]	9173 / - / -	10000	9691
$\nu_{12}$	0.262 / - / -	0.300	0.290
G12 [MPa]	- / - / -	5000	2474
$\sigma_{UCS_1}$ [MPa]	968.0 / 884.6 / 684.0	1500	-
$\sigma_{UCS_2}$ [MPa]	22.48 / - / -	50.00	-
$\sigma_{UTS_1}$ [MPa]	- / - / -	1200	-
$\sigma_{UTS_2}$ [MPa]	- / - / -	250.0	-
$\sigma_{US_{12}}$ [MPa]	- / - / -	70.00	-

Tabela 4.4: Propriedades mecânicas da fibra de carbono bidirecional

	Dados experimentais do CIAFA	Dados experimentais da revisão de literatura	Dados teóricos
<b>Retirado de:</b>	(da Silva, 2017) (Félix et al., 2015a)	(Performance Composites LTD, 2009) (Tomblin et al., 2001)	(da Silva, 2017)
Espessura de lâmina única, [mm]	0.222 / - / -	-	-
$\rho$ [g/cm <sup>3</sup> ]	1.300 / -	1.600 / -	-
E1 [MPa]	44793 / 34080	70000 / -	52665
E2 [MPa]	53193 / -	70000 / 47230	52665
$\nu_{12}$	0.060 / -	0.100 / 0.074	0.054
G12 [MPa]	- / 5182	5000 / 2344	-
$\sigma_{UCS_1}$ [MPa]	622.6 / 361.9	600.0 / -	-
$\sigma_{UCS_2}$ [MPa]	508.6 / -	600.0 / 435.7	-
$\sigma_{UTS_1}$ [MPa]	- / -	570.0 / -	-
$\sigma_{UTS_2}$ [MPa]	- / -	570.0 / 427.3	570.0
$\sigma_{US_{12}}$ [MPa]	- / 149.8	90.00 / 106.0	90.00

Considerando uma abordagem conservadora, optou-se por utilizar o valor de 884.6 MPa como tensão de cedência para a fibra unidirecional. Note-se que apenas são referidas as tensões para a direção principal, uma vez que a fibra unidirecional apenas é aplicada para casos de tração/compressão numa única direção.

Relativamente à fibra bidirecional, Tabela 4.4, verificou-se que os valores experimentais variam entre 570 e 361.9 MPa, sendo o valor intermédio 466.0 MPa. Mais uma vez, optou-se por uma abordagem conservadora, definindo 450 MPa como o valor de tensão de cedência a utilizar. Este valor aplica-se a ambas as direções principais da fibra bidirecional.

Tendo em consideração as hipóteses assumidas, as propriedades usadas na Secção 4.2 e nos restantes estudos são enumeradas na Tabela 4.5.

Tabela 4.5: Propriedades mecânicas utilizadas para simulação dos materiais utilizados na estrutura.

	Fibra de carbono unidirecional + epóxy	Fibra de carbono bidirecional + epóxy	Airex + epóxy (da Silva, 2017)
Espessura da lâmina, [mm]	0.222	0.190	3.00
$\rho$ [g/cm <sup>3</sup> ]	1.450	1.300	0.422
E1 [MPa]	95070	44793	66.0
E2 [MPa]	9173	53193	-
$\nu_{12}$	0.262	0.060	0.300
G12 [MPa]	5000	5000	30.0
$\sigma_{US_{12}}$ [MPa]	49.41	90.00	1.20
Tensão de rutura [MPa]	884.6	450.0	-

É ainda importante referir que, segundo da Silva (2017), um laminado nunca deverá ter menos que duas lâminas na prática, uma vez que os resultados obtidos para as propriedades dos materiais só se confirmam a partir de duas lâminas. Para simplificação do estudo realizado, considera-se que uma lamina isolada mantém as propriedades calculadas e pode ser aplicada individualmente na estrutura.

## 4.2 Projeto da Longarina Principal da Asa

O presente estudo tem como objetivo projetar de forma preliminar a longarina principal da asa. Para tal, foi utilizada uma abordagem analítica tendo como base um método simplificado desenvolvido por Hollmann (2003) para o projeto de construção de uma longarina de secção transversal retangular, equivalente à obtida na Secção 3.4. Esta metodologia concerne a construção de longarinas utilizando materiais compósitos (fibra de carbono + epóxy), cuja solução indica a quantidade de lâminas a utilizar ao longo da longarina, consoante as propriedades mecânicas dos materiais seleccionados. Uma das vantagens deste método é a possibilidade de variar a espessura das paredes da longarina de acordo com os esforços de flexão e torção, por forma a minimizar o peso da estrutura para o regime de esforços desejados.

No exemplo fornecido em Hollmann (2003), a asa descrita é dotada de um design tradicional, onde a asa não apresenta torção (*twist*) ao longo da envergadura e o afilamento (*taper*) é constante desde a raiz até à ponta da asa. No caso do presente estudo, a asa apresenta uma configuração diferente o que impede o uso da mesma equação de cargas aerodinâmicas distribuídas para cálculos de momentos e esforços na longarina. A solução ideal para esta situação seria a combinação de uma carga distribuída uniforme para a secção de corda constante da asa, adaptando o método fornecido por Hollmann (2003) para a secção da asa com afilamento. Consequentemente, para este estudo aplicou-se a distribuição de cargas calculada na Secção 3.4, nomeadamente as equações 3.12 referentes ao momento fletor da longarina, ao invés do que é fornecido por Hollmann (2003). Adicionalmente, com vista a simplificação de cálculos, considerou-se que a distribuição de cargas é perpendicular e alinhada com o centro da longarina. O valor das cargas distribuídas é referido na Secção 3.4.

Para realizar esta análise, foi necessário definir os empilhamentos usados em cada secção por forma a identificar as propriedades mecânicas do laminado a usar nos cálculos. Estipulou-se que os banzos

da secção retangular são construídos por empilhamentos de fibra unidirecional, uma vez que estes elementos são essencialmente sujeitos a esforços de tração/compressão. As almas são construídas por empilhamentos de fibra bidirecional, dado que estes elementos são sujeitos a esforços transversos e este tipo de fibra apresenta maior resistência ao corte.

De acordo com o projeto conceptual, os primeiros 750 mm da asa mantêm o perfil alar constante e de seguida aplica-se um afilamento até à ponta. Para aplicar uma longarina no seu interior, considerou-se apenas a variação da altura na secção transversal, mantendo fixo o valor da largura da secção ao longo da longarina. Como tal, a altura da longarina manteve-se em 38 mm na secção de perfil constante, variando a partir daí (Equação 4.1). Este valor foi estimado considerando cerca de 10 % da corda do perfil alar na raiz. As dimensões da longarina são referidas na Tabela 4.6.

$$h_x = \begin{cases} 38mm & \text{de } x = 0 \rightarrow x = 750mm \\ h_{root} - 0.0144(x - 0.75) & \text{de } x = 750 \rightarrow x = 2000mm \end{cases} \quad (4.1)$$

Tabela 4.6: Dimensões da longarina para o estudo preliminar.

Largura, $a$	40 mm
Altura na raiz, $h_{root}$	38 mm
Altura na ponta, $h_{tip}$	20 mm
Envergadura, $b/2$	2000 mm

Durante a análise dos primeiros resultados, verificou-se que a espessura dos banzos na raiz era inferior a 0.7 mm, indicando que as propriedades utilizadas eram optimistas, como referido na Secção 4.1. Consequentemente, os cálculos realizados foram corrigidos por forma a integrarem as novas propriedades seleccionadas, enumeradas na Tabela 4.5.

Para calcular a espessura ideal dos banzos e almas ao longo da longarina, recorreu-se às Equações 4.4 e 4.5, respetivamente, oriundas da Equação 4.3. Note-se que para esta última equação, o cálculo do momento de inércia, implementado por Hollmann (2003), é adaptado a partido do teorema dos eixos paralelos, Equação 4.2. Segundo esta metodologia, apenas é considerado o teorema dos eixos paralelos, ou seja a parcela  $\frac{ab^3}{12}$  é desprezada e apenas é usada a parcela  $Ad^2$ , onde  $A = a \cdot t$  e  $d = h/2$ . Esta abordagem permite simplificar e agilizar o cálculo do momento de inércia, sendo conservadora nos valores devolvidos visto que a diminuição do valor do momento de inercia resulta em tensões mais elevadas, onde  $M$  indica o momento fletor na secção,  $\sigma_{UCS}$  representa a tensão máxima de cedência para compressão,  $\sigma_{UTS}$  para tração e  $\sigma_{USS}$  para corte.

$$I = \frac{ab^3}{12} + Ad^2 \quad (4.2)$$

$$\frac{\sigma_{US}}{2} = \frac{M \times \frac{h}{2}}{I} \quad (4.3)$$

$$t_1 = \frac{M}{a \times h \times \frac{\sigma_{UCS}}{2}} \quad t_2 = \frac{M}{a \times h \times \frac{\sigma_{UTS}}{2}} \quad (4.4)$$

$$t_3 = \frac{M}{h \times \frac{\sigma_{USS}}{2}} \quad (4.5)$$

Dado que esta análise envolve a aplicação de materiais compósitos, utilizou-se um fator de segurança de 2 para tensões de rutura, de acordo com NATO Allied Engineering Publication (2014), sendo este visível nas Equações 4.3, 4.4 e 4.5.

A espessura  $t_1$  refere ao banzo superior. Durante o voo, a asa desloca-se para cima, devido às carga aerodinâmica aplicadas pelo escoamento, o que provoca a compressão da estrutura no extradorso da asa. Consequentemente, os cálculos para  $t_1$  aplicam os dados referentes à tensão máxima de compressão. No caso da espessura  $t_2$ , que se aplica ao intradorso da asa, considera-se a tensão máxima de tração visto que esta área sofre tração devido ao movimento vertical da asa. Por sua vez, as almas são sujeitas a tensões de corte, pelo que a espessura  $t_3$  é definida através da resistência ao corte.

Com o objetivo de avaliar o método usado para o cálculo da longarina preliminar, efetuou-se um estudo no qual se atribuiu uma espessura constante para os banzos (0.888 mm). Os resultados são apresentados na Figura 4.2.

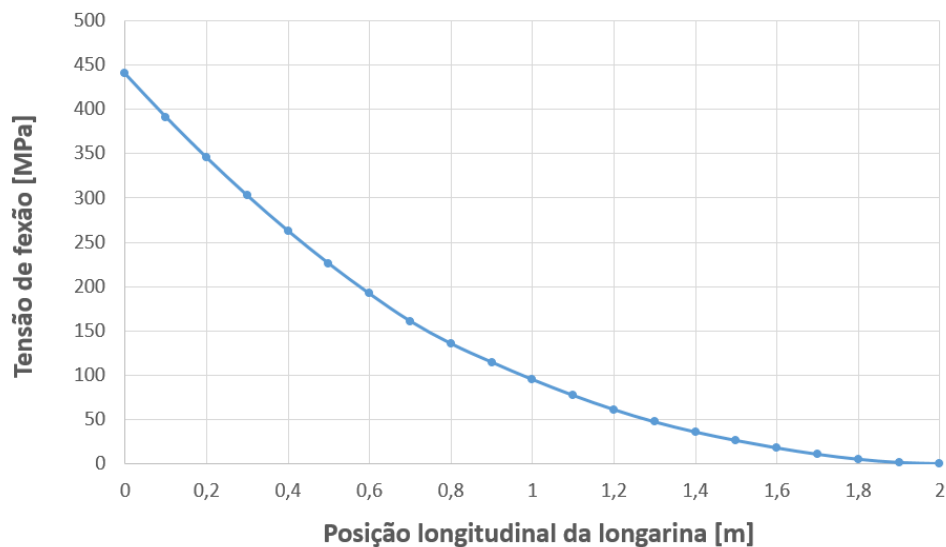


Figura 4.2: Tensões registadas ao longo da longarina preliminar com espessura de banzos constante.

Tal como esperado, a longarina apresenta as tensões máximas na raiz, que decrescem de forma progressiva até ao fim da envergadura. Desta forma, verifica-se que a metodologia aplicada é correta.

De seguida, procedeu-se à aplicação do método para inferir a distribuição ideal das lâminas pela longarina. Esta foi dividida em 20 estações para a realização dos cálculos. Para cada estação, calculou-se a espessura mínima do laminado de modo a não se exceder a tensão de cedência permitida, de acordo com as Equações 4.4 e 4.5. Os resultados obtidos estão apresentados na Tabela 4.7, sendo o empilhamento dos laminados definido na Tabela 4.8.

Após a definição do empilhamento, verifica-se novamente as tensões de cedência ao longo da longarina, garantindo que não é excedida em nenhuma secção. Verificou-se que existe uma margem

Tabela 4.7: Carregamento da longarina e espessura do laminado.

$x$	$h$ [m]	$V$ [N]	$M$ [N.m]	$t_1$ [mm]	$t_2$ [mm]	$t_3$ [mm]
2.0	0.0200	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000
1.9	0.0214	18.70	0.9300	0.0030	0.0020	0.0010
1.8	0.0229	37.39	3.740	0.0120	0.0090	0.0040
1.7	0.0243	56.09	8.410	0.0240	0.0200	0.0080
1.6	0.0258	74.79	14.96	0.0410	0.0330	0.0130
1.5	0.0272	93.48	23.37	0.0610	0.0490	0.0190
1.4	0.0286	112.2	33.65	0.0830	0.0660	0.0260
1.3	0.0301	149.6	46.74	0.1100	0.0880	0.0350
1.2	0.0315	187.0	63.57	0.1420	0.1140	0.0450
1.1	0.0330	224.4	84.14	0.1800	0.1440	0.0570
1.0	0.0344	261.8	108.4	0.2230	0.1780	0.0700
0.9	0.0358	299.2	136.5	0.2690	0.2150	0.0850
0.8	0.0373	336.5	168.3	0.3190	0.2550	0.1000
0.7	0.038	373.9	203.8	0.3790	0.3030	0.1190
0.6	0.038	411.3	243.1	0.4520	0.3620	0.1420
0.5	0.038	448.7	286.1	0.5320	0.4260	0.1670
0.4	0.038	486.1	332.8	0.6190	0.4950	0.1950
0.3	0.038	523.5	383.3	0.7130	0.5700	0.2240
0.2	0.038	560.9	437.5	0.8130	0.6510	0.2560
0.1	0.038	598.3	495.5	0.9210	0.7370	0.2900
0.0	0.038	635.7	557.2	1.036	0.8230	0.3260

Tabela 4.8: Distribuição de lâminas ao longo da envergadura da longarina.

$x$	Banzo Superior	Banzo Inferior	Almas
2	0	0	0
1.9	1	1	1
1.8	1	1	1
1.7	1	1	1
1.6	1	1	1
1.5	1	1	1
1.4	1	1	1
1.3	1	1	1
1.2	1	1	1
1.1	1	1	1
1.0	2	1	1
0.9	2	1	1
0.8	2	2	1
0.7	2	2	1
0.6	3	2	1
0.5	3	2	1
0.4	3	3	2
0.3	4	3	2
0.2	4	3	2
0.1	5	4	2
0.0	5	4	2

de segurança (MS) em toda a longarina, calculada de acordo com:

$$M.S. = \frac{\sigma_{USS}}{2} \times \frac{2I}{M \times h} \quad (4.6)$$

Através do empilhamento da Tabela 4.8, construiu-se um novo gráfico, presente na Figura 4.3, com

o objetivo de avaliar as tensões obtidas.

Verificou-se que a tensão de rutura não é ultrapassada em ambos os banzos. Adicionalmente, verificaram-se vários pontos de descontinuidade de tensões ao longo da longarina. Estes correspondem às zonas nas quais os empilhamentos variam de espessura. Com os dados calculados na Tabela 4.7 é possível obter uma distribuição de tensões uniforme ao longo da longarina, visto que as equações fornecem a espessura exacta necessária para a tensão de cedência. No entanto, as lâminas têm um espessura fixa a partir da qual o laminado é construído. Consequentemente, o arredondamento das espessuras do empilhamento provoca variação nas tensões, criando as descontinuidades observadas.

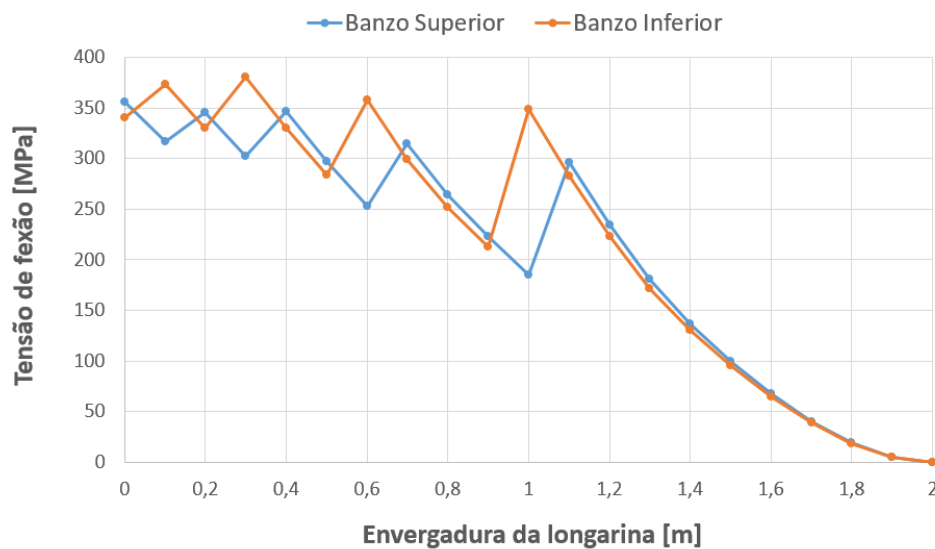


Figura 4.3: Tensões registadas ao longo da longarina preliminar para a distribuição de lâminas ideal.

