



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Engenharia

**Projeto estrutural da asa do Crossover**  
**Definição da estrutura e materiais, dimensionamento**  
**estrutural e desenhos**

**Gilberto Daniel Alves Novais**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(Ciclo de estudos integrado)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

**Covilhã, Abril de 2016**



# Agradecimientos



# Resumo

No âmbito de tentar aumentar a disponibilidade do ciclo de vida das aeronaves e sua eficiência, as empresas de construção procuram desenvolver métodos e soluções para retirarem um maior desempenho da aeronave garantindo os níveis de segurança elevados. Assim, é necessário precaver situações anormais, simulando e solucionando qualquer tipo de futuros problemas e ao mesmo tempo otimizar toda a estrutura da aeronave.

Atendendo a estas circunstâncias, o presente trabalho consiste no desenvolvimento de um modelo estrutural, mais precisamente na asa do planador Crossover, para uma simulação computacional de todos os esforços presentes na estrutura, e identificação de zonas críticas para as diferentes fases de voo, como por exemplo as zonas de montagem da asa.

Uma revisão bibliográfica sobre o estudo de vários autores na área foi feita para ajudar o cálculo de todos os tipos de carregamentos e esforços existentes na asa da aeronave, obtendo uma plataforma de otimização estrutural dos planadores. Verificou-se diversas formas de construção de uma asa de um planador e é principalmente constituída por compósitos. O desenvolvimento destes compósitos e suas propriedades foi um grande passo para reduzir o peso de uma aeronave e ao mesmo tempo suportar carregamentos, que outros materiais como o alumínio e o aço suportariam.

Neste trabalho são estudados diferentes cargas na asa da aeronave e, tentou-se simular computacionalmente todas elas. Foram obtidas com o auxílio do software *XFLR5* e posteriormente através de ferramentas de cálculo para obtenção de todos os esforços. Com os valores dos carregamentos desenvolve-se o melhor modelo estrutural de forma a retirar a melhor eficiência e peso reduzido, de forma a suportar todas as cargas.

Para uma melhor compreensão do modelo estrutural, foi realizado o desenho 3D em *CATIA V5* com as devidas dimensões. O modelo em elementos finitos é realizado no software *Ansys* de forma a garantir os cálculos efetuados analiticamente.

## Palavras-Chave

Planador; Modelo estrutural; Materiais Compósitos; longarinas; Cargas; Forças de Corte; Momentos; Tensores de Inercia; Tensões; Deformações



# Abstract

In a context of trying to increase the cycle of life of the aircrafts and its efficiency, the construction companies seek to develop methods and solutions so that the aircraft can reach a higher performance and maintain the high levels of security. Thus, it is necessary to avoid abnormal situations, by simulating and solving any future problems while optimizing the entire structure of the aircraft.

Given these circumstances, the present work consist in the development of a structural model, specifically the Crossover glider wing, for a computer simulation of all efforts present in the structure, and identification of critical areas for different flight phases, such as the assembly areas of the wing.

A literature review about the study of various authors in the field was made, as to estimate all types of loads and efforts on the aircraft's wing, where we obtained a structural optimization platform of the gliders. There are several ways to build a wing of a glider and its nomenclature is mainly made up of composites. The development of these composites and their properties was a major step towards reducing the weight of an aircraft while ensuring loads, that other materials, such as aluminum and steel, would support those efforts.

In the present work is studied different loads on the aircraft wing and, it is also tried to simulate computationally all of them. They were obtained with the help of software XFLR5 and afterwards through calculation tools to obtain all efforts. The load values allows to conceive a better structural model in order to obtain the best efficiency, with low weight and capable of withstand all loads.

For a better understanding of the structural model, it was sketched in CATIA V5 a 3D design with appropriate dimensions. The finite element model is carried out in ANSYS software to ensure the calculations performed analytically.

## Key words

Glider; Structural Model; Composite Materials; Spars; Loads; shear stress, Moments; second moment of Inertia; stress; Deformation



# Índice

1.	Introdução .....	1
1.1	- Introdução .....	1
1.2	Enquadramento e Instituições envolvidas .....	2
1.3	Objetivos.....	3
1.4	Estrutura da dissertação .....	3
2.	Estado da arte .....	5
2.1	Configuração estrutural .....	5
2.2	Materiais .....	10
2.3	Modelos de análise .....	14
2.3.1	XFLR5 .....	14
2.3.2	Microsoft Office Excel .....	15
2.3.3	CATIA V5 .....	15
2.3.4	Ansys.....	16
3.	Descrição da aeronave .....	17
3.1	Normas .....	18
3.2	Características da aeronave .....	21
4.	Conceito estrutural .....	23
4.1	Nomenclatura .....	24
4.2	Materiais .....	26
5.	Modelos de análise .....	29
5.1	Cálculo das forças aerodinâmicas .....	29
5.2	Esforços .....	32
5.2.1	Conceitos gerais .....	32
5.2.2	Forças de Corte .....	33
5.2.3	Momento fletor .....	34
5.3	Centroide .....	35

