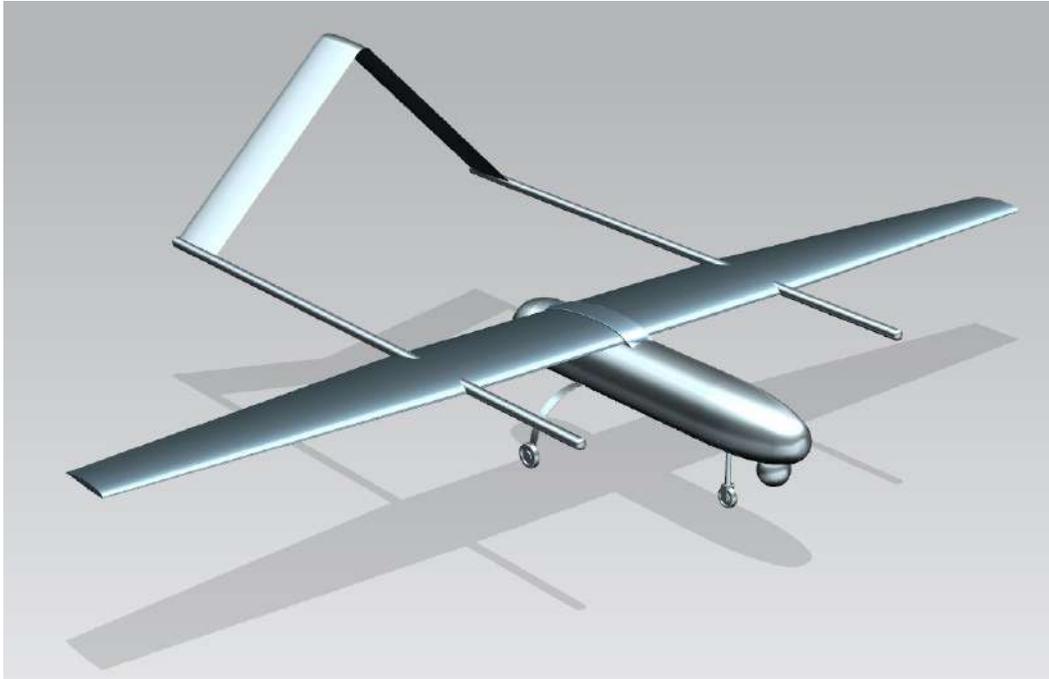




ACADEMIA DA FORÇA AÉREA



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

Author: Paulo Jorge Pinto Sá, Alferes Aluno no Mestrado Integrado em
Ciências Militares Aeronáuticas na especialidade de Engenharia Aeronáutica

Academia da Força Aérea, Sintra

Supervisor: MAJ/ENGAER Luís Filipe da Silva Félix

Academia da Força Aérea, Sintra

Supervisor: Doutor André Calado Marta

Instituto Superior Técnico, Lisboa

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 selecionada suporta a condição de carga crítica, estando o peso estrutural dentro do previsto.

Keywords: FAP, VANT, CAD, FEA, Materiais Compósitos, Projeto Mecânico.

1 Introdução

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. A energia eléctrica 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, o hidrogénio como forma de armazenamento de energia também é considerado fundamental para o objetivo político de neutralidade carbónica e sustentabilidade, segundo a “Visão Estratégica para o Plano de Recuperação Económica de Portugal 2020-2030” elaborado por A. C. Silva (2020).

Relativamente à Força Aérea Portuguesa (FAP), os Veículos Aéreos Não Tripulados (VANT) elétricos produzidos e desenvolvidos pelo Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) têm como fonte de energia baterias de lítio. As baterias de lítio permitem a obtenção de tempos de resposta mínimos, associados a uma grande precisão na entrega de potência. Por outro lado, apresentam um número limitado de ciclos de carregamento e menor densidade energética específica. A célula de combustível apresenta-se como uma alternativa viável uma vez que o processo de reabastecimento do tanque é mais rápido comparativamente às baterias, detém um ciclo de vida bastante superior e apresenta melhor densidade energética específica. Deste modo, o CIAFA decidiu criar este projeto para avaliar a viabilidade da célula de combustível comparativamente ao estado da arte em baterias.

Neste âmbito, o objetivo deste trabalho é realizar o projeto detalhado estrutural de um VANT de classe I, com peso máximo à descolagem (MTOW) inferior a 25 *kg*. O sistema de energia deve incorporar uma célula de combustível de hidrogénio como fonte principal, podendo recorrer a baterias de auxílio. Os requisitos para o projeto são referidos na Tabela 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. A soma de todos estes elementos aumenta consideravelmente o peso vazio do sistema. Um estudo efetuado por Apeland, Pavlou, and Hemmingsen (2020) demonstra que a implementação de células de combustível começa a ser viável a partir de 7.3 *kg*.

Como objetivos secundários, pretende-se minimizar o peso estrutural e utilizar materiais e recursos existentes no CIAFA. O projeto do VANT está dividido em quatro áreas diferentes: aerodinâmica desenvolvida por Coelho (2021), propulsão desenvolvida por P. Silva (2021), optimização multidisciplinar desenvolvida por Alves (2021) e estrutura abordada no presente trabalho.

Tabela 1: Requisitos propostos pelo CIAFA.

Requisito	Valor	Descrição
<i>MTOW</i>	25 <i>kg</i>	-
<i>Payload</i>	2 <i>kg</i>	Incluindo a Gimbal
Endurance	> 2 <i>h</i>	Acima das 3h se possível
Velocidade de cruzeiro	35 – 45 <i>kts</i>	-
Velocidade de perda	< 25 <i>kts</i>	Sem Flaps
Velocidade máxima	70 <i>kts</i>	-
Teto máximo	15000 <i>ft</i>	MSL
Descolagem/aterragem	-	VTOL, totalmente autónomo
Altitude máxima de descolagem	10000 <i>ft</i>	MSL
Tipo de propulsão	-	Motores elétricos

2 Contexto Teórico Estrutural e Estado da Arte

2.1 Considerações Estruturais

De acordo com o projeto conceptual (Alves et al., 2021), a configuração selecionada foi um VANT com asa fixa com com 4 motores para VTOL. Nesta, a fuselagem é o elemento a partir do qual os restantes componentes serão fixados: asa, *booms*, cauda e trem de aterragem.

Relativamente à configuração da asa, esta pode ser constituída por longarinas, nervuras, longarinas de reforço do revestimento e revestimento. 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. A função do revestimento é suportar a distribuição de pressões aerodinâmicas e transmitir as cargas às nervuras e longarina.