O conhecimento do número de lâminas necessárias, respetiva distribuição e densidade, permite estimar que o peso desta longarina preliminar seria 127 g não incluindo o peso do núcleo de espuma. Comparando com o peso da longarina de alumínio anteriormente calculada, a longarina preliminar é 86.7% mais leve.

Note-se que este é um estudo preliminar e está sujeito a alterações. A aplicação da restante estrutura interna na asa no projeto detalhado, pode implicar a necessidade de incorporar modificações na longarina do VANT.

### 4.3 Distribuição de Massa e Centro de Gravidade

A identificação da distribuição do peso ao longo da aeronave permite calcular a localização do CG. Este estudo tem como objetivo avaliar a localização dos vários componentes do VANT por forma a obter a margem estática desejada (estabilidade longitudinal estática). O estudo da estabilidade longitudinal é realizado por (V. Coelho, 2021). Com o valor do CG conhecido, é possível calcular a incidência na cauda que permite equilibrar a aeronave para a velocidade cruzeiro, de acordo com os parâmetros desejados.

Adicionalmente, os componentes que constituem a aeronave foram colocados ao longo do eixo longitudinal, sendo desejável que o CG fique localizado à frente do ponto neutro para obter estabilidade longitudinal. O nariz do VANT é o ponto de referência utilizado para efetuar as medidas do posicionamento dos componentes do CG. A soma dos produtos da distância pelo peso de cada componente é dividida pela soma do peso total dos componentes, obtendo-se o Centro de Gravidade para um grupo de componentes.

Relativamente ao posicionamento lateral e vertical dos componentes, optou-se por não efetuar a distribuição dos mesmos. Desta forma, assume-se que estas distribuições não têm um impacto significativo no voo, uma vez que o seu estudo seria moroso e que não acrescentaria mais valias a esta dissertação. O estudo do CG foi dividido em seis grupos, discutidos nas subsecções seguintes.

### 4.3.1 Fuselagem

Os componentes na fuselagem estão organizados conforme ilustrado na Figura 4.4, tendo em consideração a facilidade de acesso e a possibilidade de interferência entre componentes eletrónicos.

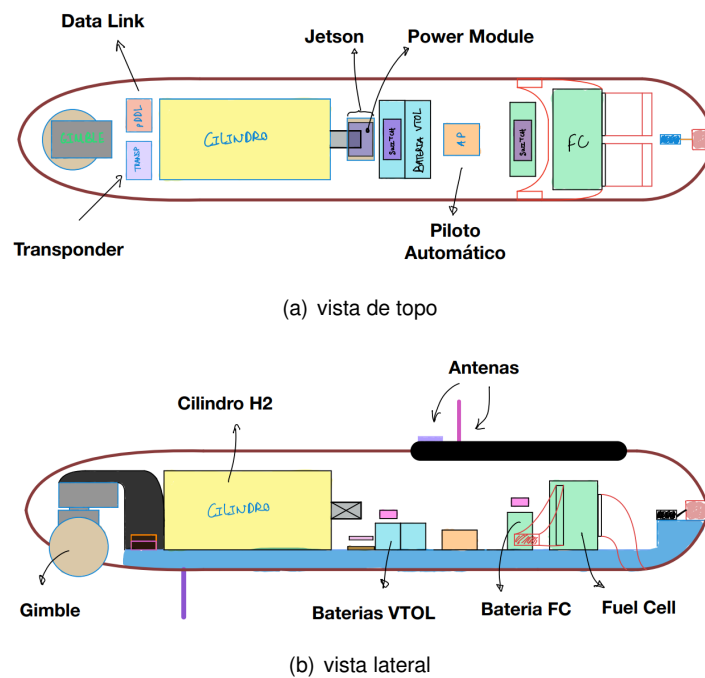


Figura 4.4: Distribuição dos componentes ao longo da fuselagem.

O formato da fuselagem baseou-se em Corke (2003), onde  $D_{seccao}$  e  $x_{seccao}$  representam o diâmetro e a distancia da secção ao nariz da fuselagem respetivamente,  $D_{max}$  e  $x_{max}$  representam os valores máximos de diâmetro e comprimento e  $n$  representa o fator de forma da secção.

$$D_{seccao} = \left( \frac{x_{seccao}}{x_{max}} \right)^n \times D_{max} \quad (4.7)$$

Para a secção frontal usou-se  $n = 0.25$ . Para a secção posterior usou-se  $n = 0.3$ . A secção frontal tem  $360 \text{ mm}$  de comprimento, a secção central tem  $880 \text{ mm}$  e a secção posterior tem  $160 \text{ mm}$ .

Através da linha definida pela Equação 4.7, inferiu-se o valor da área da superfície da fuselagem. De seguida arbitrou-se uma espessura de  $0.4\text{ mm}$ , baseada em dados de VANT do CIAFA, sendo a massa de cada secção calculada em função da densidade de uma lâmina de fibra de carbono bidirecional (Tabela 4.5).

Adicionalmente, efetuaram-se cálculos para a estimativa da massa da estrutura interna da fuselagem, o que envolve as cêrceas e respetiva base de suporte dos elementos dentro da fuselagem.

A *gimble* foi colocada na parte frontal da fuselagem para evitar a obstrução do campo de visão da câmara com o trem de aterragem (na maioria do seu funcionamento, está apontada para a frente ou com variações de  $45^\circ$ ), e também devido à falta de espaço no centro da fuselagem, já preenchido com outros componentes.

Os detalhes de cada componente da fuselagem estão indicados na Tabela 4.9, de onde foi possível estimar o CG da fuselagem localizado a  $686\text{ mm}$  do nariz do VANT e uma massa total de  $12.188\text{ kg}$ .

Tabela 4.9: Cálculo do centro de gravidade da fuselagem.

Fuselagem			
#	Componente	Posição do centro de massa (mm), x	Massa (g)
1	Tanque H2	448	3450
2	Célula de combustível	1112	930
3	Bateria da célula de combustível	1000	1100
4	Bateria VTOL	760	1650
5	Piloto automático	880	190
6	Transponder	240	76
7	Power Module	680	41
8	Jetson	680	144
9	Data link	240	175
10	Motor elétrico propulsão	1380	465
11	ESC	1300	60
12	Regulador	647	250
13	Gimble + estrutura	125	1100
14	Revestimento secção frontal	180	130
15	Revestimento secção central	700	492
16	Revestimento secção traseira	1180	44
17	Cabos de conexão de H2	860	70
18	Cablagem frontal	270	25
19	Cablagem central	680	100
20	Cablagem traseira	1050	20
21	Trem dianteiro	337	194
22	Trem traseiro	980	333
23	Hélice	1400	100
24	Antenas GPS	820	32
25	Antenas de comunicação	320	13
26	Antena transponder	880	28
27	Main switch	960	140
28	Main switch VTOL	740	140
29	Estrutura fuselagem	600	385
30	Motor elétrico	1360	305
Total		CG	Massa
		686	12188

### 4.3.2 Cones de Cauda

A massa dos cones de cauda foi calculada para um diâmetro de  $4\text{ cm}$  e uma espessura de  $1\text{ mm}$ . Na Tabela 4.10 é possível observar o posicionamento dos elementos que estão acoplados a esta estrutura como o sistema propulsivo VTOL (inclui motores, ESCs e hélices).

Os detalhes de cada componente dos cones de cauda estão indicados na Tabela 4.10, de onde foi possível estimar o CG dos cones de cauda localizado a  $1015\text{ mm}$  do nariz do VANT e uma massa total de  $2.886\text{ kg}$ .

Tabela 4.10: Cálculo do centro de gravidade dos cones de cauda.

Cones de cauda			
#	Componente	Posição do centro de massa (mm), x	Massa (g)
31	Motor VTOL traseiro (x2)	1469	710
32	Motor VTOL dianteiro (x2)	279	240
33	Rotor traseiro (x2)	1469	710
34	Rotor dianteiro (x2)	279	240
35	Cones de cauda	1421	746
36	ESC dianteiro (x2)	379	120
37	ESC traseiro (x2)	1369	120
Total		CG	Massa
		1015	2886

### 4.3.3 Cauda

A massa estrutural da cauda foi estimada considerando o uso do método de wet lay-up com base num núcleo de Airex 70.75. Sabendo o perfil alar usado na cauda (NACA 0008), estimou-se o volume de espuma e obteve-se o valor da massa com base na densidade apresentada na Tabela 4.5. Para o laminado atribuiu-se uma espessura de  $0.4\text{ mm}$ , sendo que se consideraram dois servos para as superfícies de controlo.

Os detalhes de cada componente da cauda estão indicados na Tabela 4.11, de onde foi possível estimar o CG da cauda localizado a  $2418\text{ mm}$  do nariz do VANT e uma massa total de  $1.264\text{ kg}$ .

Tabela 4.11: Cálculo do centro de gravidade da cauda.

Cauda			
#	Componente	Posição do centro de massa (mm), x	Massa (g)
38	Servos de cauda	2464	140
39	Estrutura da cauda	2413	1124
Total		CG	Massa
		2418	1264

#### 4.3.4 Asa

Relativamente à massa estrutural da asa, somou-se ao valor da longarina a massa do revestimento da asa, com  $0.78 \text{ mm}$  de espessura para  $1.3 \text{ g/cm}^3$  de densidade, a longarina secundária sendo o valor da massa assumido como 25 % da massa da longarina principal e as nervuras, com  $0.57 \text{ mm}$  de espessura e  $1.3 \text{ g/cm}^3$  de densidade. Os valores de espessura e densidade são baseados nos dados provenientes da Tabela 4.5.

É importante referir que o valor utilizado é uma estimativa baseada em modelos previamente disponíveis. Segundo o estudo realizado por Mendes (2021), a asa representa cerca de 39 % do valor de massa estrutural da aeronave. Tendo em consideração o valor da massa estrutural de  $6.990 \text{ kg}$ , calculada em Alves et al. (2021), significa que a massa da asa para este projeto seria  $2.726 \text{ kg}$ . Este valor é bastante idêntico ao obtido neste projeto, para a configuração acima referida.

Os detalhes de cada componente da asa estão indicados na Tabela 4.12, de onde foi possível estimar o CG da asa localizado a  $857 \text{ mm}$  do nariz do VANT e uma massa total de  $2.801 \text{ kg}$ .

Tabela 4.12: Cálculo do centro de gravidade da asa.

Asa			
#	Componente	Posição do centro de massa (mm), x	Massa (g)
38	Servos dos ailerons	1000	140
39	Estrutura da asa	850	2661
Total		CG	Massa
		857	2801

#### 4.3.5 Cablagem

A massa referente à cablagem foi calculada com base em estimativas de comprimentos previamente arbitrados segundo a disposição dos componentes na fuselagem. Estas massas não entraram para o cálculo do CG, uma vez que prever o centro de massa para cada grupo de cablagem seria extremamente difícil de precisar e bastante demorado.

Os detalhes de cada componente da cablagem estão indicados na Tabela 4.13, de onde foi possível estimar uma massa total de  $1.722 \text{ kg}$ .

Tabela 4.13: Cálculo do massa da cablagem.

	Cablagem										Total (g)
	Ant, GPS -> AP	Ant, Coms, -> AP	Motor VTOL	Motor Forward	Servos Cauda	Servos Asas	Nariz_f restante	Central_f Restante	Cauda_f Restante	ESC sinal (AP)	
Nº fios	2	2	8	2	12	12	11	14	2	8	1722
Comprimento (m)	0,88	0,56	1,75	0,5	3	2	0,4	0,8	0,1	1,75	
Peso (g/m)	14	14	74,3	237	4,61	4,61	4,61	4,61	74,3	4,61	
Total	25	16	1040	237	166	111	20	52	15	65	

### 4.3.6 Trem de Aterragem

O trem de aterragem foi dimensionado de maneira a simplificar o processo de cálculo da massa da estrutura. O trem traseiro é semelhante a outras configurações, previamente instaladas nas aeronaves do CIAFA, onde existe uma parte central horizontal e um quarto de circunferência em cada extremidade, constituído por fibra bidirecional. Considerou-se uma secção com 35 de largura por 7 mm de espessura, constituída por fibra bidirecional, cuja densidade está descrita na Tabela 4.5.

O trem frontal é apenas um tubo circular com 25 mm de diâmetro, 2.5 mm de espessura e 150 mm de altura, acoplado à estrutura da fuselagem, acompanhado de um elemento de ligação à roda, ambos constituídos por fibra bidirecional. Estes cálculos não consideram problemas como a capacidade de rotação do eixo dianteiro, para movimentações do VANT no solo.

Os detalhes de cada componente do trem de aterragem estão indicados na Tabela 4.14, de onde foi possível estimar uma massa total de 0.526 kg. A localização do CG dos componentes encontra-se na Tabela 4.9.

Tabela 4.14: Peso do trem de aterragem.

	Volume, $mm^3$	Massa, g
Estrutura Dianteira	106029	138
Estrutura Traseira	207838	270
Roda Dianteira	-	56.0
Rodas Traseiras	-	62.0
<b>Total</b>		<b>526</b>

### 4.3.7 Centro de Gravidade e Massa Total

Mediante os dados proporcionados pelas Tabelas 4.9 a 4.12, calculou-se o centro de gravidade total do VANT e o respetivo peso, presentes na Tabela 4.15.

Tabela 4.15: Localização do centro de gravidade e estimativa da massa total.

<b>Centro de Gravidade, mm</b>	875
<b>Massa Total, g</b>	20 859

Analisando os dados obtidos, verifica-se que a estimativa da massa total do VANT é semelhante ao valor obtido na estimativa do projeto conceptual, sendo cerca de 0.75 kg menor que 21.6 kg calculado em Alves et al. (2021). Este modelo foi criado pela equipa técnica durante a fase conceptual conjunta, sendo baseado em equações de desempenho, oriundas de manuais conhecidos.

Observa-se também que o centro de gravidade está localizado à frente do ponto neutro (1030 mm). Apesar do estudo de estabilidade não ser tema abordado nesta dissertação, é possível deduzir que há estabilidade longitudinal, sendo este tema abordado com maior detalhe por V. Coelho (2021).

É ainda importante referir que a massa total não inclui a totalidade da *payload* definida pelos requisitos. Através da Tabela 1.1 é possível verificar que o valor da *payload* são 2 kg. Considerando que a *gimble* é membro integrante da mesma, sobram 1.1 kg para transporte de carga a bordo do VANT.

Assumiu-se como aceitável atribuir um valor de *payload* adicional de 0.91 *kg* à aeronave, o que perfaz uma massa total de 21.770 *kg*. Note-se que este valor é muito próximo do indicado pelos requisitos, sendo por isso considerada uma aproximação razoável. Para cálculos futuros, o valor de massa total utilizado é 21.770 *kg*, uma vez que é o valor máximo que a aeronave pode atingir.

#### 4.3.8 Massa Estrutural

Após a conclusão das estimativas das massas referentes aos componentes que constituem o VANT, elaborou-se a Tabela 4.16 e inferiu-se a massa estrutural final.

Tabela 4.16: Massa estrutural do VANT.

	<b>Massa, g</b>
Fuselagem	665.0
cones de cauda	746.0
Cauda	1124
Asa	2661
Trem	526.0
Outros	385.0
<b>Total</b>	<b>6 106</b>

De forma a comparar o resultado obtido com o estudo de mercado, realizado na Secção 3.2, estimou-se a massa estrutural do VANT em função do massa total e tendo como base a regressão linear obtida na Figura 3.2. Utilizando a massa total definida na Tabela 4.15, obteve-se o valor de 5.328 *kg*. Adicionalmente, considerando o estudo de mercado, estimou-se ainda que a massa em vazio seria 12.122 *kg*.

Verificou-se que a estimativa para o peso estrutural, oriunda do estudo de mercado, é bastante mais optimista comparativamente ao projeto deste VANT. A diferença de valores poderá estar relacionada com as estimativas demasiado conservadoras das propriedades dos materiais e, conseqüentemente, aumento de espessuras e pesos. Por outro lado, poderá também ser resultado de estratégias de mercado, que utilizam valores mais baixos para chamar à atenção de possíveis clientes. Adicionalmente, verifica-se que o valor obtido é 19.2 % inferior ao valor obtido pelo modelo implementado no *Matlab* durante a fase conceptual (7.56 *kg*) (Alves et al., 2021).

## Capítulo 5

# Projeto Estrutural Detalhado

### 5.1 Modelo CAD

O presente capítulo descreve o processo de concepção dos modelos CAD dos componentes, necessários à construção do VANT. Note-se que a análise estrutural será apenas realizada para componentes críticos, como asa e respetiva estrutura interna. Os demais, servem para construção de um modelo do VANT completo, cujas análises estruturais poderão ser realizadas futuramente.

Primeiramente, estipulou-se que o referencial para a construção do VANT seria colocado no nariz da fuselagem, para manter a coerência de coordenadas na construção de componentes. Definiu-se que o eixo  $x$  é o eixo longitudinal e aponta para a cauda, o eixo  $y$  é o eixo transversal e aponta para a asa direita e o eixo  $z$  é o eixo vertical e aponta para cima.