5.3.1	Centroide da longarina .....	36
5.3.2	Centroide do perfil .....	37
5.4	Tensor de inércia .....	38
5.4.1	Tensor de inércia da longarina .....	38
5.4.2	Tensor de inercia do perfil.....	39
5.5	Tensões diretas .....	40
5.6	Tensões de corte .....	41
5.6.1	Fluxo de corte.....	42
5.7	Orientação das fibras .....	43
6.	Resultados .....	46
6.1	Diagrama n-V .....	46
6.2	Dimensionamento .....	49
6.3	Desenhos e análise estrutural .....	57
7.	Conclusão .....	65
7.1	Trabalhos futuros.....	66
8.	Bibliografia .....	67

# Lista de Figuras

Figura 1 - Aeronave desenvolvida por estudantes alemães denominada por Vampyr [1].....	1
Figura 2 - Diferentes configurações das longarinas [5].....	6
Figura 3 - diferentes formas de conectar as partes desmontáveis da asa do planador [3] .....	7
Figura 4 - conexão da parte central da asa [3].....	8
Figura 5 - configuração alternativa na zona central da longarina secundária [3] .....	9
Figura 6 - Movimento provocado pelo flaperon [6] .....	10
Figura 7 - percentagem de materiais utilizados numa aeronave atual [7] .....	11
Figura 8 - orientação das fibras do compósito [8] .....	12
Figura 9 - Orientação e fabrico dos compósitos [8].....	12
Figura 10 - Movimento do ar quente devido a uma localidade [14] .....	18
Figura 11 - Diagrama n-V segundo a norma LTF-UL [15].....	20
Figura 12 - Diagrama n-V com cargas de rajada segundo a norma LTF-UL [15] .....	21
Figura 13 - Configuração aerodinâmica da asa Crossover .....	21
Figura 14 - Configuração estrutural da ligação da fuselagem com a asa do Crossover .....	24
Figura 15 - configuração estrutural da ligação entre seções da asa do Crossover .....	25
Figura 16 - Configuração estrutural da ligação entre seções da asa do Crossover .....	25
Figura 17 - Configuração estrutural da ligação das longarinas secundárias entre seções .....	25
Figura 18- Forças aerodinâmicas que atuam numa aeronave (Sitek and Blunt, 1940) [17].....	29
Figura 19 - Forças aerodinâmicas resultantes e componentes que provocam a sua variação [17] .....	30
Figura 20 - Distribuição das forças de sustentação e arrasto ao longo da semi-envergadura [18] .....	31
Figura 21 - Distribuição da sustentação e peso na aeronave [17].....	33
Figura 22 - Forças de corte distribuídas [18] .....	34
Figura 23 - Momentos fletores distribuído [18].....	35
Figura 24 - Notação das forças, momentos e cargas aplicadas [20] .....	36

Figura 25 - Idealização estrutural através dos booms [20] .....	37
Figura 26 - Determinação do $q_{s,0}$ [20] .....	43
Figura 27 - Orientação das fibras e respetivas tensões diretas e de corte [21] .....	44
Figura 28 - Diagrama n-V .....	47
Figura 29 - Forças de corte dos pontos críticos do diagrama n-V .....	47
Figura 30 - Momento fletor dos pontos críticos do diagrama n-V .....	48
Figura 31 - Força de corte e momento fletor do ponto crítico .....	48
Figura 32 - Distribuição das forças aerodinâmicas do flap .....	49
Figura 33 - Longarina em caixão e respetivos componentes .....	50
Figura 34 - Longarina em forma de I e respetivos componentes .....	51
Figura 35 - Fluxo de corte na longarina em caixão .....	53
Figura 36 - Fluxo de corte na longarina em I .....	53
Figura 37 - Longarina secundária em forma de C invertido e respetivos componentes .....	55
Figura 38 - Modelo em sanduiche da casca da aeronave.....	57
Figura 39 - Desenho 3D e posição das longarinas e nervuras.....	58
Figura 40 - Longarina de contacto com a longarina em caixão a 1,15m da raiz da asa .....	59
Figura 41 - Longarina de contacto com a longarina em caixão a 6 m da raiz da asa .....	60
Figura 42 - Casquilhos de contato da asa com a fuselagem .....	61
Figura 43 - Condições de fronteira e respetivos intervalos .....	61
Figura 44 - Deformação total da asa .....	62
Figura 45 - Distribuição dos booms ao longo do perfil .....	73
Figura 46 - Deformação da asa a partir da seção a 1,15 da raiz da asa.....	78