No que concerne a fuselagem, esta pode ser concebida como treliça, monocoque ou semi-monocoque. A treliça baseia-se numa construção tubular. O monocoque é constituído por um revestimento que é responsável pelo suporte de cargas. A configuração semi-monocoque combina a leveza do monocoque com a rigidez e segurança da treliça. Esta configuração é constituída por *cérceas*, *cérceas* reforçadas e lisas. Os *booms* têm como função suportar a cauda da aeronave, servindo de elemento de ligação às restantes estruturas. Podem também servir de base para a aplicação do sistema de propulsão VTOL (*Vertical Take-off and Landing*).

2.2 Materiais Compósitos

Os parâmetros a ter em conta durante a pesquisa de materiais devem ser o rácio de força-peso e o rácio de rigidez-peso. Outros fatores como a rigidez, dureza, facilidade de construção e custo também serão levados em consideração.

Por definição, os materiais compósitos são formados por uma combinação de dois ou mais materiais que não se dissolvem entre eles (Ochoa & Reddy, 1992).

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. A sua principal função é distribuir as cargas através do reforço com recurso a tensões de corte. O reforço é mais resistente que a matriz, sendo a capacidade de resistência máxima na direção do carregamento. Na indústria aeronáutica, é prática comum utilizar um polímero como matriz e fibras não metálicas como reforço, ou seja, vidro, carbono ou aramida (kevlar).

2.3 Análise Estrutural

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. Um material ortotrópico caracteriza-se por ter 3 planos ortogonais de simetria

de reflexão. 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).

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

onde E representa o módulo de elasticidade, ν o coeficiente de *Poisson* e G o módulo de torção.

Note-se que lei de *Hooke* (equação (1)) é referente a um sistema de coordenadas local (x_1, x_2 e x_3). 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).

$$\begin{pmatrix} \epsilon_{xx} \\ \epsilon_{yy} \\ 2\epsilon_{xy} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos^2\theta & \sin^2(\theta) & 0 \\ \sin^2(\theta) & \cos^2\theta & 0 \\ 0 & 0 & \cos^2\theta - \sin^2 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \epsilon_6 \end{pmatrix} \quad (2)$$

2.3.1 Critérios de Falha/Rotura

Existem 4 critérios de falha principais (Dato, 2012): tensão e Extensão máxima Tsai-Hill e Tsai-Wu. Os critérios referidos assumem que a falha do material compósito ocorre ao nível de uma lâmina. Estes critérios não prevêem delaminação nem falhas interlaminares. De entre os quatro critérios referidos, optou-se por utilizar o critério de tensão máxima, uma vez que considerando os dados dos materiais disponíveis e o programa que se pretende utilizar, é o menos complexo e o mais rápido de se verificar. Este critério é definido pelas equações (3), 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. Os índices c e t representam os valores para compressão e tração, respetivamente.

$$\sigma_{1,t} < X_t; \quad |\sigma_{1,c}| < |X_c|; \quad \sigma_{2,t} < Y_t; \quad |\sigma_{2,c}| < |Y_c|; \quad |\sigma_6| < S_{corte} \quad (3)$$

2.3.2 Método Numérico com Recurso a Análise de Elementos Finitos

A análise de elementos finitos (FEA) surge como uma ferramenta numérica adequada para o estudo de projetos estruturais complexos, possibilitando a optimização de estruturas, reduzindo o seu peso e custo. As etapas do processo de FEA é descrito de forma simplificada na Figura 1.

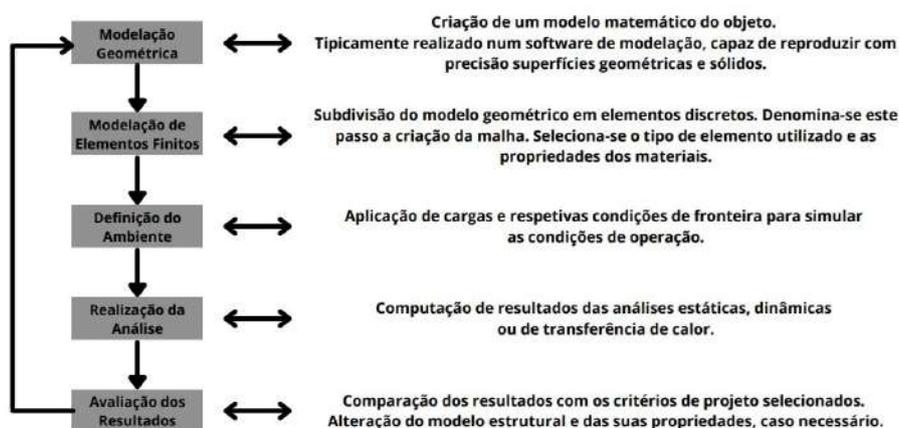


Figura 1: Processo de análise de elementos finitos, adaptado de Niu (1999).

Para esta análise 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, que permite realizar as FEA necessárias para a análise da

estrutura. O foco da análise envolve a utilização de laminados, o que pressupõe o uso de superfícies 3D para efetuar a simulação do empilhamento das lâminas.

Durante a criação da malha é possível selecionar elementos triangulares ou quadrangulares, com configurações lineares, quadráticas e cúbicas. Quanto maior o número de elementos e nós envolvidos, mais refinada será a malha e melhor será a qualidade dos resultados obtidos. No entanto, o custo computacional sobe exponencialmente.

3 Projeto Conceptual

3.1 Modelo de Estimativa do Peso Inicial

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 2.

Tabela 2: Dados referentes à geometria do VANT.

Descrição	Variável	Valor
Envergadura	b	4 m
Envergadura da secção retangular da asa	b_{rect}	1.5 m
Corda na raiz	c_{root}	0.399 m
Corda na ponta	c_{tip}	0.22 m
Avanço horizontal do perfil na ponta	d_{te}	0.04 m
Avanço vertical do perfil na ponta	h_{tip}	0.008 m
Alongamento	AR	12
Comprimento da fuselagem	l	1.4 m
Diâmetro da fuselagem	d	0.24 m
Corda na cauda	c_{tail}	0.255 m
Envergadura horizontal da cauda	$b_{H,tail}$	1.431 m
Comprimento dos booms	l_{booms}	2.341 m
Diâmetro dos booms	d_{booms}	0.04 m

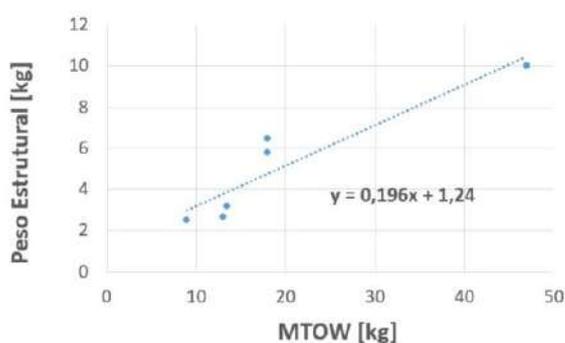


Figura 2: Peso estrutural vs MTOW

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. Deste modo, elaborou-se uma análise de mercado para obter informação. Foi criada uma base de dados, onde se compilaram as informações de foro estrutural, por forma a criar um modelo de peso estrutural usado no projeto conceptual em Alves et al. (2021). Um estudo realizado por Monterroso (2018) demonstra que uma estimativa razoável para o peso estrutural deverá encontrar-se entre os 25% e os 35%.