Posteriormente, procedeu-se à construção de uma lista de dimensões para padronizar a construção dos componentes. Por norma, a construção de uma superfície ou componente envolve a criação de um *Sketch* (desenho), constituído por várias dimensões, seguida de uma extrusão. No caso de ser necessário alterar o componente, o procedimento tradicional seria editar o próprio *Sketch*. Dado que os componentes construídos possuem uma grande complexidade geométrica, a alteração da geometria dos vários *Sketchs* seria um processo bastante demorado, recorrendo ao processo tradicional de edição. Consequentemente, estudou-se uma alternativa para alterar os vários parâmetros da geometria dos componentes sem ter que os editar individualmente.

A ferramenta *Expressions* do programa *Siemens NX*, localizada no menu *Tools*, permite parametrizar as dimensões do VANT, sob a forma de uma tabela de dados. Durante a construção dos componentes, ao invés de se colocar o valor da dimensão, insere-se a variável que representa o valor. No caso de ser necessário alterar algum parâmetro, apenas é necessário modificar o valor da variável na tabela de dados e o componente é editado automaticamente. A Figura 5.1 apresenta o exemplo de uma lista de parâmetros utilizada para a construção da asa.

Note-se que os modelos CAD criados são baseados em superfícies. Como o projeto é constituído por materiais compósitos, a análise é feita numa malha com elementos tipo casca, sendo a espessura de cada componente atribuída durante a definição dos empilhamentos. Esta metodologia dificulta o

Expressions					
	Name	Formula	Value	Units	
1	> Default Group				
176	▼ Vista de Topo				
177	B	2000	2000	mm	▼
178	Cr	399	399	mm	▼
179	Ct	220	220	mm	▼
180	D_LE	40	40	mm	▼
181	R	750	750	mm	▼
182	▼ Vista Transversal				
183	h_tip	8	8	mm	▼
184	▼ Spar				
185	d_spar_center	20+220*0.335	93.7	mm	▼

Figura 5.1: Exemplo de uma lista de parâmetros utilizados durante a modelação.

processo de criação dos modelos, no entanto, é necessária para a análise de elementos finitos.

### 5.1.1 Asa

A asa é responsável pela geração de sustentação durante a fase do voo, suportando ao mesmo tempo as cargas referentes aos restantes componentes do VANT, que neste caso envolvem a fuselagem e o conjunto cauda-cones de cauda. As dimensões da asa, utilizadas para a construção do modelo, foram previamente definidas na Tabela 3.1, sendo que estas correspondem apenas ao revestimento da mesma. O perfil usado para a construção da asa é o SG6042, cujas coordenadas relativas são referidos na Tabela B.1.

No que concerne a estrutura interna, optou-se por recorrer a uma configuração de duas longarinas: uma longarina principal, baseada nas dimensões do estudo da Secção 4.2, e uma longarina secundária responsável por aumentar a rigidez torsional do conjunto e contrariar os momentos de torção criados na longarina principal, oriundos da variação do centro de pressões durante o voo, como ilustrada na Figura 5.2 (a).

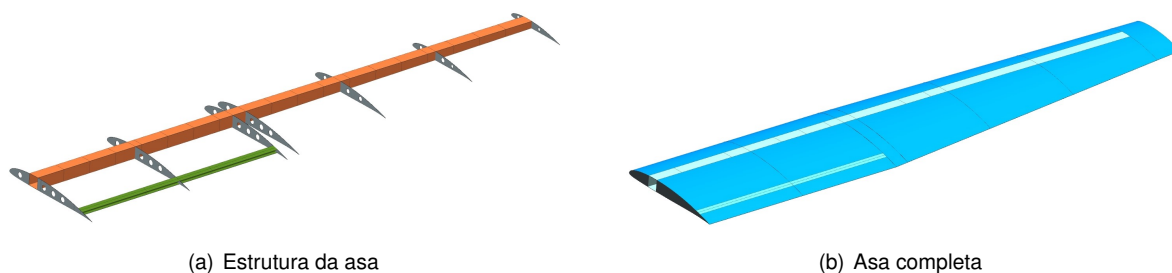


Figura 5.2: Modelo CAD da Asa

Ao contrário do estudo preliminar, a longarina principal modelada aproveita a altura máxima oferecida pelo perfil, sendo os banzos definidos como secções do perfil alar. A largura manteve-se nos 40 mm. Em virtude da secção da asa com afilamento ter flecha positiva no bordo de ataque, o bordo de ataque na ponta da asa avança 40 mm relativamente ao bordo de ataque da raiz da asa, foi necessário estudar a melhor localização para a longarina principal.

Com vista a potenciar a resistência a cargas de sustentação, procurou-se modelar a longarina com

maior altura possível. Consequentemente, optou-se por colocar a mesma alinhada com o ponto de maior espessura do perfil alar na ponta da asa. Esta opção é perceptível na Figura 5.2 (b), identificando-se por uma faixa de cor mais clara. Sabendo que a espessura máxima para o perfil utilizado está a 33.5 % da corda, estimou-se que o centro da longarina principal estaria localizado a 134 *mm* relativamente ao bordo de ataque da raiz da asa. Relativamente à longarina secundária, definiu-se a sua localização a cerca de 85 % da corda da raiz, ou seja, a 340 *mm* do bordo de ataque. Assumiu-se ser suficiente a aplicação da mesma apenas nas secção retangular, o que se traduz num comprimento de 750 *mm* de envergadura. Como é possível observar na Figura 5.3 (a), a secção da longarina tem a forma de I e atribuí-se 20 *mm* para a largura dos banzos. À semelhança da longarina principal, também nesta longarina se definiu a altura como sendo o máximo do perfil naquela localização.

Tabela 5.1: Distribuição das nervuras ao longo da longarina.

#	Localização no eixo <i>y</i> [ <i>mm</i> ]
1	0
2	375
3	750
4	800
5	1165
6	1530
7	1900

Para assegurar a coesão entre o revestimento e as longarinas, aplicaram-se sete nervuras ao longo da envergadura da asa, sendo a distribuição apresentada na Tabela 5.1. O espaçamento entre nervuras é aproximadamente 375 *mm*, com exceção entre a terceira e quarta, sendo o espaçamento 50 *mm*. O objetivo da redução do espaçamento é o reforço da estrutura na zona de transição entre as diferentes secções da asa.

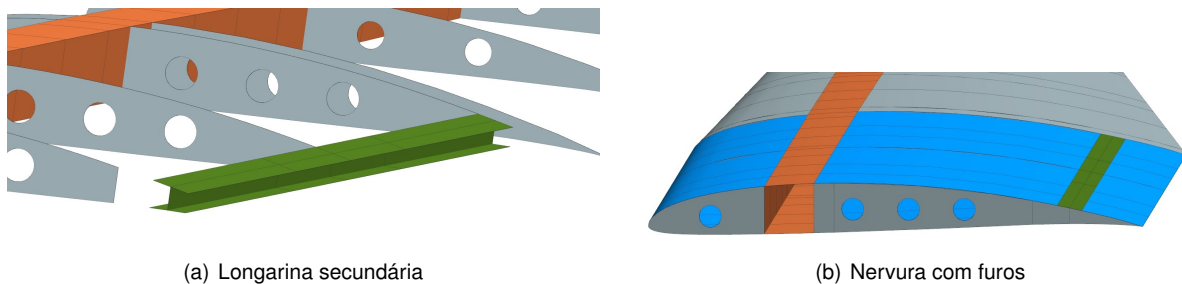


Figura 5.3: Detalhes do modelo CAD da asa.

Adicionalmente, aplicou-se um conjunto de furos nas nervuras com vista a reduzir o peso da estrutura e a possibilitar a distribuição de cabos do sistema elétrico do VANT, como ilustrado na 5.3 (b). Nas primeiras quatro nervuras foram aplicados quatro furos com 18 *mm* de diâmetro. Na quinta nervura aplicaram-se três furos com 15 *mm* de diâmetro. Relativamente à sexta nervura, colocou-se três furos, um primeiro com 14 *mm*, outro com 15 *mm* e um último com 10 *mm* de diâmetro. Finalmente, a sétima nervura é constituída por apenas dois furos, um com 11 *mm* e outro com 10 *mm* de diâmetro. Os espaçamentos entre furos foi ajustado de modo a definir uma distribuição de tensões ideal neste contexto.

## 5.1.2 Fuselagem

A fuselagem interage com a asa funcionando como um suporte estrutural para a mesma, sendo o elemento que incorpora os componentes necessários para o voo e missão (combustível, aviônicos, propulsão e *payload*).

À semelhança do que é referido na Secção 4.3.1, o primeiro ponto a abordar no projeto da fuselagem é a definição do formato. Este delineou-se através da Equação 4.7. As dimensões que definem a fuselagem estão representadas no mesmo capítulo.

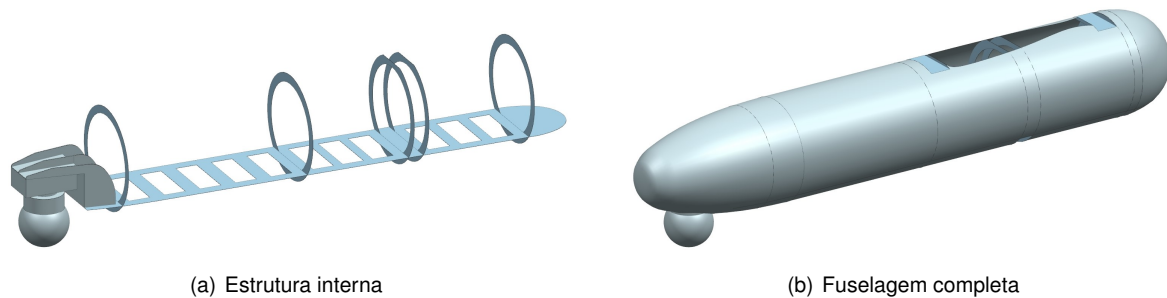


Figura 5.4: Modelo CAD da fuselagem.

A modelação da estrutura interna baseou-se nos esboços da Figura 4.4. A placa visível na Figura 5.4 (a) serve como estrutura de suporte para os componentes no interior da fuselagem. Esta situa-se a cerca de  $40\text{ mm}$  de altura relativamente ao fundo da fuselagem e ocupa toda a superfície horizontal da mesma. Seguidamente, aplicaram-se 11 furos de formato retangular com cantos arredondados para evitar a concentração de tensões e aparecimento de fissuras, com dimensões  $50\text{ mm}$  por  $130\text{ mm}$ , distribuídos uniformemente pela placa, para redução de peso.

De modo a manter o formato da fuselagem e auxiliar a sua integridade estrutural, adicionou-se cinco cêrceas ao longo da placa colocadas a  $280$ ,  $720$ ,  $965$ ,  $1000$  e  $1250\text{ mm}$  do nariz da fuselagem, respetivamente. As cêrceas foram recortadas com uma largura de  $20\text{ mm}$ , levando em consideração as dimensões dos componentes a incorporar no interior da fuselagem, como por exemplo o tanque de hidrogénio. A terceira e quarta cêrceas estão a  $40\text{ mm}$  de distância entre si, com o objetivo de proporcionar reforço estrutural no local de acoplamento da asa à fuselagem.

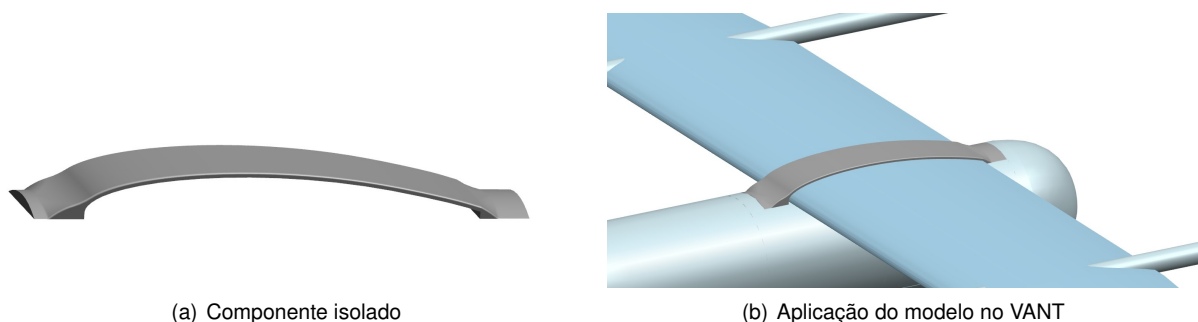


Figura 5.5: Modelo CAD de um exemplo da estrutura de fixação da asa.

Modelou-se a estrutura responsável por suportar a gimble, visível na Figura 5.4 (a). Atribui-se um

*offset* vertical de 80 mm relativamente à placa da estrutura interna, para assegurar o correto posicionamento da *gimble*, minimizando a área exposta ao fluxo de ar para reduzir a resistência aerodinâmica.

Finalmente, para auxiliar a fixação da asa à fuselagem, projetou-se uma estrutura que envolve a secção central da asa, visível na Figura 5.5 (a). Este modelo é meramente ilustrativo e serve como exemplo à aplicação de uma possível estrutura.

### 5.1.3 Cauda e Cones de Cauda

Os cones de cauda têm como função suportar a sustentação proporcionada pelo sistema VTOL durante a fase de descolagem/aterragem vertical, assim como atuar como elemento de ligação entre a asa e a cauda. As dimensões foram anteriormente definidas na Tabela 3.1, sendo formados por estruturas tubulares cilíndricas, como ilustrado na Figura 5.6.



Figura 5.6: Modelo CAD do *boom*.

A cauda é responsável por manter a aeronave estável, contrariando o momento de picada gerado pela asa, em condições de equilíbrio. Adicionalmente, permite controlar os movimentos da aeronave para picada e guinada. O modelo da cauda é ilustrado na Figura 5.7. No projeto da cauda, optou-se por considerar o conjunto cauda, cones de cauda e asa central como elemento único, como ilustrado na Figura 5.8. Esta opção simplifica a modelação dos componentes, uma vez que não é necessário estudar estruturas para ligação entre componentes. Note-se que esta opção diminui consideravelmente a capacidade modular do VANT.

O modelo da cauda apresenta uma largura horizontal de 1431 mm, referente à distância entre cones de cauda, e uma altura de 715 mm, estando em concordância com o ângulo de 45° estipulado. O perfil alar usado é o NACA 0008, com uma corda de 255 mm. As coordenadas unitárias do perfil estão registadas na Tabela B.2. Como estrutura interna, a cauda foi projetada para incorporar um núcleo de espuma assim como uma longarina circular de 15 mm de diâmetro, situada a 33.5 % da corda.

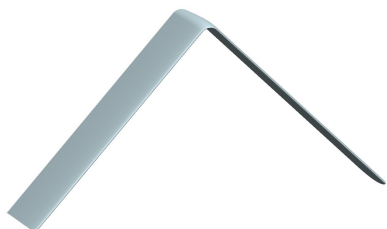


Figura 5.7: Modelo CAD da cauda.

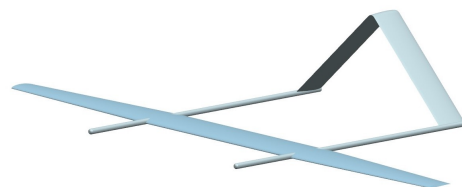


Figura 5.8: Aplicação da cauda aos cones de cauda e asa.

Esta simplificação da estrutura, comparativamente à estrutura da asa, deve-se à redução considerável da ordem de grandeza de cargas aerodinâmicas aplicadas na cauda (cerca de 95 % segundo

Correia (2018)), o que possibilita a utilização de uma estrutura mais simples e menos resistente.

### 5.1.4 Trem de aterragem

O trem de aterragem tem como objetivo proteger a parte inferior da fuselagem e sensores localizados nessa zona. O trem modelado é constituído por rodas em função da fase inicial dos testes de voo. A versão final do projeto não requer rodas, uma vez que, depois de certificada, tem capacidade VTOL.

A função do trem de aterragem é suportar o peso do VANT durante a fase de aterragem/descolagem. O dimensionamento do trem traseiro, especificamente, foi baseado em dados recolhidos de protótipos semelhantes, usados no CIAFA.



Figura 5.9: Modelo CAD do trem de aterragem.

Deste modo, a estrutura do trem traseiro, visível na Figura 5.9 (a), apresenta uma secção transversal retangular com  $35\text{ mm}$  de largura por  $7\text{ mm}$  de espessura, e está dividida em três secções. Uma primeira secção horizontal com  $200\text{ mm}$  de comprimento à qual estão acopladas duas secções de um quarto de circunferência com raio de  $200\text{ mm}$ . Por sua vez as rodas traseiras têm  $89\text{ mm}$  de diâmetro por  $22\text{ mm}$  de largura. Estas estão, por sua vez, ligadas à estrutura através de um eixo com  $5\text{ mm}$  de diâmetro.

O trem dianteiro, visível na Figura 5.9 (b), é bastante mais simples, sendo constituído por um eixo vertical com  $25\text{ mm}$  de diâmetro, ao qual é associado uma estrutura em U para fixar a roda dianteira. Esta tem como dimensões  $75\text{ mm}$  de diâmetro por  $22\text{ mm}$  de largura e é ligada à estrutura através de um eixo com  $4\text{ mm}$  de diâmetro. O conjunto do trem dianteiro perfaz a mesma altura que o trem traseiro. Note-se que ambas as estruturas são aplicadas diretamente na estrutura interna da fuselagem.

A conjugação de todos os componentes, anteriormente referidos, perfaz o modelo do VANT completo, visível na Figura 5.10.