# Lista de Tabelas

Tabela 1 - limite de velocidades .....	19
Tabela 2 - Fatores de carga .....	19
Tabela 3 - Propriedades mecânicas do carbono unidirecional .....	26
Tabela 4 - Propriedades mecânicas de carbonos bidirecionais .....	27
Tabela 5 - Propriedades mecânicas da espuma polimérica e da madeira (Pinho) .....	27
Tabela 6 - Velocidades em várias fases de voo.....	46
Tabela 7 - Dimensão da longarina em caixão em vários pontos da envergadura .....	51
Tabela 8 - Dimensão da longarina em I em vários pontos da envergadura .....	52
Tabela 9 - Dimensão da longarina em caixão a 6 m da raiz da asa .....	52
Tabela 10 - Dimensão da longarina secundária ao longo da envergadura .....	55
Tabela 11 - Espessura da casca ao longo da envergadura .....	56
Tabela 12 - Novas propriedades do carbono bidirecional com alteração da orientação das fibras .....	57
Tabela 13 - Condições de fronteira ao longo da envergadura .....	62
Tabela 14 - Tensões diretas de cada peça da longarina em caixão.....	69
Tabela 15 - Tensões diretas de cada peça da longarina em I.....	70
Tabela 16 - Tensões diretas de cada peça da longarina em caixão a 6 m da raiz da asa .....	71
Tabela 17 - Tensões de corte total para cada peça em vários pontos da envergadura .....	71
Tabela 18 - Forças resultantes nos apoios do flaperon .....	71
Tabela 19 - Tensões diretas de cada peça da longarina secundária ao longo da envergadura .....	72
Tabela 20 - Tensões de corte da longarina secundária ao longo da envergadura .....	73
Tabela 21 - Tensões de corte ao longo da envergadura e do perfil com fibras orientadas a 0° e 90° .....	74
Tabela 22 - Tensões diretas totais ao longo da envergadura e do perfil com orientação a 0° e 90° .....	75
Tabela 23 - Tensões de corte ao longo da envergadura e perfil com fibras orientadas a 45° e -45° .....	76

Tabela 24 - Tensões diretas totais ao longo da envergadura e do perfil com fibras orientadas a 45° e -45° .....	77
---	----



# Lista de Acrónimos

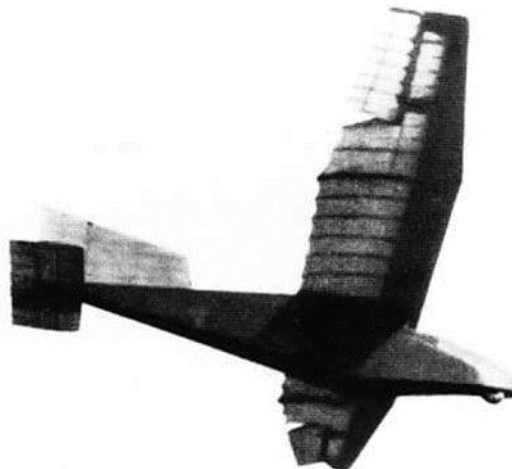




# 1. Introdução

## 1.1 - Introdução

Desde que o homem primitivo olhou as aves, estas sempre foram um enigma pela sua sustentabilidade, agilidade no voo e foram elas as inspiradoras do sonho por voar. Os primeiros voos que o homem conseguiu realizar, foram com aeronaves sem motores, como balões de ar quente e dirigíveis, mas esquecem-se dos planadores que foram a base de todo o desenvolvimento dos aviões. No início construíram um planador com um peso muito reduzido e com uma asa de espessura reduzida e utilizavam o balanceamento do corpo no cg do planador para o controlar. Durante muitos anos tentaram-se várias formas com a construção de modelos diversificados, mas quando começaram a instalar motores foi o início de aviação moderna. Depois de várias aeronaves, um grupo de estudantes alemães contruíram um modelo denominado por “Vampyr”, com dispositivos de controlo de estabilidade para manobrar a aeronave com maior facilidade e mante-la mais tempo no ar. Com este estudo vieram novas ideias e projetos que resultaram numa maior eficiência aerodinâmica, com vigas e caixas de torção, para reforçar a estrutura do modelo. Com o surgimento de novas tecnologias e ideias, os planadores tiveram grande impacto na Segunda Guerra Mundial. Foram usadas muitas das suas ideias durante esse período e houve um grande desenvolvimento na aviação em geral de forma a possuir uma superioridade militar em relação ao inimigo. Ideias promissoras como o uso de perfis laminares e a utilização de novos materiais para obter uma maior rigidez na estrutura, alteram a filosofia na área da aviação, e começaram a olha-la como uma porta a várias oportunidades. O próximo passo no desenvolvimento foi a utilização de materiais compósitos e apareceu uma nova geração de planadores, onde aconteceu uma explosão na performance dos modelos e uma grande lista de recordes mundiais. Com todos estes fatores, abriu a oportunidade a diversas áreas de estudo e grandes progressos no estudo de planadores [1].