Tabela 3: VANT considerados como base de dados e respetivos parâmetros de projeto.

VANT	MTOW [kg]	Peso Estrutural [kg]	FPE	Envergadura [m]	Comprimento [m]	Área [m^2]
Foxtech AYK-250	13.5	3.2	0.237	2.5	1.26	-
Swift Vtol VANT	9	2.5	0.278	2.6	-	-
Top Engineering Falcon V	18	6.5	0.361	4.5	2.3	1.54
FOXTECH BABY SHARK 260 VTOL	13	2.68	0.223	2.5	1.4	-
Alti Transition	18	5.8	0.322	3	2.3	-
Torac V5	47	10	0.213	5.2	1.8	-

A Tabela 3 faz referência a VANT com valores para o peso estrutural. Consequentemente, foi construído a regressão linear que identifica a tendência dos valores estruturais, presente na Figura 2.

3.2 Envelope de Voo

O envelope de voo define as cargas a suportar pela estrutura de uma aeronave. Este é uma combinação do diagrama V-n (envelope de manobrabilidade) e do diagrama V-g (envelope de rajadas). O fator de carga, n , é definido como a

quantidade de $G's$ que uma aeronave consegue suportar (Raymer, 2018), ou como o quociente entre força de sustentação e o peso. Para voo nivelado, a força de sustentação é equivalente ao peso. No projeto de uma estrutura deve-se considerar um fator de carga de projeto (*Design Load Factor*) (da Silva, 2017), 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.

$$n_{projeto} = FS \cdot n_{limite}, \quad (4)$$

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. 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. Os limites de perda positivo e negativo foram calculados através da equação 5.

Verificou-se que para o limite de perda positivo, o envelope de voo só cumpre as normas NATO Allied Engineering Publication (2014) para a velocidade de mergulho, atingindo $n_{max} = 3.81$. Relativamente ao valor n_{min} , para a velocidade de mergulho, obteve-se $n_{min} = -1.34$ que é inferior ao valor estipulado na norma NATO Allied Engineering Publication (2014).

$$U_{stall}(n) = \sqrt{\frac{2nW}{\rho AC_{L_{max}}}} \quad (5)$$

O diagrama V-g é um envelope referente às rajadas de vento que a aeronave pode suportar durante o voo. 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 (Raymer, 2018). Verificou-se que para os valores das rajadas aplicados, os respetivos 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.

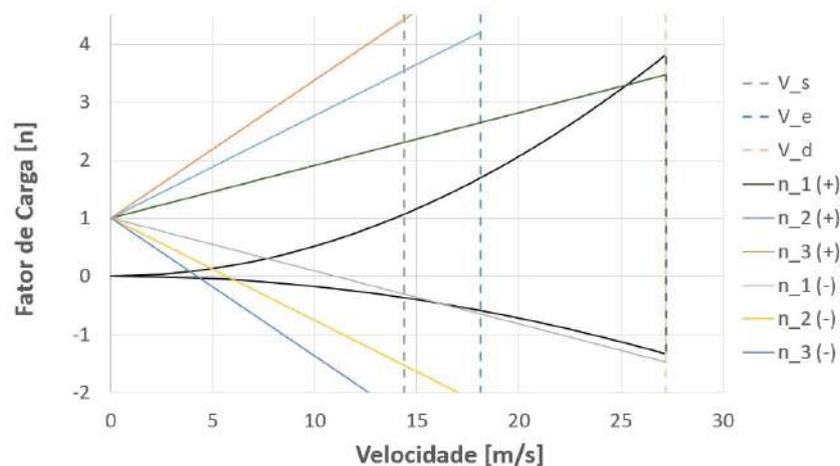


Figura 3: Diagrama do envelope de voo.

3.3 Dimensionamento Analítico da Longarina Principal

Estudou-se uma viga *cantilever* com duas cargas distribuídas, $w_1 = 2w_2$ (primeiros 70%) e w_2 (restantes 30%), aplicadas ao longo do comprimento da longarina (Figura 4), representativa da longarina principal 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, $n_{projeto}$. Conseqüentemente, $w_1 = 376.9 N/m$ e $w_2 = 188.4 N/m$. O material usado no estudo é o alumínio 8090-T651. Com recurso às equações do equilíbrio de forças e momentos ao longo da viga, foi possível calcular as equações relativas à tensão de corte e momento fletor.

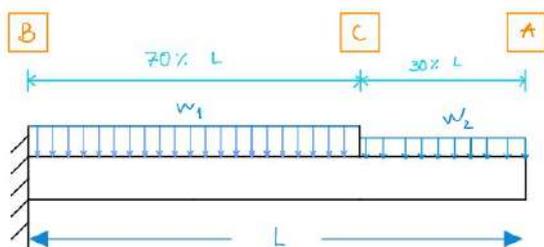


Tabela 4: Propriedades do alumínio 8090-T651, retiradas de MakeltFrom (2020).

E	67 GPa
ν	0.33
σ_{UTS}	470 MPa
ρ	2700 kg/m ³

Figura 4: Viga encastrada com duas cargas distribuídas diferenciadas.

Foram estudadas 3 secções transversais para a viga: circular, retangular e em I. O objetivo da comparação é seleccionar a secção que permite atingir o menor peso da longarina, respeitando a tensão de cedência máxima (σ_{UTS}). Para tal, efetuou-se uma optimização para minimizar o peso da longarina, tendo como restrição a tensão máxima do material, e como variáveis as dimensões de cada secção. Impôs-se uma espessura mínima de 1 mm e uma altura máxima da secção equivalente a 10% da corda. Os resultados estão presentes na Tabela 5. Verificou-se que para as três secções, as espessuras convergiram para o valor mínimo possível e a altura convergiu para o valor máximo. O estudo conclui que a secção retangular apresenta a menor massa. As dimensões para esta secção são representados na Tabela 6.