## 5.2 Análise de Elementos Finitos

### 5.2.1 Malha e Tipo de Elementos

A malha foi construída com base na funcionalidade *2D Mapped Mesh*. Esta permite criar uma distribuição uniforme de elementos ao longo da secção seleccionada com características geométricas

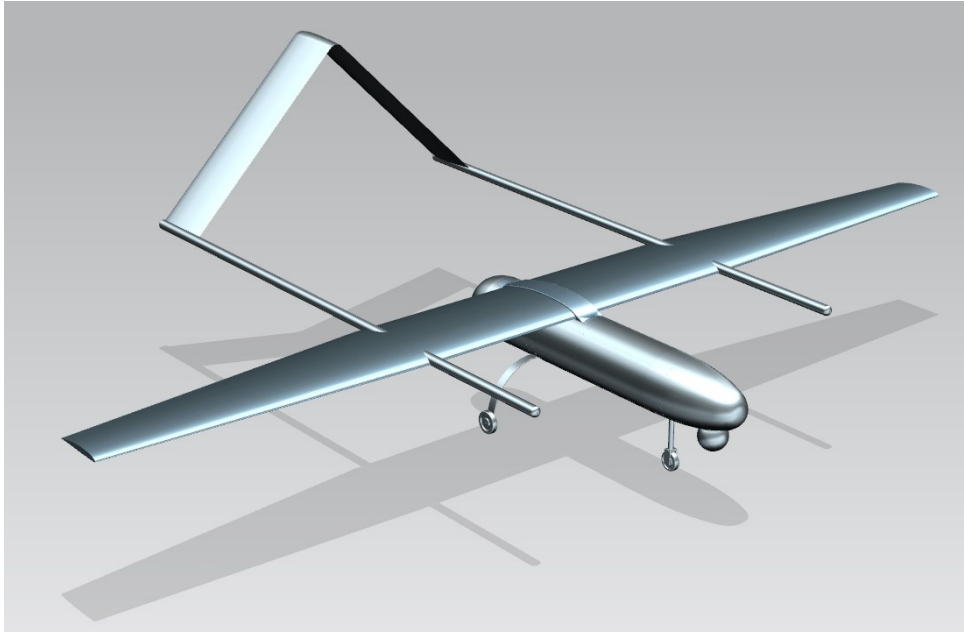
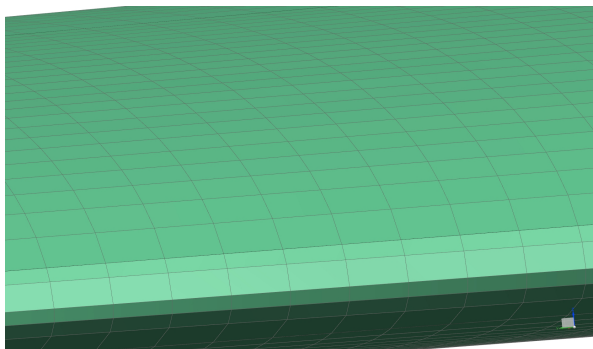
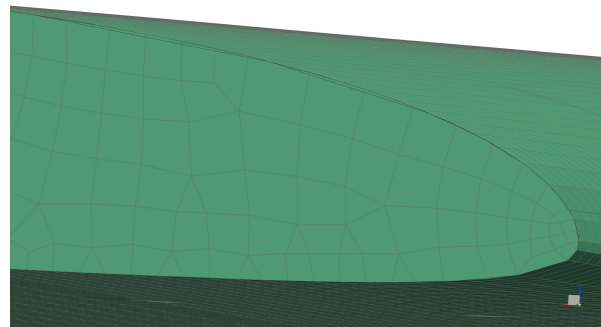


Figura 5.10: Modelo CAD do VANT completo.

semelhantes, o que permite obter uma malha que facilita a convergência e que reduz o tempo de computação para cada simulação.



(a) *Mapped mesh* com elementos CQUAD4



(b) Malha com elementos CQUAD4 e CTRIA3

Figura 5.11: Exemplos de malha 2D.

A opção tradicional para criar uma *2D Mesh* também é viável, como exemplificado na Figura 5.11 (b). A desvantagem desta é a criação de elementos com geometria aleatória para conseguir cumprir a geometria do objeto em estudo, aumentando o tempo de computação. Também pode criar elementos defeituosos quando a dimensão do elemento desejada é superior à dimensão da secção selecionada, impossibilitando a criação da malha.

Os elementos CTRIA3 caracterizam-se por ter extensão constante, o que se traduz num elemento excessivamente rígido e por isso menos preciso. O elemento CTRIA3 é normalmente utilizado para transições entre malhas com diferentes tamanhos de elemento, ou para fronteiras de geometria irregular, Siemens (2019a).

Relativamente aos elementos CQUAD4, aconselha-se o uso destes elementos para superfícies razoavelmente planas e formato geométrico próximo de um rectângulo. Sob condições extremas, estes

elementos devem ser o mais quadrados possível, uma vez que a precisão dos resultados tende a diminuir com o aumento da razão de aspecto do elemento, segundo Siemens (2019a).

Comparando os elementos CQUAD4 e CTRIA3, verifica-se que o primeiro apresenta valores mais favoráveis. Os elementos CTRIA3 não foram utilizados com frequência, uma vez que possuem menos um nó o que diminui a quantidade de informação que se pode retirar da malha. Os elementos utilizados nesta simulação foram CQUAD4, uma vez que o modelo utilizado é uma casca 3D. Os elementos CTRIA3 foram ocasionalmente selecionados nas fronteiras de geometria irregular.

Relativamente à malha utilizada no estudo paramétrico, selecionaram-se elementos CQUAD4 com 5 mm de aresta, uma vez que a longarina é toda ela retangular. Como o objetivo do estudo era avaliar o empilhamento utilizado na longarina, optou-se por não efetuar um estudo de convergência da malha. No caso da análise da asa completa, efetuou-se um estudo de convergência, por forma a obter dados mais precisos. A descrição do tamanho dos elementos da malha utilizados está descrito na Secção 5.5.2.

## 5.2.2 Modelação de Materiais Compósitos

Uma das grandes vantagens do uso do *Siemens NX* é a possibilidade de simular e analisar o comportamento de materiais compósitos para a estrutura projetada

O primeiro passo para a simulação dos compósitos é a introdução das propriedades dos materiais em utilização. Deste modo, recorreu-se à opção *Manage Materials* que permite enumerar as propriedades dos laminados uni-direcionais e bi-direcionais, como materiais ortotrópicos, e da espuma, como material isotrópico. Note-se que estas propriedades estão representadas na Tabela 4.5. As propriedades usadas são referentes ao composto das fibras com a respetiva matriz.

Seguidamente, utilizou-se a função *Physical Properties* para definir o tipo de material que queremos atribuir a cada malha. Por outras palavras, é possível indicar ao programa o tipo de componente a usar: 3D, 2D casca, laminado, entre outros. Neste caso, o objetivo é utilizar o tipo laminado.

Finalmente, recorre-se à opção *Inherited from layup* em *Stacking Recipe* para criar os empilhamentos com diferentes características para cada secção da mesma malha. O processo é repetido para cada secção do componente em estudo.

## 5.2.3 Condições de Fronteira e Cargas Aplicadas

Para efetuar as simulações relativas à análise estrutural é necessário definir, em primeiro lugar, as condições de fronteira a aplicar no modelo. Quer para estudos paramétricos ou para a asa em si, o único constrangimento de movimento é colocado na raiz da estrutura, mais precisamente, na raiz das longarinas envolvidas. O constrangimento usado é o *Fixed Constraint*, cuja função é impedir movimentos de translação ou rotação na direção do eixo de coordenadas global.

Note-se que para ambos os estudos, preliminar e asa completa, as simulações realizaram-se para uma asa, por motivos de simetria geométrica e de carregamento, com o objetivo de reduzir o tempo de computação.

Quanto às cargas aplicadas, utilizaram-se dois tipos diferentes: no caso do estudo paramétrico aplicou-se a distribuição de força utilizada no projeto preliminar na secção 4.2; já para o estudo da asa, recorreu-se à distribuição do campo de pressões oriundas das análises de CFD (*Computer Fluid Dynamics*) obtidas por V. Coelho (2021).

Note-se que o *solver* usado para as simulações de análise estrutural é o *Nastran* e o tipo de solução é estática linear (SOL 101 - *Linear Statics*). É ainda importante referir que se efetuou um compêndio dos problemas encontrados durante a implementação das simulações no *Siemens NX*. Este compêndio está localizado no Anexo A.

## 5.3 Estudo Paramétrico da Longarina da Asa

Este estudo paramétrico tem como objetivo avaliar qual é a correta configuração dos laminados para a geometria da longarina indicada na Tabela 4.6, comparando com a configuração definida na Tabela 5.2. Adicionalmente, pretende-se consolidar o conhecimento sobre o funcionamento do *software* e das suas capacidades.

As cargas distribuídas aplicadas são baseadas nas cargas anteriormente calculadas na Secção 4.2. A primeira carga distribuída,  $w_1$ , aplica-se aos primeiros 70 % da envergadura (1400 mm) com o valor total de 527.7 N, sendo que a restante envergadura tem a carga  $w_2$ , aplicada com um valor de 113.04 N. Note-se que as cargas distribuídas foram aplicadas a todas as superfícies da longarina (banzos e almas), como é demonstrado na Figura 5.12 (b).

Relativamente às propriedades mecânicas dos compósitos, considerou-se o quociente entre o valor da tensão de cedência do laminado e um fator de segurança como o valor de tensão de cedência para o projeto. Para este estudo assumiu-se um fator de 2 de acordo com Hollmann (2003). Consequentemente, para a fibra unidirecional, o valor de tensão máxima permitida é 442.3 MPa, e para a fibra bidirecional, o valor de tensão máxima permitida é 225 MPa.

Para a realização destas análises, foi utilizado o computador ASUS GL503G equipado com processador *Intel(R) Core(TM) i7-8750H @ 2.2 GHz* de 6 núcleos, 16 GB de memória RAM e uma placa gráfica Nvidia GeForce GTX 1050 Ti, a correr no sistema operativo *Microsoft Windows 10 Home*.

### 5.3.1 Validação do Método Aplicado

Primeiramente, construiu-se o modelo CAD (Figura 5.12 (a)) da longarina preliminar com as dimensões da Tabela 4.6.

À semelhança do estudo realizado na Secção 4.2, também se efetuou uma análise de uma longarina com espessura constante nos banzos ao longo da envergadura, com o objetivo de avaliar se a aplicação dos laminados no componente produz os resultados esperados. Para este estudo, definiu-se um laminado com quatro lâminas de carbono unidirecional para ambos os banzos, cujas fibras são alinhadas com a envergadura da longarina. De forma semelhante, definiu-se um laminado com duas lâminas de carbono bidirecional a 45°, ao longo da envergadura da longarina, para ambas as almas.

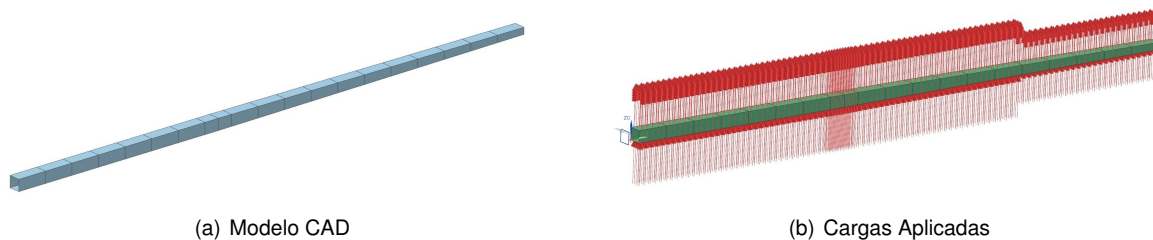


Figura 5.12: Estudo da longarina preliminar

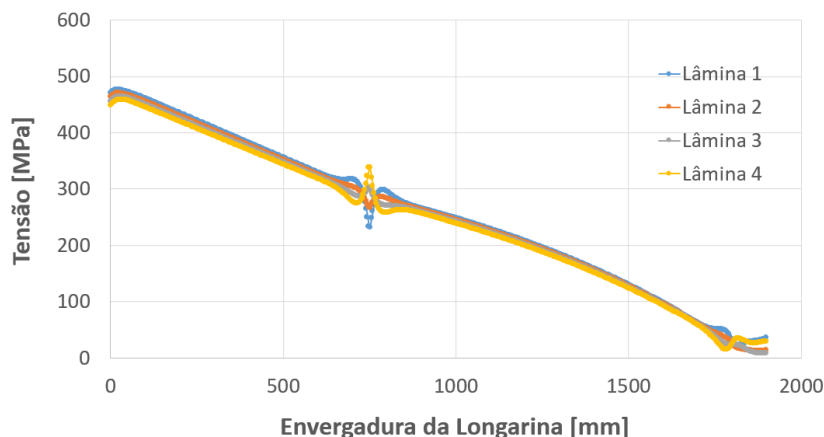


Figura 5.13: Tensões máximas ao longo do banzo superior da longarina de espessura constante.

Ao nível dos banzos, verificou-se que a lâmina 1, situada à maior distância do eixo de simetria, obteve os valores de tensão mais elevados, enquanto que a lâmina 4, situada mais próxima do eixo de simetria, registou os menores valores de tensão. É possível observar na Figura 5.13 que as tensões evoluem suavemente, sendo maiores na raiz e diminuindo progressivamente ao longo da envergadura da longarina. Adicionalmente, observa-se uma descontinuidade localizada a  $750 \text{ mm}$  da raiz. Esta está relacionada com a mudança de geometria na zona (passagem de altura constante para altura variável). Os valores anómalos verificados nesta descontinuidade geométrica, podem estar relacionados com erros numéricos da solução, para a metodologia de aplicação de laminados implementada, nomeadamente o refinamento da malha não ser suficiente para atingir os resultados ideais.

De modo geral, o resultado obtido era o esperado, confirmando que os empilhamentos foram aplicados de maneira correta e que a tensão diminui com a envergadura.

### 5.3.2 Efeito das Propriedades do Laminado

A distribuição de espessuras dos laminados ao longo da envergadura da longarina foi mantida, de acordo com a Tabela 4.8, com o objetivo de realizar uma comparação com os resultados obtidos na Secção 4.2. É ainda importante referir que, para ambos os banzos superior e inferior, foi utilizada fibra uni-direcional alinhada com a envergadura, e para as almas, foram utilizadas fibras bi-direcionais com desfasamento de  $\pm 45^\circ$  relativamente ao eixo da envergadura. As propriedades destes materiais está definida na Tabela 4.5.

Para as condições anteriormente referidas, verificou-se que a tensão máxima obtida nesta simulação foi  $485.58 \text{ MPa}$ , localizada no banzo inferior a  $200 \text{ mm}$  da raiz. Este valor é superior à tensão de cedência do projeto, definida para fibra unidirecional ( $442.3 \text{ MPa}$  presente na Secção 5.3). Conclui-se que o valor da espessura das camadas dos banzos é inferior ao necessário para os esforços aplicados. Consequentemente, é necessário realizar novos estudos para averiguar a solução ideal para a longarina.

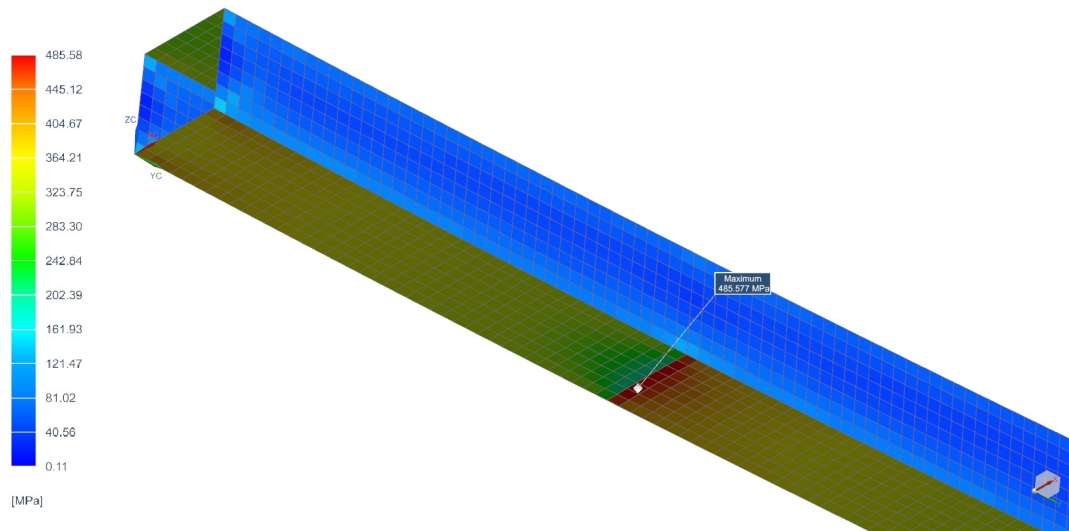


Figura 5.14: Tensão máxima para o empilhamento da longarina preliminar.

Deste modo, realizaram-se mais 4 simulações, a juntar à primeira simulação realizada, com diferentes quantidades de lâminas e diferentes distribuições ao longo dos banzos da longarina, mantendo-se a distribuição de lâminas nas almas. Assim sendo, na segunda simulação aplicou-se um incremento de uma lâmina ao longo da longarina para o banzo superior e inferior. Na terceira, quarta e quinta simulações alterou-se o número de lâminas utilizadas e respetiva distribuição ao longo da longarina, até se obter uma solução próxima do ideal desejado. Na Tabela 5.2 estão representadas as diferentes distribuições de quantidades de lâminas ao longo da envergadura para cada simulação. As bases numéricas representam o número de lâminas usadas e os expoentes representam o número de intervalos de  $100 \text{ mm}$  utilizados por cada grupo de lâminas.