*Figura 1 - Aeronave desenvolvida por estudantes alemães denominada por Vampyr [1]*

Um planador é uma aeronave com alta razão de planeio devido á sua grande envergadura, sendo mais pesada do que o ar mas mantendo a sua alta sustentação devido às forças aerodinâmicas resultantes que nela atuam. Relativamente á sua nomenclatura, os planadores não diferem muito das aeronaves comuns. Possuem todos os elementos gerais como fuselagem, asas fixas, caudas, mas tendo uma alta razão de planeio, o sistema propulsivo não é necessário em diversas fases de voo, sendo usado apenas na descolagem ou para atingir velocidades mais elevadas. Para atingir estes objetivos, o planador deverá ser bem projetado com a intenção de obter um peso reduzido para obter uma razão de planeio elevada, mas ao mesmo tempo suportar todos os esforços presentes em todas as fases de voo ao longo de toda a envergadura [2].

Para harmonizar todos estes requisitos, os planadores deverão possuir certas características importantes: extramente leve constituído por materiais compósitos, com uma fuselagem muito eficiente aerodinamicamente, sendo bastante estreita e possuindo asas com uma razão de aspeto muito elevada. Todas estas características fazem com que a aeronave planeie durante bastante tempo, inflacionadas também pelas condições atmosféricas.

As particularidades do planador é que podem ser desmontado facilmente, devido á sua grande envergadura e sua dificuldade em coloca-lo em segurança, quando está estacionado em pista. Assim, um planador deverá ser construído de forma que possa ser desmontado e transportado facilmente, mas guardado num local seguro, ocupando um espaço reduzido. Outra particularidade é a variação de envergadura para o objetivo pretendido. Se o piloto pretender uma grande razão de planeio e baixas velocidades, coloca o planador com uma envergadura elevada. Se pretender uma razão de planeio mais reduzida mas velocidades mais elevadas pode optar por colocar uma envergadura mais reduzida, sendo próximo da denominação de um ultraleve [3].

## **1.2 Enquadramento e Instituições envolvidas**

Este projeto surgiu de uma proposta feita pela EurosportAircraft á Universidade da Beira Interior, como dissertação de Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica. Esta empresa baseia-se na construção de aeronaves ligeiras, nomeadamente planadores e ultraleves, devido á falta de informação sobre uma determinada área e a necessidade de um estudo mais aprofundado sobre a mesma, recorreu a uma parceria com a Universidade da Beira Interior no desenvolvimento deste projeto.

O projeto inicialmente teve um contato direto com os membros da EurosportAircraft, na qual se disponibilizaram os recursos necessários para a realização de um estudo mais aprofundado sobre o tema. Assim, o projeto foi orientado por membros da Universidade da Beira Interior e da EurosportAircraft.

A EurosportAircraft é uma empresa de atividade aeronáutica fundada em 2009 e que se dedica á fabricação para a indústria aeronáutica e especializada em materiais compósitos. Tenta combinar a alta qualidade e precisão na construção em materiais compósitos com modelos inovadores ao nível da aviação civil, tentando competir á escala Europeia, alguns tipos de aeronaves ligeiras [4].

Como é do interesse da Universidade da Beira Interior formar engenheiros mais qualificados e com alguma experiência em projetos no mercado de trabalho, e ao mesmo tempo também é do interesse da empresa EurosportAircraft desenvolver estudos que otimizem as suas aeronaves, as duas entidades têm vindo a formar várias parcerias ao nível da investigação e desenvolvimento de projetos no âmbito da Engenharia Aeronáutica.