Tabela 5: Pesos da longarina para as diferentes secções transversais.

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

Tabela 6: Dimensões optimizadas da secção retangular oca.

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

4 Projeto Preliminar

4.1 Seleção de Materiais e Respetivas Propriedades Mecânicas

Através de Hollmann (2003), verificou-se que os materiais compósitos têm melhor resistência a ciclos de fadiga e apresentam propriedades superiores de absorção de vibrações comparativamente aos metais. Entre estes, a fibra de carbono apresenta o melhor rácio entre tensão para regime de trabalho e a tensão máxima até falha. Consequentemente, a fibra de carbono é a opção mais desejável para a construção do projeto, acrescentando o facto de ser o material mais usado no CIAFA. Os materiais disponíveis são: 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 epoxy SR 1500 com endurecedor SD 2505; Airex C70.75.

Recorreu-se aos dados existentes no CIAFA (da Silva (2017), Félix, Santos, and Vieira (2015a) e Félix, Santos, and Vieira (2015b)) e noutras bases de dados (Tomblin, McKenna, Ng, and Raju (2001)) para obter propriedades mecânicas dos materiais a utilizar. Em função deste estudo, assumiu-se que a tensão de cedência seria 884.6 MPa para a fibra unidirecional e para 450 MPa para a fibra bidirecional. As propriedades usadas são enumeradas na Tabela 7.

4.2 Projeto da Longarina Principal da Asa

Um dos objectivos para este projeto é a utilização de materiais existentes no CIAFA. Consequentemente, efetuou-se um levantamento de dados relativos aos materiais existentes, do qual resultou a Tabela 7.

O estudo preliminar da longarina foi baseado na metodologia desenvolvida por Hollmann (2003). Esta indica a quantidade de lâminas a utilizar ao longo da longarina, consoante as propriedades mecânicas dos materiais seleccionados. Para

Tabela 7: Propriedades mecânicas utilizadas para simulação dos materiais utilizados na estrutura.

	Fibra de carbono unidirecional + epóxy	Fibra de carbono bidirecional + epóxy	Airex + epóxy
Espessura da lâmina, [mm]	0.222	0.190	3.00
ρ [g/cm ³]	1.450	1.300	0.422
E1 [MPa]	95070	44793	66.0
E2 [MPa]	9173	53193	-
ν_{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 cedência [MPa]	884.6	450.0	-

este estudo, aplicou-se a distribuição de cargas calculada na Secção 3.3. Estipulou-se que os banzos da secção retangular são construídos por empilhamentos de fibra unidirecional (esforços de tração/compressão) e as almas são construídas por empilhamentos de fibra bidirecional (esforços transversos). A longarina foi dimensionada com 40 mm de largura, 38 mm de altura na raiz e 20 mm na ponta, com um comprimento de 2000 mm.

Para calcular a espessura ideal dos banzos e almas ao longo da longarina, recorreu-se às equações: $t_1 = \frac{M}{a \times h \times \frac{\sigma_{UCS}}{2}}$; $t_2 = \frac{M}{a \times h \times \frac{\sigma_{UTS}}{2}}$ e $t_3 = \frac{M}{h \times \frac{\sigma_{USS}}{2}}$, onde M indica o momento fletor na secção, σ_{UCS} representa a tensão máxima de cedência para compressão, σ_{UTS} para tração e σ_{USS} para corte. Segundo a metodologia implementada, apenas é considerado o teorema dos eixos paralelos para o calculo do momento de inércia, 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 é conservadora, visto que a diminuição do valor do momento de inercia resulta em tensões mais elevadas.

Dado que esta análise envolve a aplicação de materiais compósitos, utilizou-se um fator de segurança de 2 para tensões de cedência, de acordo com NATO Allied Engineering Publication (2014). A espessura t_1 é referente ao banzo superior, a espessura t_2 ao banzo inferior e a espessura t_3 às almas.

Efetuuou-se um estudo de uma longarina com espessura constante nos banzos, para validar o método aplicado. Os resultados são apresentados na Figura 5. Tal como era 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.

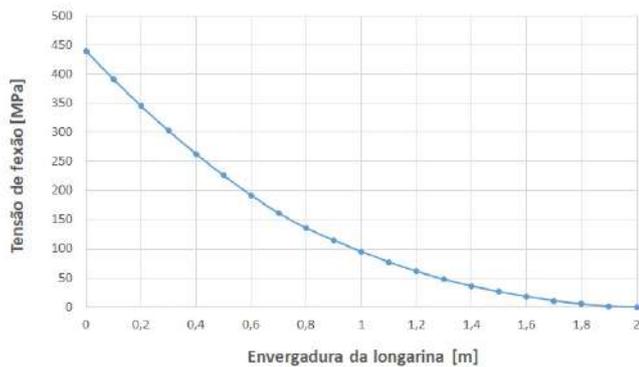


Figura 5: Tensões registadas ao longo da longarina preliminar com espessura de banzos constante.

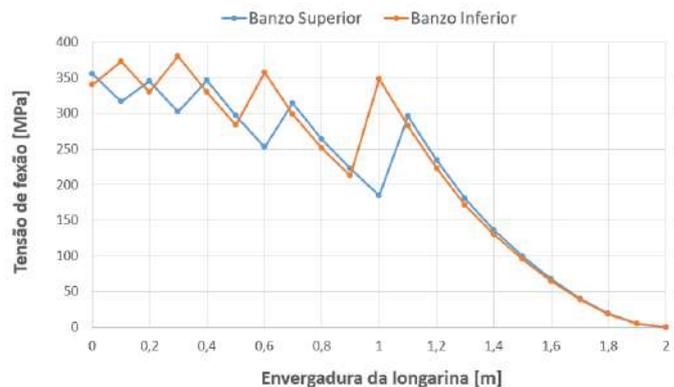


Figura 6: Tensões registadas ao longo da longarina preliminar para a distribuição de lâminas ideal.

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. Os resultados obtidos estão apresentados na Tabela 8, onde as bases numéricas representam o número de lâminas usadas e os expoentes representam o número de intervalos de 100 mm utilizados por cada grupo de lâminas. Deste modo, construiu-se um novo gráfico, presente na Figura 6.

Verifica-se que a tensão de cedência não é ultrapassada em ambos os banzos e que banzo inferior apresenta tensões superiores. Adicionalmente, observam-se pontos de descontinuidade ao longo da longarina, referentes aos pontos onde o

Tabela 8: Distribuição de lâminas ao longo da envergadura da longarina.