Tabela 5.2: Distribuição dos empilhamentos de laminado ao longo da longarina.

	<b>Banzo Superior</b>	<b>Banzo Inferior</b>	<b>Almas</b>
Sim 1	$5^2/4^2/3^3/2^4/1^9$	$4^2/3^3/2^4/1^{11}$	$2^5/1^{15}$
Sim 2	$6^2/5^2/4^3/3^4/2^9$	$5^2/4^3/3^4/2^{11}$	$2^5/1^{15}$
Sim 3	$4^2/3^3/2^4/1^{11}$	$5^2/4^2/3^3/2^4/1^9$	$2^5/1^{15}$
Sim 4	$5^2/4^2/3^3/2^4/1^9$	$5^1/4^1/3^3/2^4/1^{11}$	$2^5/1^{15}$
Sim 5	$5^1/4^3/3^3/2^4/1^9$	$5^1/4^2/3^3/2^4/1^{10}$	$2^5/1^{15}$

É ainda importante referir que os empilhamentos da Tabela 5.2 são aplicados no interior da longarina, ou seja, a geometria externa é mantida de acordo com os dados da Tabela 4.6. Adicionalmente, as lâminas são empilhadas por ordem crescente de forma a garantir a sua continuidade ao longo da

longarina. Por outras palavras, a lamina 1 estende-se ao longo de toda a envergadura, o que permite obter uma lâmina contínua e coesa para a correta obtenção de resultados.

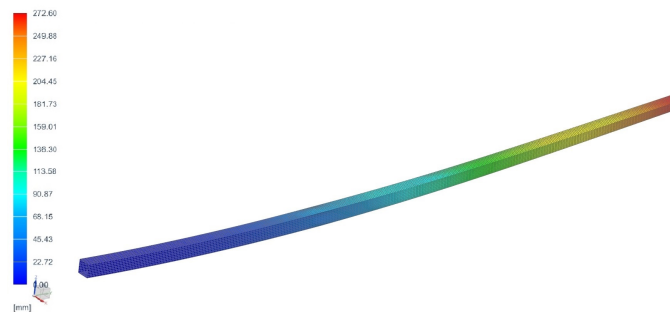


Figura 5.15: Deslocamento obtido após simulação.

Através das simulações realizadas é possível avaliar variáveis como tensões (Figura 5.14), extensões para cada lamina, o deslocamento (Figura 5.15) e peso estrutural. Na Tabela 5.3 é possível observar os valores máximos de tensão e de deflexão na ponta para cada simulação, assim como a massa estrutural.

Tabela 5.3: Valores máximos de deslocamento e tensão para cada simulação com respetivo peso estrutural.

	<b>Peso [g]</b>	<b>Deslocamento [mm]</b>	<b>Tensão [MPa]</b>
Sim 1	127	273	485.58
Sim 2	178	196	372.14
Sim 3	127	273	485.58
Sim 4	128	269	484.13
Sim 5	132	259	423.39

Verificou-se que apenas as simulações 2 e 5 cumprem com o requisito de tensão máxima do projeto. As restantes simulações têm valores de tensão máxima equivalentes entre si, que não cumprem os requisitos de tensão máxima do projeto, o que implica descartar estas soluções como opções viáveis para a longarina.

Contrariamente à simulação 1, a simulação 2 apresenta a menor tensão máxima e o menor deslocamento, sendo no entanto a solução mais pesada. Esta solução também não é ideal, uma vez que se pretende aproximar o valor de tensão máxima da simulação ao valor de tensão admissível, por forma a diminuir o peso estrutural necessário.

A simulação 3 é idêntica à simulação 1, sendo que a diferença é a troca de empilhamentos entre banzo superior e inferior. Verificou-se que os valores dos resultados obtidos são iguais à simulação 1, sendo que a única diferença é a localização do ponto máximo de tensão, tendo este passado do banzo inferior para o superior.

As simulações 4 e 5 apresentam os valores mais próximos da tensão admissível. No caso da simulação 4, esta apresenta um peso marginalmente superior à simulação 1, sendo a simulação 5 ligeiramente mais pesada. Note-se que a simulação 5 é a única que respeita o valor da tensão admissível de entre as duas últimas.

Todavia, a análise anteriormente realizada é limitada no que diz respeito à interpretação dos resultados obtidos para cada lâmina. Cada simulação apresenta tensões máximas em diferentes lâminas e localizações, o que significa que a correta manipulação destes fatores pode potenciar uma solução mais aperfeiçoada.

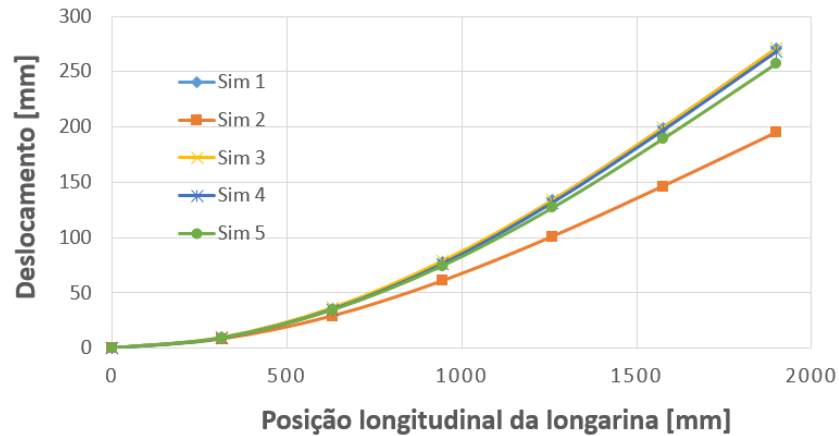


Figura 5.16: Evolução do deslocamento da longarina para as diferentes simulações.

A Figura 5.16 apresenta a evolução da deformação da longarina para as diferentes simulações. É possível observar que o comportamento para as várias simulações se mantém constante ao longo da envergadura da longarina, resultando em linhas que não se cruzam no gráfico. Como era expectável, a configuração do laminado da simulação 2 apresenta o menor deslocamento, enquanto que a simulação 3 apresenta o maior.

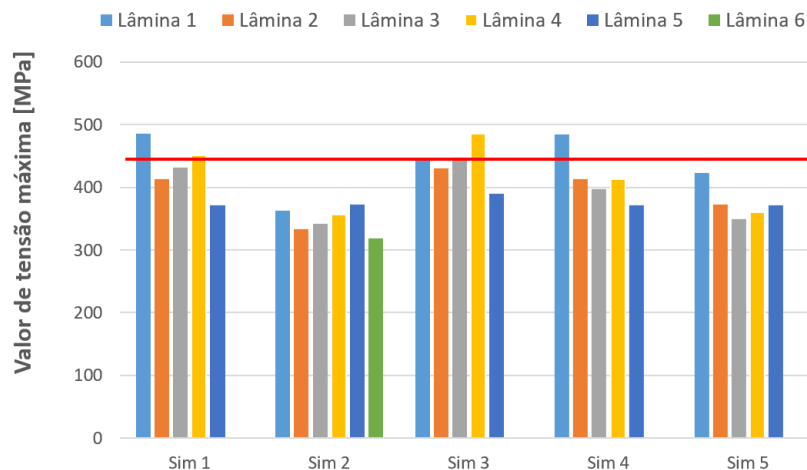


Figura 5.17: Comparação das tensões máximas em cada lâmina para as várias simulações.

Relativamente à análise das tensões obtidas, o gráfico da Figura 5.17 demonstra as diferentes tensões máximas registadas em cada lâmina, para cada simulação. Note-se que a tensão máxima pode ser referente ao banzo superior ou inferior, independentemente da sua localização na envergadura da longarina.

Verifica-se que as tensões laminares de cada simulação variam de acordo com a sequência de

empilhamento. A simulação 2 apresenta o menor conjunto de valores de tensão laminar, uma vez que é constituída pela sequência de empilhamento mais reforçada, enquanto que a simulação 3 apresenta o maior conjunto de valores de tensão laminar.

É possível observar que a evolução das tensões ao longo do empilhamento varia. Por um lado temos a simulação 4, cujos valores da tensão diminuem a partir da lâmina 1, enquanto que no caso da simulação 2, os valores aumentam a partir da lâmina 2. À semelhança do que foi referido anteriormente, estes resultados podem estar associados a erros numérico relacionados com a implementação dos dados no programa.

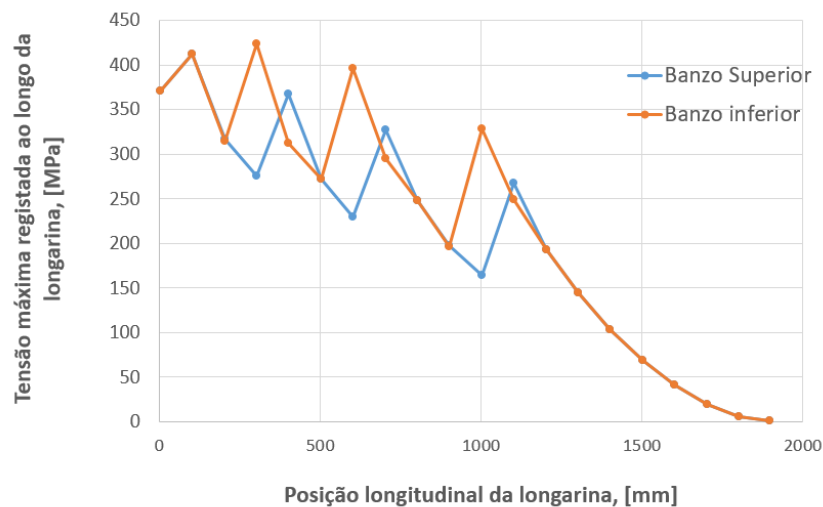


Figura 5.18: Tensões máximas registadas ao longo da longarina da simulação 5.

Deste modo, considerou-se a simulação 5 como referência para cálculos futuros. A Figura 5.18 apresenta a tensão máxima para o empilhamento, registada a cada intervalo de 100 mm, para o banzo superior e para o banzo inferior. Note-se que os valores obtidos são os máximos para a secção do empilhamento, independentemente da lâmina em que se registaram.

Após a comparação entre os dados referentes a ambos os banzos, verifica-se que até aos 1200 mm da raiz, existe alternância da localização da tensão máxima entre o banzo superior e inferior. Mais especificamente, para 300 mm, 600 mm e 1000 mm observa-se que a tensão máxima ocorre no banzo inferior, enquanto que para 400 mm, 700 mm e 1100 mm ocorre no banzo superior. Estas localizações correspondem às zonas em que o empilhamento referente a cada banzo, reduz o número de lâminas (Tabela 5.2), indicando novamente que estas variações podem ser causadas devido a erros numéricos. Adicionalmente, o facto de se mudar a espessura do laminado em cima apenas e não em baixo, ou vice-versa, origina a alternância entre tensões máximas em cima ou em baixo. A partir dos 1200 mm, as tensões registadas são equivalentes uma vez que é usado o mesmo empilhamento para ambos os banzos. Note-se que nos restantes pontos, os valores da tensão não são iguais para os dois banzos, no entanto, a variação é mínima comparada com os casos anteriormente referidos, considerando-se desprezável.

## 5.4 Distribuição de Cargas Aerodinâmicas na Asa

De modo a criar uma análise estrutural da asa completa para condições de voo, foi necessário recolher dados referentes às cargas aerodinâmicas aplicadas. Estes dados foram obtidos com recurso ao estudo em CFD realizado na asa por V. Coelho (2021), dimensionado para as condições de voo cruzeiro. Em função da velocidade e altura de cruzeiro, foi possível obter a distribuição de pressão sobre a asa.

O programa *Ansys Fluent* utilizado na análise de CFD permite exportar os valores em vários formatos, destacando-se dois: um primeiro, referente a um campo de pressões escalar, no qual são dadas as coordenadas cartesianas e o valor da pressão normal à superfície da sua localização; o segundo indicava as coordenadas cartesianas dos pontos nos quais se aplicavam um vetor de força com componentes  $x$ ,  $y$  e  $z$ . Em ambos os casos, verificou-se a existência de 51782 pontos referentes ao campo de pressões. No entanto, a informação obtida no ficheiro ".txt" relativa aos vetores de força era bastante desorganizada, necessitando algum cuidado no tratamento de dados para se poder aplicar na presente dissertação. Devido ao elevado número de linhas, o processo de tratamento de dados seria muito demorado, pelo que optou-se por recorrer ao campo de pressões escalar, uma vez que os dados deste ficheiro estavam praticamente prontos a usar.

Uma vez que a condição de voo cruzeiro está longe do limite estrutural que se pretende estudar, foi necessário adaptar os dados referentes ao campo de pressões para simular as condições pretendidas. Na análise estrutural da asa pretende-se usar um fator de carga de 6, à semelhança dos estudos nos capítulos anteriores. Como tal, considerou-se aceitável aplicar o produto entre o campo de pressões e o fator de carga desejado, considerando que os dados para as condições de voo cruzeiro e o fator de carga são directamente proporcionais segundo a Equação 3.1. Note-se que esta analogia é uma abordagem bastante conservadora, uma vez que para ângulos de ataque baixos, o carregamento na ponta da asa é superior, aumentando o momento de flexão sobre a raiz da asa.

É ainda importante referir que o uso do campo de pressões escalar não incorpora os efeitos criados pelas forças de atrito na asa. Tendo em conta que o campo de pressões é de uma ordem de grandeza superior, comparativamente às forças de atrito, optou-se por desprezar as mesmas. É de frisar que esta hipótese só se justifica pelo facto do fator de carga usado ser bastante grande, traduzindo-se numa análise conservadora do ponto de vista das cargas aplicadas.

O campo de pressões utilizado é aplicado sob o formato de uma tabela, sendo as unidades para as coordenadas  $mm$  e para a pressão  $MPa$ . Para o caso dos elementos CQUAD4 utilizados, pode-se aplicar dois tipos de carga: PLOAD2 e PLOAD4. O tipo PLOAD2 aplica uma carga uniforme de pressão, normal ao plano do elemento CQUAD4. A direção positiva da carga é determinada pelas coordenadas locais do elemento, através da regra da mão direita (Siemens, 2019b). No caso do tipo PLOAD4, é criada uma definição geral de pressão. Este permite aplicar pressões e forças de tração (por exemplo, forças de atrito) na superfície do elemento seleccionado. Adicionalmente, é possível escolher se a carga de pressão é normal à superfície ou se contém mais componentes que alterem a orientação do vetor, sendo que se pode especificar valores de pressão diferentes para cada nó do elemento seleccionado.

A direção dos vetores é definida da mesma maneira que PLOAD2, (Siemens, 2019b). Para ambos os tipos de cargas, o *software* aplica os valores nos nós do elemento CQUAD4 selecionado. Considerando o conjunto de dados recolhido, a opção mais viável é o tipo PLOAD2.

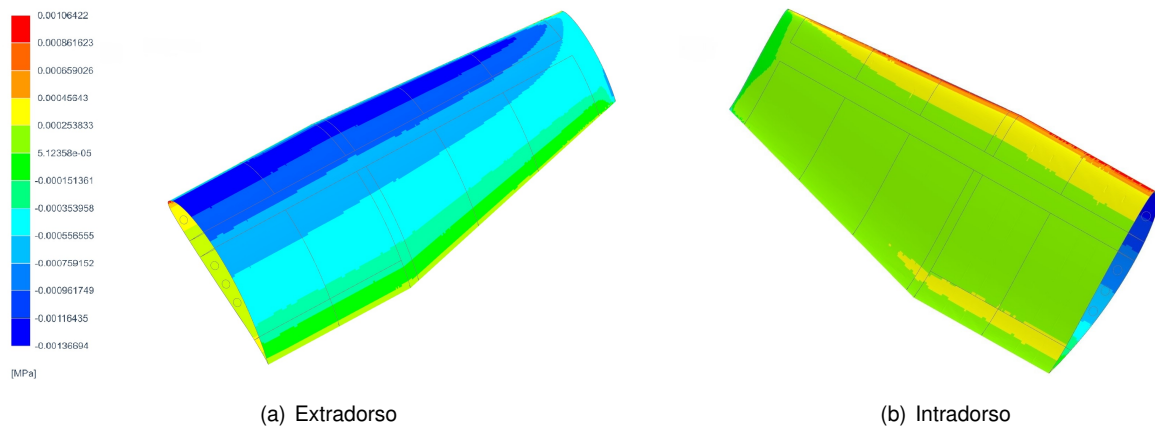


Figura 5.19: Distribuição da pressão na asa.

A introdução dos dados na simulação efetuou-se recorrendo à opção *New Field* → *Table*, no menu de magnitude da função *Pressure*. Após a seleção da superfície que se pretende aplicar as cargas, é possível, através de uma tabela, inserir os dados referentes às coordenadas de cada ponto e o respetivo valor de pressão. Tendo em conta que existe um elevado número de pontos, a visualização dos vetores não é ideal pelo que se recorreu à representação da distribuição de pressão através de uma campo de valores escalares, visíveis na Figura 5.19.

Através desta figura, verifica-se a obtenção de um campo de pressão expectável, sendo que no extradorso são observados valores de pressão negativos e no intradorso valores de pressão positivos.

## 5.5 Análise Estrutural da Asa

### 5.5.1 Constituição Material da Estrutura

Antes de efetuar a análise estrutural da asa, foi necessário definir os empilhamentos que se pretendiam aplicar nos componentes da estrutura em estudo.

No revestimento da asa, o empilhamento aplicado é constituído por duas lâminas de fibra bidirecional, uma com  $45^\circ$  e outra com  $-45^\circ$  relativamente à envergadura da asa (eixo  $y$ ). Esta escolha é baseada nas cargas de corte e torção sofridas pelo revestimento.

A longarina secundária é constituída por dois empilhamentos diferentes. O primeiro é referente a ambos os banzos, sendo constituído por duas lâminas de fibra unidirecional alinhadas com o eixo  $y$ , percorrendo os 750 *mm* de envergadura da longarina. O segundo empilhamento é referente à alma, sendo constituída por uma lâmina de fibra bidirecional a  $45^\circ$  do eixo  $y$ , seguida de duas lâminas de espuma Airex a  $90^\circ$  do eixo  $y$ , finalizando com outra lâmina de fibra bidirecional a  $45^\circ$  do eixo  $y$ .

Relativamente às nervuras, o empilhamento é igual para todas. Este é constituído por uma lâmina

de fibra bidirecional a  $45^\circ$ , seguida de uma lâmina de fibra unidirecional a  $90^\circ$  e finalmente outra lâmina de fibra bidirecional a  $-45^\circ$ . Os ângulos são relativos ao eixo  $x$  do referencial (no sentido da corda da asa). Finalmente, na longarina principal foi utilizado o empilhamento escolhido pelo estudo paramétrico da Secção 5.3.2.

## 5.5.2 Estudo de Convergência da Malha

À semelhança do que se referiu anteriormente, a malha criada para estudo foi maioritariamente baseada na opção *2d mapped mesh*, que permite criar uma distribuição uniforme de elementos de malha na superfície selecionada. A desvantagem deste método é que só é aplicável em superfícies com quatro arestas (trapézios). No caso de superfícies como as nervuras com furos foi necessário aplicar uma malha tradicional, que gera automaticamente elementos com base na geometria da superfície. O uso da *mapped mesh* é bastante benéfico a nível computacional: permite atingir velocidades de convergência superiores e obter resultados mais precisos.

Após a definição da malha, atribuíram-se as condições de fronteira definidas na Secção 5.2.3 e a distribuição de cargas definidas na Secção 5.3. As cargas foram apenas aplicadas ao revestimento da asa. A opção de usar estas cargas baseou-se na facilidade do processo de aplicação das cargas e no tempo de computação da simulação, quando comparada à distribuição de cargas da Secção 5.4.

O processo de escolha do tamanho dos elementos a utilizar neste estudo foi iterativo. Iniciou-se o estudo utilizando uma malha de elementos com  $15\text{ mm}$  na primeira simulação, . Verificou-se que o valor máximo de tensão obtido foi  $292.2\text{ MPa}$  no eixo  $y$  (envergadura da asa), oriundo do banzo inferior da longarina principal, a  $300\text{ mm}$  da raiz, mais especificamente, na transição do empilhamento de quatro lâminas para três. O resultado obtido era expectável uma vez que a concentração de momentos de flexão é maior junto à raiz, associado ao facto de o banzo inferior apresentar uma espessura menor comparativamente ao superior.

Com o objetivo de verificar os valores previamente obtidos, efetuou-se o estudo de convergência de malha. Reduziu-se gradualmente o tamanho da malha aplicada, tentando manter o tamanho relativo dos elementos semelhante e a sua geometria constante no modelo, com vista a obter resultados coerentes entre as várias simulações. Considerando que o tempo de computação foi relativamente rápido para a malha de  $15\text{ mm}$ , assumiu-se uma primeira redução de  $3\text{ mm}$  da dimensão de referência dos elementos, seguida por reduções de  $2\text{ mm}$ , até chegar à dimensão de referência de  $4\text{ mm}$ . De seguida variou-se apenas  $1\text{ mm}$  até o computador usado não conseguir computar resultados. Consequentemente a distribuição do tamanho de elementos foi:  $15, 12, 10, 8, 6, 4, 3, 2$  e  $1\text{ mm}$ .

Verificou-se que o processo de criação da malha não gerou problemas relacionados com erros de construção de elementos ou singularidades, demonstrando uma das vantagens do uso da função *mapped mesh*. Durante a computação das simulações verificou-se que até à malha de  $8\text{ mm}$ , o tempo de processamento foi relativamente rápido (cerca de 8 minutos) , sendo que a partir da malha de  $6\text{ mm}$  aumentou consideravelmente para cerca de 17 minutos. Finalmente, o computador utilizado computou até ao elemento de  $2\text{ mm}$ , sendo que para  $1\text{ mm}$  ocorria erro no funcionamento do *software* devido à

Tabela 5.4: Dados do estudo de convergência da malha.

Tamanho da malha [mm]	Número de elementos	$\sigma_x$ [MPa]	$\sigma_y$ [MPa]	$\sigma_z$ [MPa]	$\sigma_{xy}$ [MPa]	$\sigma_{yz}$ [MPa]	$\sigma_{zx}$ [MPa]	$\sigma_{VM}$ [MPa]	Deslocamento [mm]
15	9332	5.762	292,2	0.021	0.586	0.696	0.347	289,3	152,0
12	13787	5.758	302,9	0.020	0.610	0.731	0.344	300,1	154,8
10	20052	5.356	308,8	0.014	2.951	0.707	0.262	306,2	158,2
8	30849	5.087	311,6	0.008	4.463	0.748	0.190	309,1	158,3
6	53455	4.771	315,8	0.008	3.268	0.581	0.187	313,5	159,3
4	117064	4.589	319,5	0.004	3.551	0.649	0.137	317,3	159,9
3	205399	4.518	321,0	0.008	2.119	0.572	0.191	318,7	160,0
2	460776	4.338	323,6	0.001	3.241	0.737	0.077	321,5	160,2

falta de memória RAM disponível.

Para analisar a convergência dos dados obtidos, foi necessário selecionar uma pequena área de observação, com vista a obter uma variação de valores credível, uma vez que a avaliação da malha completa é pouco precisa e pode captar erros numéricos próprios de cada discretização da estrutura da asa em elementos. Deste modo, selecionou-se uma secção de 100 mm a 300 mm no banzo superior.

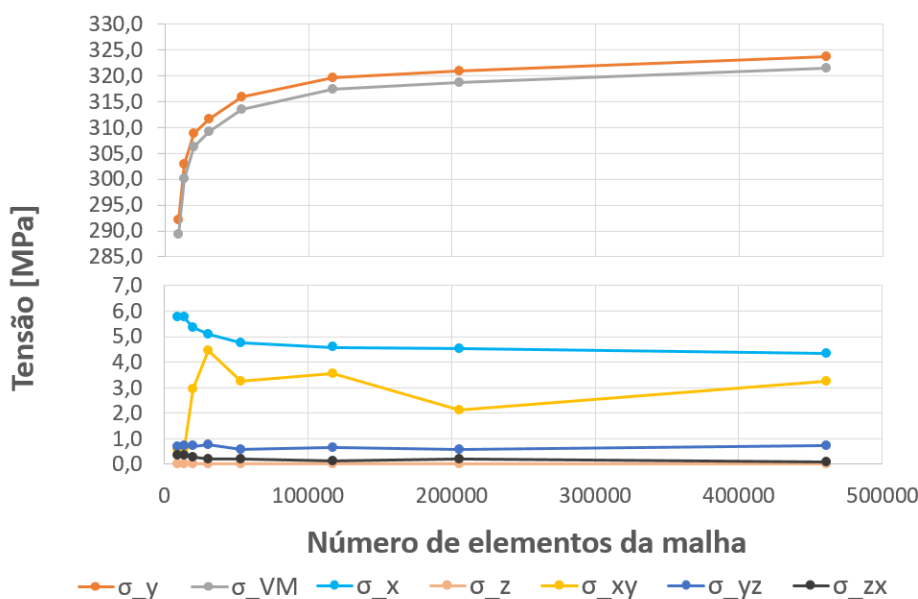


Figura 5.20: Estudo da convergência da malha para as tensões registadas.

A Figura 5.20 apresenta os resultados obtidos relativamente ao estudo de convergência para as tensões, enquanto que a Figura 5.21 é referente ao estudo de convergência para os deslocamentos.

Na Figura 5.20 observa-se um crescimento constante das tensões *Von Mises* em  $y$  com o refinamento da malha, enquanto que as restantes tensões apresentam variações desprezáveis comparativamente às variações das duas primeiras referidas. Verifica-se que a partir da malha de 4 mm, o aumento das tensões relativamente ao número de elementos começa a estabilizar.

É importante referir que o comportamento registado é semelhante relativamente à evolução dos deslocamentos em função do número de elementos, sendo que os valores do deslocamento começam a estabilizar a partir da malha de 4 mm, como demonstra a Figura 5.21.

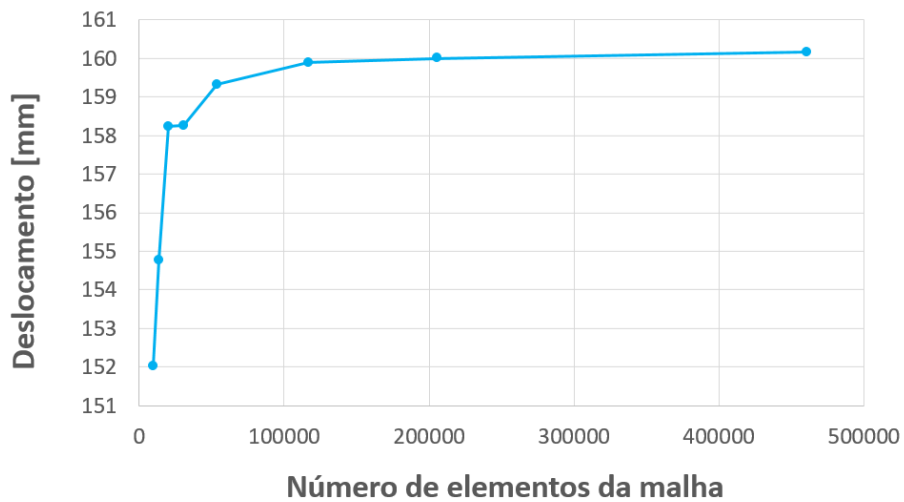


Figura 5.21: Estudo da convergência da malha para os deslocamentos.

Avaliando o custo computacional entre as malhas de 4, 3 e 2 *mm*, é facilmente tomada a decisão de considerar a malha de 4 *mm* como ponto de convergência, havendo uma variação de apenas 1.26 % para a malha de 2 *mm* relativamente à tensão na direção principal,  $\sigma_y$ .

### 5.5.3 Resultados Obtidos

Com a escolha do tamanho dos elementos da malha efetuada, procedeu-se à simulação para análise da asa. Deste modo, aplicou-se os laminados definidos da Secção 5.5.2 à malha, e de seguida, o campo de pressões referido na Secção 5.4.

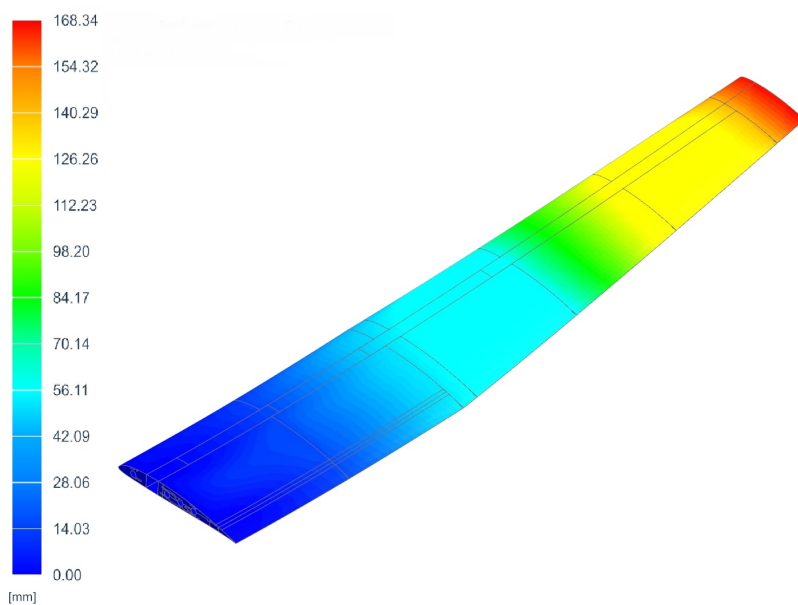


Figura 5.22: Deslocamento da asa.

No caso do deslocamento, obteve-se o valor máximo de  $168,34 \text{ mm}$  localizado na ponta da asa, conforme ilustrado na Figura 5.22, que representa  $8.4 \%$  do valor da envergadura da asa.

Segundo a Figura 5.23, a tensão máxima de tração registada para o componente foi  $322.16 \text{ MPa}$  no intradorso, enquanto que a tensão máxima de compressão registada para o componente foi  $337.54 \text{ MPa}$  no extradorso, ambos os valores referentes à direção principal do laminado (eixo  $y$ ). Com o objetivo de inferir com maior precisão as tensões aplicadas na asa, recorreu-se à distribuição de tensões *Von Mises*, uma vez que representam a tensão composta aplicada sobre os laminados.

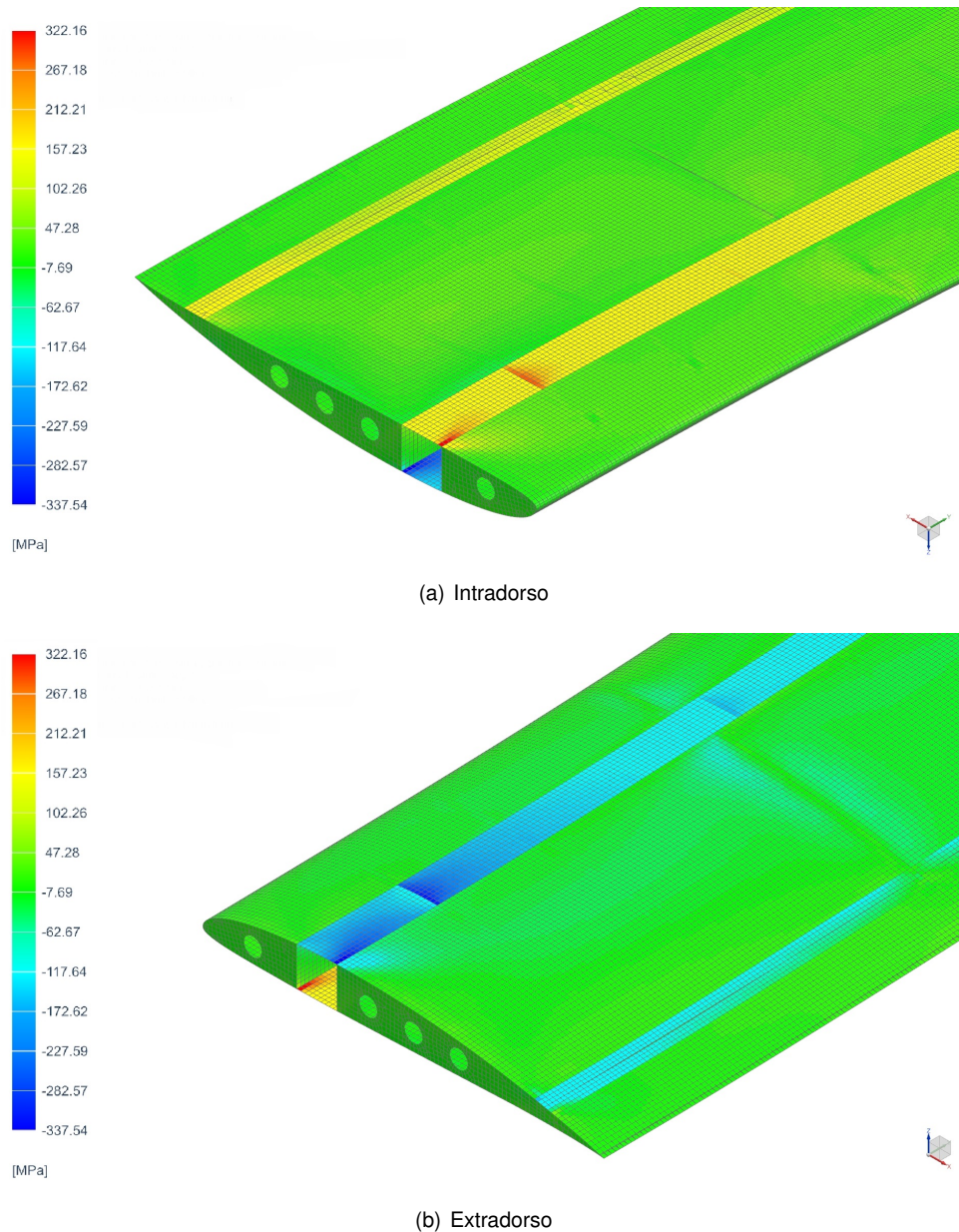
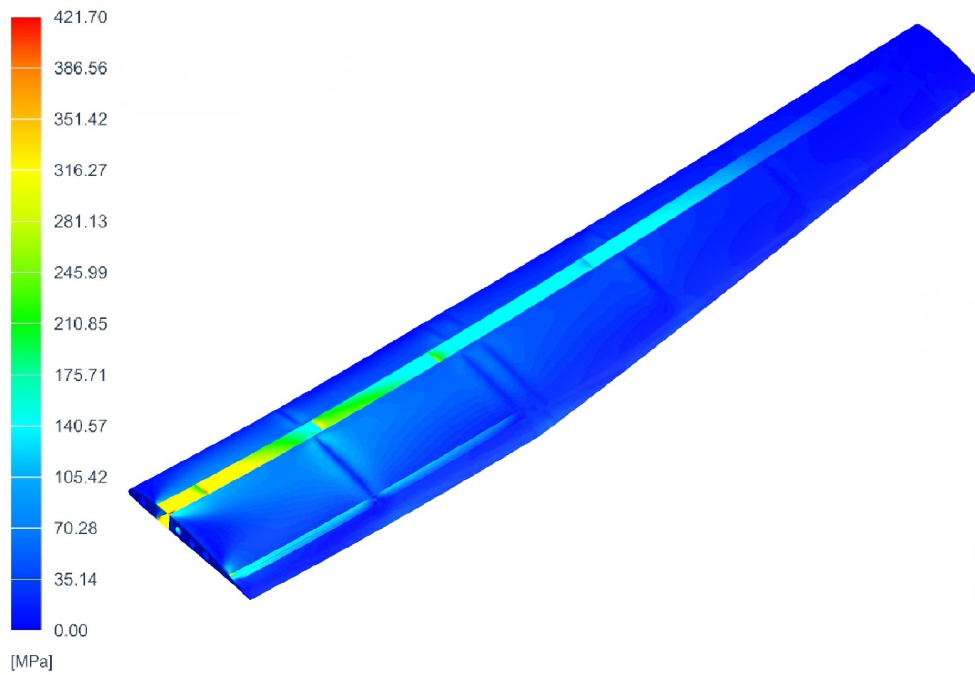