Banzo Superior	Banzo Inferior	Almas
$5^2/4^2/3^3/2^4/1^9$	$4^2/3^3/2^4/1^{11}$	$2^5/1^{15}$

empilhamento varia de espessura. A massa desta longarina preliminar seria 127 g. Comparando com o peso da longarina de alumínio anteriormente calculada, a longarina preliminar é 86.7% mais leve.

4.3 Distribuição de Massa e Centro de Gravidade

A identificação da distribuição dos vários componentes do VANT ao longo da aeronave permite calcular a massa total do VANT e a localização do CG, por forma a obter a margem estática desejada (estabilidade longitudinal estática). O estudo da estabilidade longitudinal é realizado por Coelho (2021).

O nariz do VANT é o ponto de referência utilizado para efetuar as medidas do posicionamento dos componentes. O cálculo do CG é efetuado em função da distância ao ponto de referência e da massa. 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.

Tabela 9: Localização do CG para os grupos de componentes e respetiva massa

Grupo	CG [mm]	Massa [g]
Fuselagem	686	12 188
Booms	1015	2 886
Cauda	2418	1 264
Asa	857	2 801
Trem de Aterragem	-	526
Cablagem	-	1 722

A Tabela 9 apresenta os resultados referentes a cada grupo de componentes estudado. Mediante os dados proporcionados, o CG total ficou localizado a 875 mm do ponto de referência, para uma massa total do VANT de 20.859 kg. A este valor foram acrescentados 0.91 kg de massa, referentes ao valor de *payload* que faltava. Deste modo, o valor de massa total utilizado para cálculos futuros é 21.770 kg.

Adicionalmente, verificou-se que a massa estrutural do VANT era 6.106 kg. Verificou-se que a estimativa para o peso estrutural oriunda do estudo de mercado (5.328 kg) é bastante mais otimista comparativamente ao projeto deste VANT. A diferença de valores poderá estar relacionada com as estimativas demasiado conservadoras das propriedades dos materiais. Adicionalmente, verifica-se que o valor obtido é 19.2 % inferior ao valor obtido pelo modelo utilizado durante a fase conceptual (7.56 kg) (Alves et al., 2021).

5 Projeto Estrutural Detalhado

5.1 Modelo CAD

Para realizar a análise estrutural, foi primeiro necessário construir modelos CAD dos componentes. É importante referir que foram modelados todos os componentes, no entanto, apenas a asa foi analisada. Estipulou-se que o referencial para a construção do VANT para manter a coerência de coordenadas na construção de componentes. Definiu-se que o eixo x corresponde ao comprimento, o eixo z à altura e o eixo y à envergadura do VANT.

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 (localizada a cerca de 85 % da corda) responsável por aumentar a rigidez torsional do conjunto.

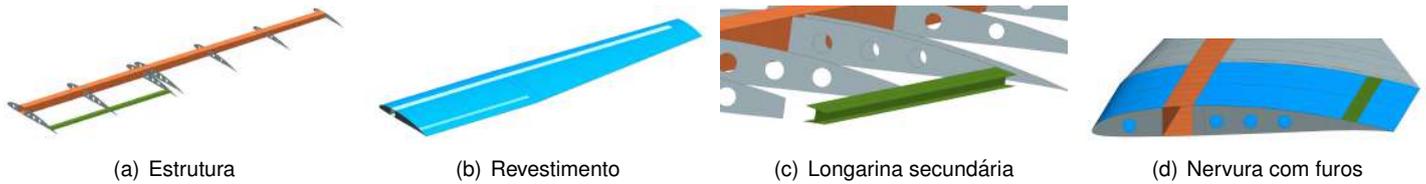


Figura 7: Modelo CAD da asa

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 . A longarina principal foi colocada a 134 mm relativamente ao bordo de ataque da raiz da asa e a longarina secundária a a 340 mm (Figura 7 (c)). A secção da longarina secundária é visível na Figura 7 (a). Para assegurar a coesão entre o revestimento (Figura 7 (b)) e as longarinas, aplicaram-se sete nervuras (Figura 7 (d)) ao longo da envergadura da asa. O espaçamento entre nervuras é aproximadamente 375 mm , com exceção entre a terceira e quarta, sendo o espaçamento 50 mm .

A fuselagem (Figura 8 (b)) interage com a asa funcionando como um suporte estrutural para a mesma. A placa visível na Figura 8 (a) serve como estrutura de suporte para os componentes no interior da fuselagem. 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 mm do nariz da fuselagem. Finalmente, modelou-se a estrutura responsável por suportar a *gimble*. 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 o coeficiente de atrito.

Os *booms* 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 (Figura 8 (d)). O modelo da cauda (Figura 8 (c)) apresenta uma largura horizontal de 1431 mm , referente à distancia entre *booms* e uma altura de 715 mm . O perfil alar usado é o NACA 0008, com uma corda de 255 mm . 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.

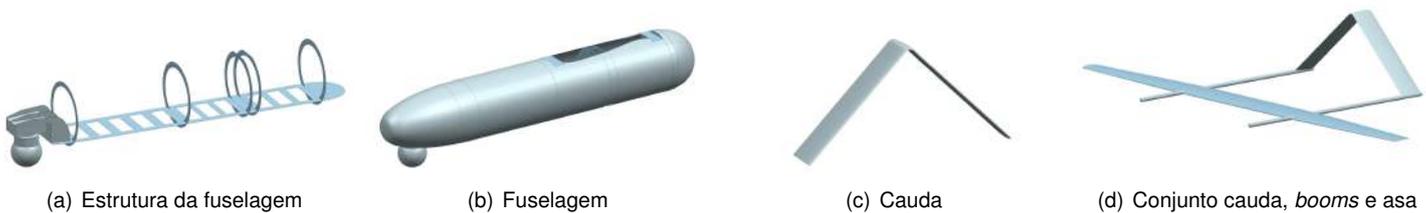


Figura 8: Modelos CAD da Fuselagem, Cauda e Booms

O trem de aterragem tem como objetivo proteger a parte inferior da fuselagem e sensores localizados nessa zona. 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.

5.2 Modelo de Elementos Finitos

A malha foi construída com base na funcionalidade *2D Mapped Mesh*. Esta permite criar uma distribuição uniforme de elementos, facilitando a convergência de resultados e reduzindo o tempo de computação para cada simulação. A opção tradicional para criar uma *2D Mesh* também é viável. A desvantagem desta é a criação de elementos com geometria aleatória para conseguir cumprir a geometria do objeto em estudo. Os elementos utilizados nesta simulação foram CQUAD4. Os elementos CTRIA3 foram ocasionalmente selecionados nas fronteiras de geometria irregular.