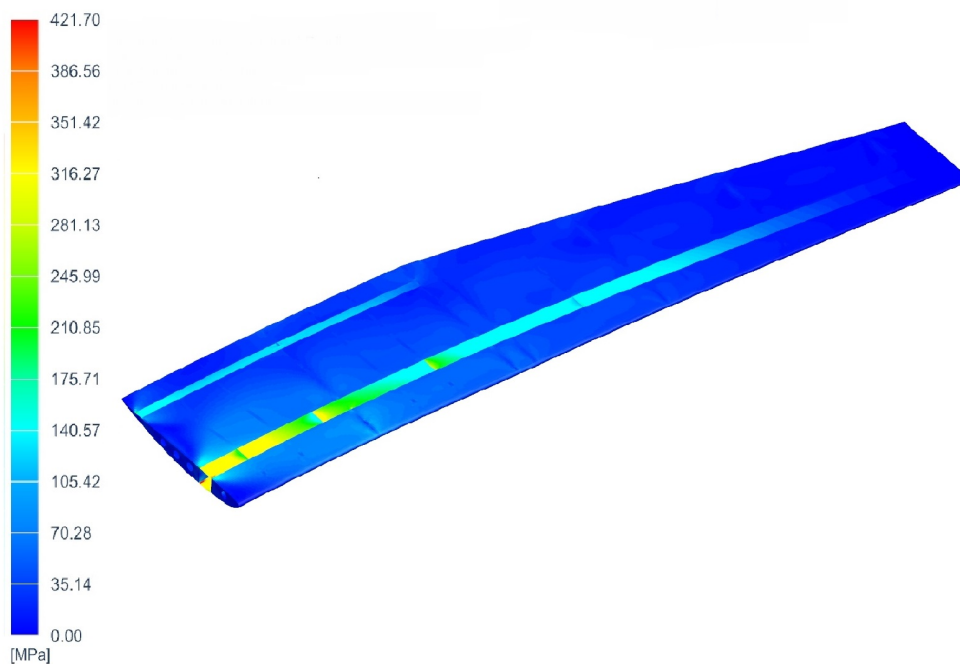
Figura 5.23: Tensões na direção principal  $y$  na asa.

A tensão máxima registada para fibra unidirecional foi  $421.7 \text{ MPa}$  e para fibra bidirecional foi  $217.41 \text{ MPa}$ . Ambos os valores estão abaixo das tensão de rutura estipulados na Tabela 4.5. É possível observar estes valores através da Figura 5.23, referentes ao extradorso e intradorso.

Como expectável, verificou-se que a tensão máxima de compressão ocorreu na raiz da longarina



(a) Extradorso



(b) Intradorso

Figura 5.24: Tensões máximas *Von Mises* na asa.

principal, mais especificamente, no extradorso da asa, visível na Figura 5.24 (a). Observa-se também que as tensões na longarina na asa diminuem à medida que se avança na direção da ponta da asa. Adicionalmente, verifica-se que os resultados obtidos no intradorso são bastante semelhantes aos resultados do extradorso, o que significa que a estrutura proposta suporta o carregamento considerado e que no caso limite considerado, a tensão máxima na estrutura é próxima da tensão máxima de rutura considerada, pelo que a estrutura proposta está dimensionada de forma correta para este

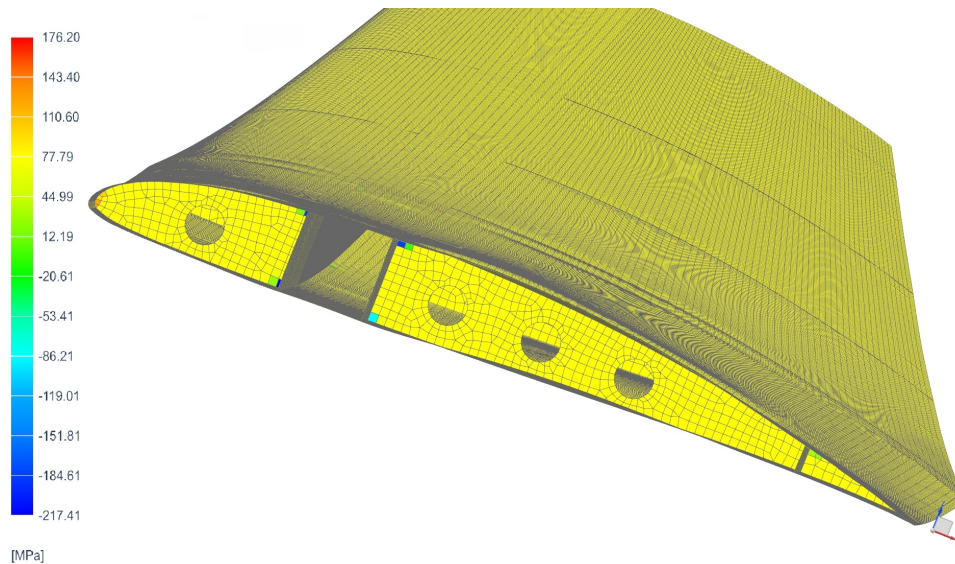


Figura 5.25: Tensões máximas *Von Mises* na nervura 2.

carregamento.

Relativamente às nervuras aplicadas na estrutura, recorreu-se à nervura 2, situada a  $375\text{ mm}$  da raiz, para avaliar as tensões aplicadas nas mesmas. Note-se que a esta nervura é a que recebe o maior momento de flexão. Verifica-se que o valor máximo de tensão registado é  $217.41\text{ MPa}$ , referentes à compressão da nervura junto à longarina principal, como ilustrado na Figura 5.25.

Comparativamente aos resultados obtidos, durante o estudo de convergência da malha, para a distribuição de forças da Secção 5.3, verificou-se um aumento de  $23.3\%$  para as tensões máximas e de  $5.1\%$  para o deslocamento. Conclui-se que esta configuração estrutural cumpre o objetivo de suportar o carregamento limite considerado.

Tabela 5.5: Empilhamento nos componentes da asa.

Componentes	Material	Direções
Revestimento	b/b	$45^\circ/45^\circ$
Longarina principal, banzo superior	u/u/u/u/u	$0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$
Longarina principal, banzo inferior	u/u/u/u/u	$0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ$
Longarina principal, almas	b/b	$45^\circ/45^\circ$
Longarina secundária, banzo superior	u/u	$0^\circ/0^\circ$
Longarina secundária, banzo inferior	u/u	$0^\circ/0^\circ$
Longarina secundária, alma	b/a/b	$45^\circ/0^\circ/45^\circ$
Nervuras	b/u/b	$45^\circ/90^\circ/45^\circ$

Na Tabela 5.5 é possível observar as diferentes distribuições de lâminas pelos componentes constituintes da asa, onde  $u$  representa a fibra unidirecional,  $b$  a fibra bidirecional,  $a$  a espuma Airex, estando os ângulos de acordo com a direção principal do componente (revestimento e longarinas com direção principal  $y$  e as nervuras com direção principal  $x$ ).

Com o auxílio do programa *Siemens NX*, foi possível inferir o volume dos componentes da asa a partir dos quais se calculou a massa da mesma. Na Tabela 5.6 observa-se o valor da massa de cada componente, cuja soma de todos os valores indica uma massa total da asa de 1190 *g*.

Tabela 5.6: Massa dos componentes da asa.

Componentes	Massa, <i>g</i>
Revestimento	1013
Longarina principal	132
Longarina secundária	35
Nervuras	10



## Capítulo 6

# Conclusão

### 6.1 Metas Alcançadas

Considerando as medidas assumidas pela Agência Europeia de Defesa relativamente ao uso de hidrogénio como meio de armazenamento de energia, o CIAFA propôs a realização de um projeto de um VANT que servisse como base de estudo para aplicação de novas tecnologias na área das energias renováveis, nomeadamente a aplicação do conceito de sistema energético baseado numa célula de combustível de hidrogénio. Consequentemente, esta dissertação teve como objetivo a realização de um projeto detalhado estrutural para um VANT com célula de combustível de hidrogénio, segundo os requisitos estipulados pelo caderno de encargos.

Primeiramente, efetuou-se uma recolha de dados estruturais do mercado de VANT, para obter uma percepção das características estruturais prováveis para este projeto, como por exemplo peso estrutural e percentagem de peso estrutural referente à asa e restantes componentes. Com base nestes dados e no estudo do projeto conceptual, obteve-se a massa total do VANT (21.6 kg) e a configuração geométrica da aeronave.

O envelope de voo realizou-se com base nas condições de voo cruzeiro e da interação da aeronave para rajadas de vento. Observa-se no diagrama a baixa capacidade de manobra do VANT, sendo que se regista o fator de carga máximo de 3.81 para a velocidade de mergulho, e um fator de carga mínimo de  $-1.34$ .

De seguida, estudou-se o formato de secção transversal da longarina mais vantajoso para a aplicação na asa, considerando as dimensões geométricas e carregamentos expectáveis para a longarina. Para tal, foi necessário calcular as forças de corte e os momentos de flexão aplicados ao longo da envergadura da asa, a partir dos quais se verificou que o formato retangular era o mais indicado.

Após a seleção da secção transversal, efetuou-se um estudo preliminar para a longarina da asa, baseado em métodos analíticos e com recurso à aplicação de materiais compósitos, cujo resultado indicou a espessura ideal para os banzos e almas da longarina.

Posteriormente, definiu-se a configuração estrutural dos vários componentes da aeronave que, em conjunto com as propriedades mecânicas dos materiais existentes no CIAFA, permitiu estimar a massa

total da estrutura. Com esta informação definiu-se a distribuição dos componentes pela aeronave, com base na informação do caderno de encargos, de modo a obter estabilidade para condições de cruzeiro. Consequentemente, a análise efetuada permitiu estimar a posição do CG a  $875\text{ mm}$  do nariz da fuselagem, conferindo ao VANT a margem estática necessária, e a massa total de  $21.77\text{ kg}$  para a aeronave.

Uma vez terminado o projeto preliminar, teve início o projeto detalhado da estrutura com a construção de modelos CAD referentes aos componentes do VANT. Foram modelados a asa, fuselagem, cones de cauda, cauda e trem de aterragem. De seguida procedeu-se à construção da malha para a análise de elementos finitos, selecionando-se o tipo de elementos usados, as cargas e condições de fronteira aplicadas e a atribuição das características dos laminados para a análise da asa.

Com o objetivo de avaliar os resultados obtidos no estudo preliminar da longarina, realizou-se um estudo paramétrico do empilhamento utilizado na longarina da asa recorrendo a elementos finitos, onde se concluiu que havia necessidade de utilizar uma configuração diferente de empilhamentos para a longarina usada na asa, sendo que foi criada uma solução próxima do ideal após 5 iterações.

É importante referir que a curva de aprendizagem da utilização do *software Siemens NX* foi bastante demorada, devido à falta de informação disponível para dúvidas específicas. Os problemas encontrados estão enumerados no Anexo A.

Consequentemente, a análise detalhada da estrutura da asa foi a única efetuada. Para a realização desta análise aplicou-se um campo de pressões oriundos do estudo de CFD para condições de voo cruzeiro. Este campo foi adaptado para as condições de carregamento máximo, baseadas no envelope de voo, tendo sido multiplicado por um fator de 6. Os valores de tensão máximos registados são  $421.7\text{ MPa}$  para fibra unidirecional e  $217.41\text{ MPa}$  para a fibra bidirecional. Verificou-se que, para a configuração atribuída à estrutura, os resultados obtidos estão em concordância com os parâmetros de tensão selecionados, nomeadamente  $442.3\text{ MPa}$  e  $225\text{ MPa}$  respetivamente.

## 6.2 Trabalho Futuro

De modo a complementar o estudo realizado e os resultados obtidos na presente dissertação, sugere-se efetuar novos estudos com vista a dar continuidade ao projeto. Alguns dos pontos a abordar são: otimização estrutural do projeto, tendo como ponto de partida o projeto atual; análise estrutural para um conjunto diferentes de carregamentos, nomeadamente a incorporação de forças de atrito e manobras efetuadas segundo o envelope de voo definido; análise estrutural dos restantes componentes (estrutura interna da fuselagem, interação da asa com o conjunto cauda-cones de cauda, entre outros) e projeto das estruturas de suporte para o sistema VTOL.

Adicionalmente, sugere-se efetuar um estudo para a aplicação de furos nos compósitos criados considerando as normas existentes, devido à concentração de tensões que ocorre nas imediações destes, já que este tema não foi considerado nesta dissertação.

É também fundamental projetar a estrutura de ligação entre a secção retangular da asa e as secções com afilamento, com o objetivo de criar uma solução modular que permita montar/desmontar facilmente

a asa, para transporte do VANT, bem como da ligação asa-fuselagem, uma vez que não foi um solução concreta para esta estrutura.

Finalmente, sugere-se a construção de um protótipo, para validar os resultados obtidos através de ensaios experimentais aos componentes estruturais principais.



# Bibliografia

- Airfoil Tools . (2021). *Sg6042 wind turbine airfoil (high l/d)*. Retrieved from <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sg6042-il> (Último acesso: 25 de setembro, 2021)
- Albuquerque, P. (2011). *Definição da arquitetura funcional de um veículo aéreo não tripulado equipado com o piloto automático Veronte* (Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Portugal). Retrieved from <https://comum.rcaap.pt/bitstream/10400.26/15426/1/0s%20ve%C3%ADculos%20a%C3%A9reos%20n%C3%A3o%20tripulados%20na%20PSP%20Vis%C3%A3o%20estruturante%20e%20aplicabilidade%20operacional%20-%20Rui%20Alfaro.pdf>
- Alves, B. (2021). *Multidisciplinary optimisation of an unmanned aerial vehicle with a fuel cell powered energy system* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Portugal.
- Alves, B., Coelho, V., Silva, P., Marta, A., Afonso, F., Sá, P., ... Caetano, J. (2021, July). Design of a hydrogen powered small electric fixed-wing uav with vtol capability. In A. C. Marta & A. Suleman (Eds.), *International conference on multidisciplinary design optimization of aerospace systems* (p. 290-304). Lisbon, Portugal: AeroBest 2021.
- Apeland, J., Pavlou, D., & Hemmingsen, T. (2020). Suitability analysis of implementing a fuel cell on a multicopter drone. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 12. Retrieved from <https://www.scielo.br/j/jatm/a/CXhygHJZmfSQ4KNQJsdqLbg/?lang=en&format=pdf>
- Austin, R. (2010). *Unmanned Aircraft Systems - UAV design, development and deployment*. John Wiley & Sons Ltd.
- Azmi, M. A., Abdullah, H., & Idris, M. (2013). Properties of polyurethane foam/coconut coir fiber as a core material and as a sandwich composites component. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 50. doi: 10.1088/1757-899X/50/1/012067
- Barros, A. F. M. (2018). *Simetria materiais - mecânica dos sólidos*. Secção de Folhas - Instituto Superior Técnico. Portugal.
- Beer, F., & Jonhston, R. (2012). *Mechanics of materials* (6th ed.). McGraw-Hill.
- Aircraft Systems Tech. (2021). *Wings - aircraft structures*. Retrieved from <https://www.aircraftsystemstech.com/p/wings-wing-configurations-wings-are.html> (Último acesso: 5 de junho, 2021)
- Brandt, S., & Stiles, R. (2004). *Introduction to aeronautics: A design perspective* (2nd ed.). AIAA education series.
- Center for a New American Security . (2021). *The drone database - compiled by the center for the study*

- of the drone. Retrieved from <http://drones.cnas.org/drones/> (Último acesso: 5 de junho, 2021)
- Coelho, D. (2019). *Conceptualization and application of unmanned aerial vehicles design methodology* (Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Portugal). Retrieved from [https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1407770020546924/IST\\_MSc\\_Thesis\\_78423.pdf](https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1407770020546924/IST_MSc_Thesis_78423.pdf)
- Coelho, V. (2021). *Aerodynamic detailed design of an unmanned aerial vehicle with a fuel cell powered energy system* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Portugal.
- Cole, C. (2001). Guide for low cost design and manufacturing of composite general aviation aircraft. *National Institute for Aviation Research, Wichita State University*, 1–031200. Retrieved from <https://agate.niar.wichita.edu/Advanced%20Manufacturing/WP3.1-031200-130.pdf>
- Cook, J. (2019). *Make your own four-axis cnc foam cutter on the cheap*. Retrieved from <https://www.hackster.io/news/make-your-own-four-axis-cnc-foam-cutter-on-the-cheap-9b421e8269e5> (Último acesso: 19 de outubro, 2021)
- Corke, T. C. (2003). *Design of aircraft*. New Jersey: Pearson Education, Inc.
- Correia, J. C. M. (2018). *Detailed design of a class i uav for maritime surveillance - structure, propulsion and systems integration* (Unpublished master's thesis). Portuguese Air Force Academy, Portugal.
- da Silva, J. J. M. (2017). *Design and optimization of a wing structure for a uas class I 145 kg* (Master's thesis, Academia da Força Aérea, Portugal). Retrieved from <https://comum.rcaap.pt/handle/10400.26/23156>
- Datoo, M. H. (2012). *Mechanics of fibrous composites*. Springer Science & Business Media.
- Drone Engr. (n.d.). *VTOL UAV 15kgs payload 2-4 hours endurance MTOW 50kgs vtol frame kit*. Retrieved from <https://www.droneassemble.com/product/vtol-uav-15kgs-payload-2-4-hours-endurance-mtow-50kgs-vtol-frame-kit/> (Último acesso: 10 de outubro, 2021)
- Ekşi, S., & Genel, K. (2017). Comparison of mechanical properties of unidirectional and woven carbon, glass and aramid fiber reinforced epoxy composites. *composites*, 132, 879–882. doi: 10.12693/APhysPolA.132.879
- European Defense Agency. (2020). *Defense resilience hub network in europe - reshub*. Retrieved from <https://eda.europa.eu/docs/default-source/events/eden/phase-ii/information-sheets/cfii-wg-2-infosheet-reshub.pdf> (Último acesso: 1 de novembro, 2021)
- Eusébio, L. F. F. (2019). *Projeto e manufatura de uma aeronave elétrica e modular não tripulada* (Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Portugal). Retrieved from [https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/563345090419038/Thesis\\_86221.pdf](https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/563345090419038/Thesis_86221.pdf)
- Fernandes, A. (2008, junho). *Estruturas e sistemas de aeronaves - compêndio* (Tech. Rep.). Portugal: Centro de Formação Militar e Técnica - Força Aérea Portuguesa.
- Félix, L., Santos, & Vieira. (2015a). *Valores de b-basis para wet layup fibras de carbono bi-direccionais de 90 gramas/m<sup>2</sup> – 090prebelco* (Tech. Rep.). Portugal : *AcademiadaForaArea*. (Manuscrito não publicado)
- Félix, L., Santos, & Vieira. (2015b). *Valores de b-basis para wet layup fibras de carbono unidireccionais de 215 gramas/m<sup>2</sup> – ncu215rebelco* (Tech. Rep.). Portugal :

*Academia da Força Aérea. (Manuscrítono publicado)*

- Gundlach, J. (2012). *Designing unmanned aircraft systems: A comprehensive approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Hollmann, M. (2003). *Composite aircraft design* (5th ed.). Aircraft Designs, INC.
- Huang, Z.-M., & Zhou, Y.-X. (2011). *Strength of fibrous composites*. Springer.
- Intelligent Energy . (2020). *IE-soar 800W*. Retrieved from [intelligent-energy.com/our-products/uavs/](https://intelligent-energy.com/our-products/uavs/) (Último acesso: 1 de novembro 2021)
- Joint Aviation Authorities. (2001). *Airframe and systems* (2nd ed.). Oxford Aviation Services LTD.
- Lamarre, A. (2018). *Improved inspection of composite wind turbine blades with accessible, advanced ultrasonic phased array technology*. Retrieved from <https://www.slideshare.net/OlympusIMS/improved-inspection-of-composite-wind-turbine-blades-with-accessible-advanced-ultrasonic-phased-array-technology> (Último acesso: 5 de junho, 2021)
- MakeltFrom. (2020). *Mechanical properties of carbon fibre composite materials, fibre / epoxy resin (120 °C cure)*. Retrieved from <https://www.makeitfrom.com/material-properties/8090-T651-Aluminum> (Último acesso: 9 de agosto, 2021)
- Megson, T. H. G. (1999). *Aircraft structures for engineering students*. Butterworth-Heinemann.
- Mendes, P. (2021). *Design of a fixed-wing tilt-rotor quadcopter class i mini unmanned aircraft* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Portugal.
- Monterroso, A. (2018). *Preliminary sizing, flight test, and performance analysis of small tri-rotor VTOL and fixed-wing UAV* (Master's thesis, San Diego State University). Retrieved from <https://digitallibrary.sdsu.edu/islandora/object/sdsu:%7B3A22098/datastream/OBJ/view>
- Moreira, A. M. (2008). *Materiais de construção i*. Retrieved from [http://www.estt.ipt.pt/download/disciplina/2932\\_\\_Compositos\\_MC1.pdf](http://www.estt.ipt.pt/download/disciplina/2932__Compositos_MC1.pdf)
- Mugin. (n.d.). *Mugin 4720mm h-tail vtol uav platform frame kit*. Retrieved from <https://www.muginuav.com/product/mugin-4720mm-h-tail-pro-carbon-fiber/> (Último acesso: 5 de junho, 2021)
- NATO Allied Engineering Publication. (2014). *Light unmanned aircraft systems airworthiness requirements - NATO STANDARD AEP-83*. NATO Standardization Agency, NSA. Retrieved from [https://assets.publishing.service.gov.uk/government/uploads/system/uploads/attachment\\_data/file/391827/20140916-STANAG-4703\\_AEP-83\\_A\\_\\_1\\_.pdf](https://assets.publishing.service.gov.uk/government/uploads/system/uploads/attachment_data/file/391827/20140916-STANAG-4703_AEP-83_A__1_.pdf) (NATO Unclassified)
- Niu, M. C.-Y. (1999). *Airframe - stress analysis and sizing* (2nd ed.). Conmillit Press LTD.
- Ochoa, O., & Reddy, J. (1992). *Finite element analysis of composite laminates*. Kluwer Academic Publishers.
- Performance Composites LTD. (2009). *Mechanical properties of carbon fibre composite materials, fibre / epoxy resin (120 °C cure)*. Retrieved from [http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties\\_2.asp](http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp) (Último acesso: 29 de outubro, 2021)
- Pinto, J. P. C. (2017). *Economic comparison between materials in the aerospace* (Master's thesis, Instituto Superior Técnico, Portugal). Retrieved from [https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/844820067125260/JoaoPinto\\_Thesis.pdf](https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/844820067125260/JoaoPinto_Thesis.pdf)

- Ramos, M. H. S. (2015). *Construction and analysis of a lightweight uav wing prototype* (Master's thesis, Instituto Superior Técnico). Retrieved from [https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1126518382177896/MarioRamos\\_Thesis.pdf](https://fenix.tecnico.ulisboa.pt/downloadFile/1126518382177896/MarioRamos_Thesis.pdf)
- Raymer, D. P. (2018). *Aircraft design: A conceptual approach* (6th ed.). AIAA EDUCATION SERIES.
- Reddy, J. (2004). *Mechanics of laminated composite plates and shells - theory and analysis* (2nd ed.). CRC Press LLC.
- Roylance, D. (2000). Constitutive equations. *Lecture Notes. Department of Materials Science and Engineering*, 10.
- Santos, L. (2021). *Controlo de voo de formação para missões de busca em ambiente marítimo com uavs* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Portugal.
- Schwartz, M. M. (1997). *Composite materials* (Vol. 2). Prentice Hall PTR.
- Siemens. (2019a). *Simcenter Nastran element library reference* [Manual de software]. Retrieved from [https://docs.plm.automation.siemens.com/tdoc/scnastran/2020\\_1/help/#uid:index](https://docs.plm.automation.siemens.com/tdoc/scnastran/2020_1/help/#uid:index) (Último acesso: 25 de setembro, 2021)
- Siemens. (2019b). *Simcenter Nastran user's guide* [Manual de software]. Retrieved from [https://docs.plm.automation.siemens.com/tdoc/scnastran/2020\\_1/help/#uid:index](https://docs.plm.automation.siemens.com/tdoc/scnastran/2020_1/help/#uid:index) (Último acesso: 18 de setembro, 2021)
- Silva, A. C. (2020, julho). *Visão estratégica para o plano de recuperação económica de portugal 2020-2030*. Retrieved from <https://www.portugal.gov.pt/pt/gc22/comunicacao/documento?i=visao-estrategica-para-o-plano-de-recuperacao-economica-de-portugal-2020-2030> (Último acesso: 2 de novembro 2021)
- Silva, G. (2021). *Definição da arquitetura funcional de um veículo aéreo não tripulado equipado com o piloto automático veronte* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea.
- Silva, P. (2021). *Projeto detalhado do sistema propulsivo para um veículo aéreo não tripulado com uma célula de combustível de hidrogénio* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Portugal.
- Soares, J. M. A. A. (2021). *Effect of gamma irradiation on the functional properties of epoxy carbon-fiber reinforced composite material* (Unpublished master's thesis). Academia da Força Aérea, Portugal.
- Tomblin, J., McKenna, J., Ng, Y., & Raju, K. S. (2001). *B-basis design allowables for wet layup / field repair fiber reinforced composite material systems - 3k plain weave carbon cloth / mgs 418* (Tech. Rep.). Advanced General Aviation Transport Experiments. (AGATE-WP3.3-033051-115)
- Toyota Motor Corporation . (2021). *Toyota hidrogénio, a célula de combustível elétrica*. Retrieved from <https://www.toyota.pt/new-cars/mirai/hydrogen-explained.json> (Último acesso: 1 de novembro 2021)
- Wet hand layup molding*. (n.d.). Retrieved from <https://en.wikipedia.org/wiki/File:Wet-Hand-Lay-up-Molding.png#filelinks> (Último acesso: 27 de julho, 2021)

## Apêndice A

# Problemas de Implementação no *software Siemens NX*

O presente anexo é uma compilação dos problemas encontrados durante a implementação das simulações no programa *Siemens NX*, acompanhados das respectivas soluções. Pretende-se que este sirva de auxílio a futuros usuários do programa. De seguida, são enumerados alguns dos pontos mais importantes no desenvolvimento do projeto:

- Durante a modelação da longarina, a extrusão efetuada através das secções criadas não permitia a separação dos banzos e das almas para a criação da malha. Através da ferramenta *Sweep* foi possível fazer a extrusão da casca ao longo da longarina, recorrendo a 3 secções diferentes. Observou-se que durante a extrusão, o *software* não segue automaticamente as secções, criando superfícies arredondadas no local das arestas que se estendem ao longo da envergadura. Para corrigir este erro, selecionou-se a opção *By Points* em *Alignment*;
- Após a separação manual criada no tópico anterior, foi necessário definir o componente como um elemento único para manter a coesão da forma geométrica nas simulações. Para tal, utilizou-se a ferramenta *Sew*, selecionando os elementos que se pretendiam unir;
- Durante a construção dos vários laminados ao longo da longarina, observou-se que a sua construção é realizada em relação ao plano médio da casca, por definição. Ou seja, o meio do laminado é coincidente com a localização da casca. Para este projeto pretendia-se que os laminados fossem construídos abaixo do plano da casca criada. A solução consistiu em selecionar a opção *Top Plane* no menu *Laminates*;
- Outro problema estava relacionado com a orientação das fibras dos laminados ao longo da envergadura da longarina. Verificou-se que, aleatoriamente, o *software* alternava a orientação imposta por  $\pm 90^\circ$ . Após uma análise detalhada recorrendo à ferramenta *Check* → *Material Orientation*, verificou-se que a direção de construção da malha estava incorreta, pelo que se utilizou a ferramenta *Edit MeshAssociated Data* para fixar o vetor diretor para a construção da malha;

- Durante a análise das primeiras simulações obtidas verificou-se que as lâminas estavam empilhadas de forma errada, o que aumentava consideravelmente a tensão entre laminas nas zonas de mudança de espessura. Foi necessário inverter a ordem de empilhamento de modo a que cada camada se mantivesse na mesma posição ao longo da envergadura da longarina;
- Observou-se que os vetores normais dos elementos da malha também não apresentavam uma distribuição uniforme ao longo da sua superfície. Estes são importantes uma vez que ditam a orientação do campo de pressões quando aplicado na superfície desejada. Para corrigir utilizou-se a ferramenta *Check* → *Element Normals* → *Reverse Normals*;
- Nas primeiras simulações havia um erro no qual não era permitido o acesso aos resultados obtidos. Para corrigir este erro é necessário alterar o valor de *Bailout*, nos parâmetros da simulação, para 1.

## Apêndice B

# Informações sobre os Perfis Alares

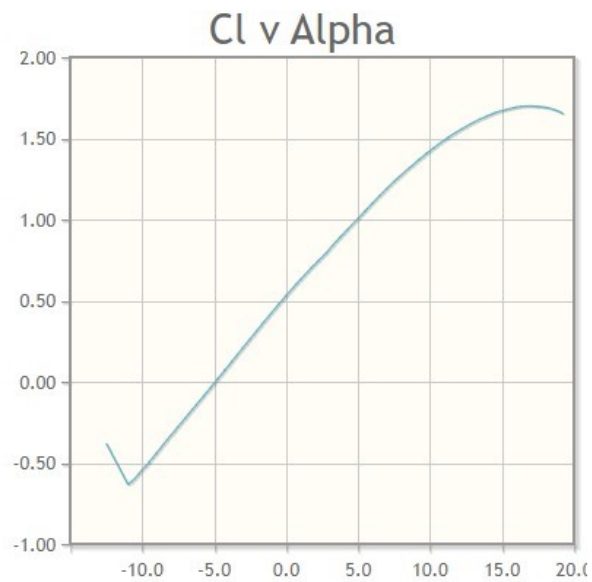


Figura B.1: Gráfico da variação de  $C_l$  em função de  $\alpha$  para o perfil da asa SG6042.

Tabela B.1: Coordenadas unitárias do perfil alar SG6042

Coordenada $x$ (Extradorso)	Coordenada $y$ (Extradorso)	Coordenada $x$ (Intradorso)	Coordenada $y$ (Intradorso)
1.00000	0.00000	0.00035	-0.00341
0.99806	0.00048	0.00371	-0.00730
0.99249	0.00203	0.01068	-0.01042
0.98372	0.00463	0.02068	-0.01311
0.97210	0.00811	0.03369	-0.01516
0.95784	0.01223	0.04982	-0.01659
0.94102	0.01672	0.06901	-0.01751
0.92161	.02148	0.09117	-0.01805
0.87546	0.03195	0.11611	-0.01826
0.84915	0.03756	0.14365	-0.1821
0.82098	0.04333	0.17358	-0.01792
0.79117	0.04914	0.20570	-0.01744
0.75995	0.05489	0.23979	-0.01679
0.72757	0.06038	0.27559	-0.01599
0.69410	0.06544	0.31286	-0.01506
0.65962	0.07006	0.35135	-0.01401
0.62435	0.07417	0.39078	-0.01286
0.58844	0.07772	0.43089	-0.01159
0.55208	0.08071	0.47140	-0.01016
0.51546	0.08310	0.51208	-0.00853
0.47877	0.08486	0.55277	-0.00671
0.44221	0.08600	0.59330	-0.00475
0.40597	0.08648	0.63345	-0.00273
0.37024	0.08634	0.67298	-0.00077
0.33522	0.08556	0.71161	0.00102
0.30110	0.08415	0.74904	0.00255
0.26808	0.08215	0.78494	0.00377
0.23633	0.07956	0.81900	0.00462
0.20603	0.07639	0.85093	0.00510
0.17735	0.07269	0.88041	0.00521
0.15044	0.06847	0.90718	0.00496
0.12544	0.06379	0.93097	0.00442
0.10249	0.05866	0.95153	0.00364
0.08169	0.05313	0.96868	0.00273
0.06316	0.04726	0.98224	0.00178
0.04698	0.04105	0.99204	0.00090
0.03315	0.03458	0.99800	0.00026
0.02179	0.02795	1.00000	0.00000
0.01284	0.02119		
0.00619	0.01446		
0.00197	0.00797		
0.00011	0.00182		

Tabela B.2: Coordenadas unitárias do perfil alar NACA 0008

Coordenada $x$	Coordenada $y$
1.0000	0.00084
0.9500	0.00537
0.9000	0.00965
0.8000	0.01749
0.7000	0.02443
0.6000	0.03043
0.5000	0.03529
0.4000	0.03869
0.3000	0.04001
0.2500	0.03961
0.2000	0.03825
0.1500	0.03564
0.1000	0.03121
0.0750	0.02800
0.0500	0.02369
0.0250	0.01743
0.0125	0.01263
0.0000	0.00000
0.0125	-0.01263
0.0250	-0.01743
0.0500	-0.02369
0.0750	-0.02800
0.1000	-0.03121
0.1500	-0.03564
0.2000	-0.03825
0.2500	-0.03961
0.3000	-0.04001
0.4000	-0.03869
0.5000	-0.03529
0.6000	-0.03043
0.7000	-0.02443
0.8000	-0.01749
0.9000	-0.00965
0.9500	-0.00537
1.0000	-0.00084