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.

Quanto às cargas aplicadas, utilizaram-se dois tipos diferentes: no caso do estudo paramétrico aplicou-se a distribuição de força utilizada no projeto preliminar da 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 Coelho (2021).

O *solver* usado para as simulações de análise estrutural é o *Nastran* e o tipo de solução é estática linear (SOL 101 - *Linear Statics*).

5.3 Estudo Paramétrico da Longarina da Asa

Realizou-se um estudo paramétrico com o objetivo de avaliar qual é a correta configuração dos laminados para a longarina da asa, comparando com a configuração definida na Tabela 10. 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). Relativamente à malha utilizada no estudo paramétrico, seleccionaram-se elementos CQUAD4 com 5 mm de aresta, uma vez que a longarina é toda ela retangular. Para este estudo assumiu-se um fator de segurança de 2 para as tensões de cedência em estudo. 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*.

À semelhança do estudo realizado na Secção 4.2, realizou-se uma análise de uma longarina com espessura constante nos banzos ao longo da envergadura. Para este estudo, atribuiu-se um laminado com quatro lâminas de carbono unidirecional para ambos os banzos e um laminado com duas lâminas de carbono bidirecional para ambas as almas.

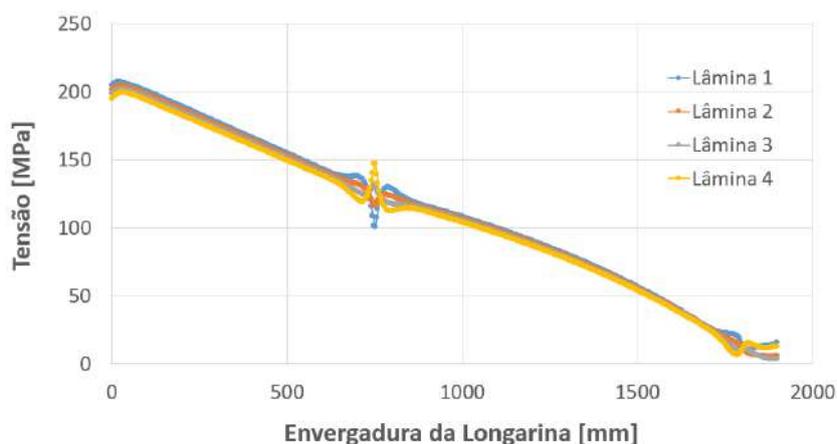


Figura 9: Tensões máximas ao longo da envergadura da longarina de espessura constante.

É possível observar na Figura 9 que as tensões evoluem uniformemente, sendo maiores na raiz e diminuindo progressivamente ao longo da envergadura da longarina. Adicionalmente, observa-se uma descontinuidade localizada a 750 mm da raiz. Os valores anómalos podem estar relacionado 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.

Uma vez validado o método, foram realizadas 5 simulações com empilhamentos diferentes de acordo com a Tabela 8, entre eles o empilhamento obtido no projeto preliminar para comparação de resultados. As bases numéricas representam o número de lâminas usadas e os expoentes representam o número de intervalos de 100 mm utilizados por cada grupo de lâminas.

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 bidirecionais com desfasamento de $\pm 45^\circ$ relativamente ao eixo da envergadura.

Tabela 10: Distribuição dos empilhamentos de laminado ao longo da longarina.

	Banzo Superior	Banzo Inferior	Almas
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	$5^1/4^3/3^3/2^4/1^9$	$5^1/4^2/3^3/2^4/1^{10}$	$2^5/1^{15}$

Tabela 11: Valores máximos de deslocamento e tensão para cada simulação com respectivo peso estrutural.

	Peso [g]	Deslocamento [mm]	Tensão [MPa]
Sim 1	127	273	485.58
Sim 2	178	196	372.14
Sim 3	127	273	436.71
Sim 4	128	269	484.13
Sim 5	132	259	423.39

Através das simulações realizadas é possível avaliar variáveis como o deslocamento, tensões, extensões para cada lamina e peso estrutural. Na Tabela 11 é possível observar os valores máximos de tensão e de deslocamento para cada simulação, assim como a massa estrutural. Verificou-se que apenas as simulações 2 e 5 cumprem com o requisito de tensão máxima do projeto. A simulação 2 apresenta a menor tensão máxima e o menor deslocamento, sendo no entanto a solução mais pesada. A simulação 5 apresenta valores mais próximos da tensão de cedência, o que indica que é a solução mais indicada para aplicar na longarina. Deste modo, considerou-se a simulação 5 como referência para cálculos futuros.

5.4 Análise Estrutural da 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 Coelho (2021), dimensionado para as condições de voo cruzeiro. Deste modo, foi retirado um campo de pressões escalar, no qual são dadas as coordenadas cartesianas com o valor da pressão normal à superfície da sua localização.

Uma vez que a condição de voo cruzeiro está longe do limite estrutural que se pretende estudar, considerou-se aceitável aplicar o produtos entre os valores do campo de pressões e o fator de carga desejado, 6. Esta é uma abordagem 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. O campo de pressões aplicado é visível na Figura 10.

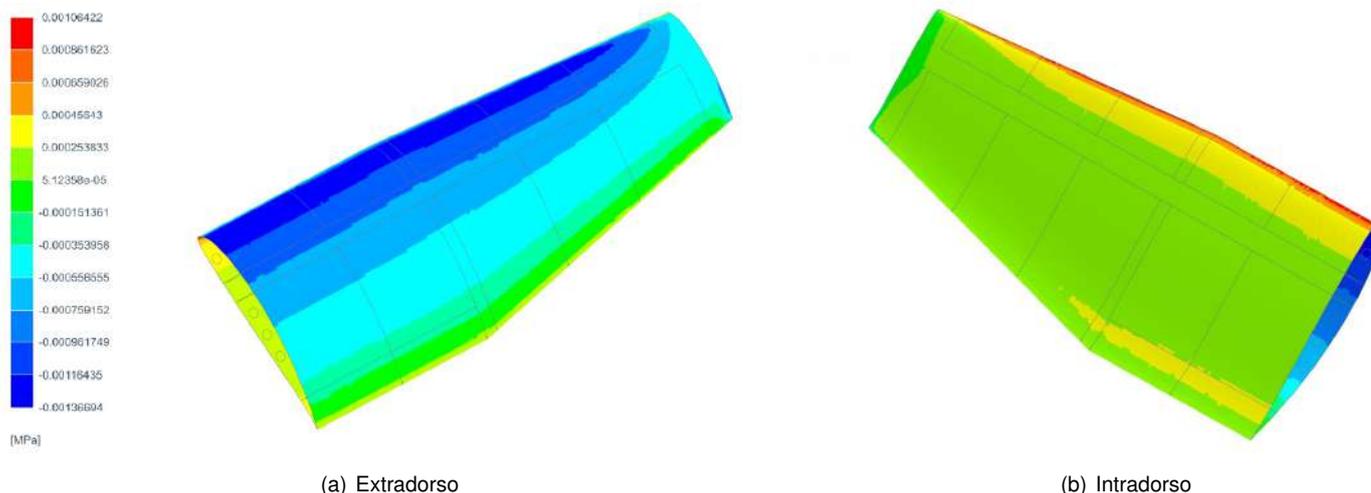


Figura 10: Distribuição da pressão na asa.

Antes de efetuar a análise estrutural da asa, foi necessário definir os empilhamentos que se pretendiam aplicar nos componentes em estudo. No revestimento da asa, o empilhamento aplicado é constituído por duas lâminas de fibra bidirecional, uma com 45° e outra com -45° relativamente à envergadura da asa (eixo y).

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 . O segundo empilhamento é referente à alma, sendo constituída por uma lâmina de fibra bidirecional a 45° do eixo y , seguida de duas lâminas de espuma Airex a

90° do eixo y , finalizando com outra lâmina de fibra bidirecional a -45° do eixo y

Relativamente às nervuras, o empilhamento é igual para todas. Este é constituído por uma lâmina de fibra bidirecional a 45° , seguida de uma lâmina de fibra unidirecional a 90° e finalmente outra lâmina de fibra bidirecional a -45° . 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 do capítulo ??.

5.4.1 Estudo de Convergência da Malha

Após a definição da malha, atribuíram-se as condições de fronteira definidas na Secção ?? e a distribuição de cargas definidas na Secção 5.3. As cargas foram apenas aplicadas ao revestimento da asa.

O processo de escolha do tamanho dos elementos a utilizar neste estudo foi iterativo. Efetuou-se o estudo de convergência, reduzindo-se gradualmente o tamanho da malha aplicada. Consequentemente a distribuição do tamanho de elementos selecionada foi: 15, 12, 10, 8, 6, 4, 3, 2 e 1 mm . Durante a computação das simulações, verificou-se que até à malha de 8 mm , o tempo de processamento foi relativamente rápido (cerca de 8 minutos), sendo que a partir da malha de 6 mm aumentou consideravelmente para cerca de 17 minutos. Não foi possível realizar a simulação para 1 mm , por não haver memória RAM suficiente.

Para analisar a convergência dos dados obtidos, foi necessário seleccionar uma pequena área de observação, uma vez que a avaliação da malha completa é pouco precisa e pode captar erros numéricos. Deste modo, seleccionou-se secção de 100 mm a 300 mm no banzo superior.

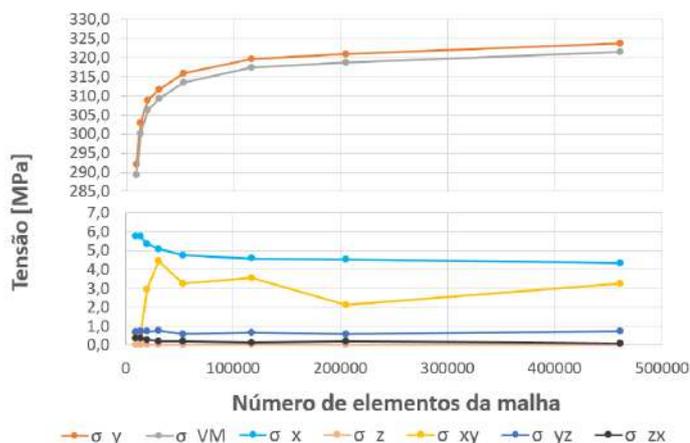


Figura 11: Estudo da convergência da malha para as tensões registadas.

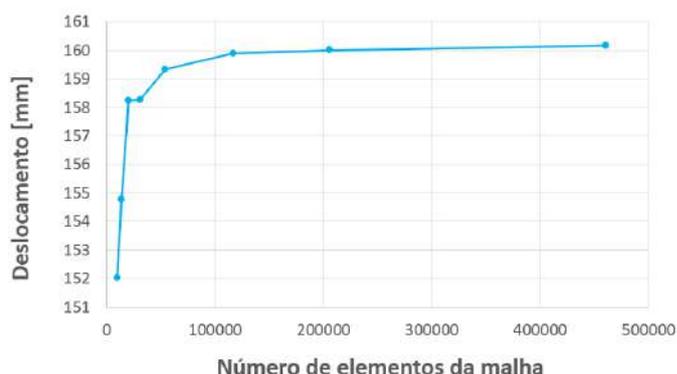


Figura 12: Estudo da convergência da malha para os deslocamentos.

A Figura 11 apresenta os resultados obtidos relativamente ao estudo de convergência para as tensões, enquanto que a Figura 12 é referente aos deslocamentos.

Na Figura 11 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. O comportamento dos deslocamentos é semelhante ao das tensões, verificando-se a estabilização do valor a partir da malha de 4 mm .

Consequentemente, considera-se a malha de 4 mm como ponto de convergência.

5.4.2 Resultados Obtidos

Com a escolha do tamanho dos elementos da malha efetuada, procedeu-se à computação da simulação para análise da asa. Deste modo, aplicou-se os laminados definidos na Secção 5.4.1 à malha, e de seguida, o campo de pressões referido na Secção 5.4.

No caso do deslocamento, obteve-se o valor máximo de $168,34 \text{ mm}$ localizado na ponta da asa, equivalente a 8.4% do valor da envergadura da asa.

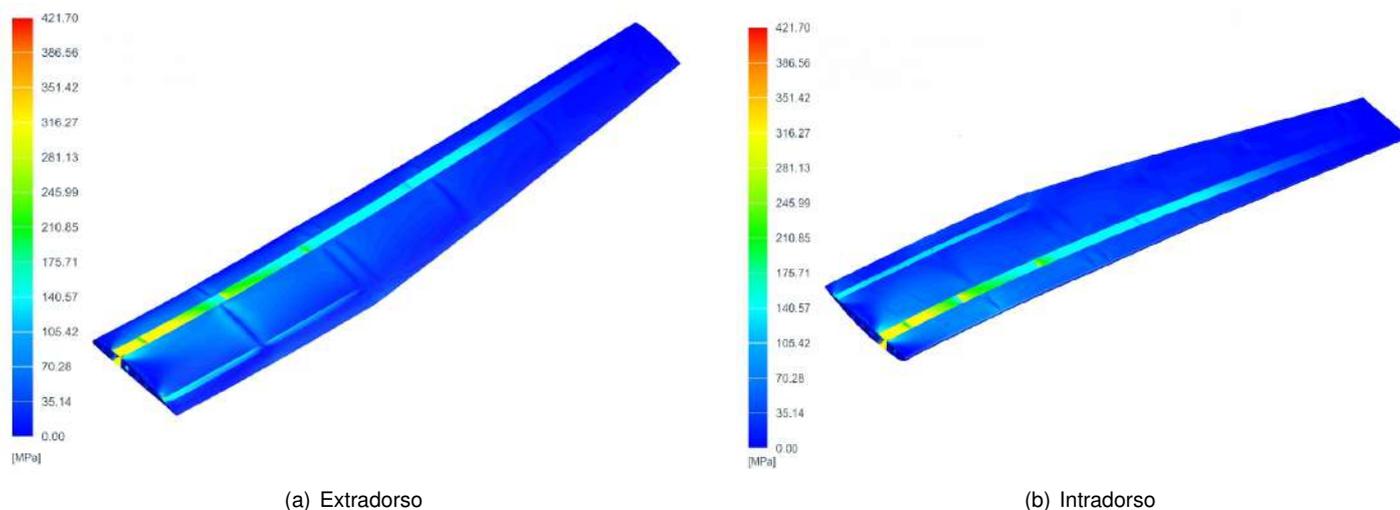


Figura 13: Tensões máximas *Von Mises* registadas na asa.

Segundo a Figura 13, a tensão máxima de tração registada para o componente foi 322.16 MPa no extradorso, enquanto que a tensão máxima de compressão registada para o componente foi 337.54 MPa no intradorso, 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 representa a tensão composta aplicada sobre o laminado.

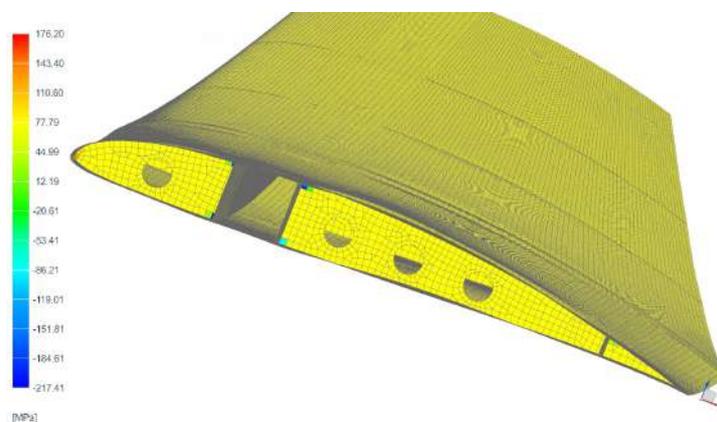


Figura 14: Tensões máximas *Von Mises* na nervura 2.

A tensão máxima registada para fibra unidirecional foi 421.7 MPa e para fibra bidirecional foi 217.41 MPa . Ambos os valores estão abaixo das tensão de cedência estipulados na Tabela 7.

Como era expectável, verificou-se que a tensão máxima ocorreu na raiz da longarina principal, mais especificamente, no extradorso da asa, visível na Figura 13 (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 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 cedência considerada, pelo que a estrutura proposta está dimensionada de forma correta para este carregamento.

Relativamente às nervuras aplicadas na estrutura, recorreu-se à nervura 2, situada a 375 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, uma vez que a primeira nervura é fixada pelas condições de fronteira. Verifica-se que o valor máximo de tensão registado é 217.41 MPa , referentes à compressão da nervura junto à longarina principal. 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.

6 Conclusão

A análise preliminar efetuada neste trabalho permitiu estimar a posição do CG a 875 mm do nariz da fuselagem, conferindo ao VANT a margem estática necessária, e a massa total de 21.77 kg.

No dimensionamento da estrutura da asa, os valores de tensão máximos registados foram 421.7 MPa para fibra unidirecional e 217.41 MPa para a fibra bidirecional. Verificou-se que os resultados obtidos estão em concordância com os parâmetros de tensão selecionados, nomeadamente 442.3 MPa e 225 MPa respetivamente.

De modo a complementar o estudo realizado, sugere-se efetuar novos estudos com vista a dar continuidade ao projeto:

- Otimização estrutural do projeto, tendo como ponto de partida o projeto atual;
- Análise estrutural dos restantes componentes (estrutura interna da fuselagem, interação da asa com o conjunto cauda-booms, entre outros) e projeto das estruturas de suporte para o sistema VTOL;
- Projeto e análise da estrutura de ligação entre a secção retangular da asa e as secções com afilamento e da ligação asa fuselagem;
- Construção de um protótipo, para validar os resultados obtidos.

Referências

- 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>
- Barros, A. F. M. (2018). *Simetria materiais - mecânica dos sólidos*. Secção de Folhas - Instituto Superior Técnico. Portugal.
- 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.
- 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.
- Félix, L., Santos, & Vieira. (2015a). *Valores de b-basis para wet layup fibras de carbono bi-direccionais de 90 gramas/m² - 090p rebelco* (Tech. Rep.). Portugal: Academia da Força Aérea. (Manuscrito não publicado)
- Félix, L., Santos, & Vieira. (2015b). *Valores de b-basis para wet layup fibras de carbono unidireccionais de 215 gramas/m² - ncu 215 rebelco* (Tech. Rep.). Portugal: Academia da Força Aérea. (Manuscrito não publicado)
- Hollmann, M. (2003). *Composite aircraft design* (5th ed.). Aircraft Designs, INC.
- 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)
- 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://digitalibrary.sdsu.edu/islandora/object/sdsu%7D3A22098/datastream/OBJ/view>

- 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 (NATO Unclassified)
- Niu, M. C.-Y. (1999). *Airframe - stress analysis and sizing* (2nd ed.). Conmilit Press LTD.
- Ochoa, O., & Reddy, J. (1992). *Finite element analysis of composite laminates*. Kluwer Academic Publishers.
- Raymer, D. P. (2018). *Aircraft design: A conceptual approach* (6th ed.). AIAA EDUCATION SERIES.
- 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, 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.
- 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)