### 1.3 Objetivos

A presente dissertação de mestrado tem como principal objetivo o estudo do comportamento estrutural de uma asa da aeronave denominada por Crossover, tendo em vista o seu dimensionamento, dando ênfase a métodos iterativos de cálculo. Com a colaboração da empresa EurosportAircraft e segundo as necessidades da empresa relativamente ao desenvolvimento e construção de uma aeronave, estabelecem-se os seguintes objetivos do projeto:

- Análise da melhor construção da estrutura para as cargas ocorridas na asa do planador e respetivos materiais;
- Definição das zonas de montagem da asa;
- Cálculo de todas as forças aerodinâmicas e esforços provocados por elas na estrutura em todas as fases de voo e os respetivos fatores de carga e seu diagrama n-V;
- Análise e dimensionamento estrutural da asa e dos materiais utilizados com recurso a *software* de cálculo;
- Desenhos da asa do planador;
- Verificação regulamentar das normas CS-22 e da LTF-UL.

Assim, este projeto foi desenvolvido segundo estes objetivos, servindo para o aprofundamento dos conhecimentos em diversas áreas, como estruturas aeronáuticas de planadores, aerodinâmica, mecânica computacional, entre outras.

### 1.4 Estrutura da dissertação

Para uma melhor compreensão, a presente dissertação foi dividida em capítulos e subcapítulos de forma a organizar ideias e melhor perceção do modelo estrutural desenvolvido e respetivos materiais.

Inicialmente, esta dissertação possui uma introdução ao tema e possui como subcapítulos o enquadramento e as instituições envolvidas no estudo desenvolvido. Outro subcapítulo são os objetivos que se pretende obter no final do estudo desenvolvido. Apresenta um subcapítulo sobre a estrutura da dissertação onde esta presente uma breve resumo de cada capítulo e respectivos subcapítulos.

Outro capítulo é o estado da arte, onde está dividido em subcapítulos tais como a configuração estrutural pretendida, a forma como a aeronave vai ser dividida para os objetivos pretendidos e o motivo pela qual é utilizada essa configuração. Outro subcapítulo é a descrição dos materiais utilizados e por fim os modelos de análise que foram necessários para obtenção dos dados pretendidos.

Para uma melhor conhecimento da aeronave em estudo, foi realizado outro capítulo para a sua descrição, onde esta desenvolvido alguns fatores tais como, as normas que tem de cumprir e as respectivas velocidades limite, as dimensões, a sua propulsão e alguns conceitos gerais que a aeronave possui.

Também é necessário realizar um capítulo onde é desenvolvido o conceito estrutural em estudo, ou seja, neste capítulo é descrito a forma como vai ser realizado o modelo estrutural da aeronave, sua respetiva posição e função.

Um capítulo muito importante é o modelo de análise na presente dissertação. Neste capítulo é descrito como foi obtido as forças aerodinâmicas em várias fases de voo, os respetivos esforços provocados devido às forças presentes e as tensões desenvolvidas por todos estes esforços. Neste capítulo também descreve como é obtido os centroides dos vários componentes estruturais presentes na asa da aeronave.

O capítulo mais importante do presente estudo são os resultados onde está presente todas as dimensões calculadas do modelo estrutural em estudo tais como, as longarinas, nervuras e casca ao longo da envergadura. Neste capítulo também é demonstrado o desenho do modelo estrutural com as respetivas dimensões e os casos de estudo testados.

Por fim, é efetuada a conclusão com o resumo do que foi realizado, alguns resultados principais e respetivas conclusões e trabalhos futuros.

Depois de realizada a conclusão é colocada toda a bibliografia utilizada para a realização desta dissertação.

## 2. Estado da arte

Este capítulo descreve a informação necessária para o desenvolvimento desta dissertação no sentido de revelar as principais soluções obtidas e as respetivas vantagens e desvantagens de cada uma.

Inicialmente, são os princípios básicos de possíveis modelos estruturais e respetivos materiais para diferentes tipos de estrutura e em todas as secções, nomeadamente as vigas, as nervuras e a casca da asa, tal como os locais de montagem. Também está descrito a informação dos modelos de análise utilizados.

### 2.1 Configuração estrutural

A aeronave pretendida tem de obedecer a diversos objetivos propostos pela empresa, nomeadamente devido á sua grande envergadura e ocupação de um grande espaço, sendo necessário montar e desmontar a aeronave quando ela estiver estacionada. Então, solucionou-se uma configuração com zonas de desmontagem da asa. Esta solução levou a outros problemas tais como o reforço estrutural necessário para as zonas de desmontagem devido às zonas de desconexão. Outro problema seria os veios de transmissão do motor para a as hélices e os tubos de ligação do combustível ao motor, onde seria necessário montar, desmontar e afinar todas estas peças de ligação, sempre que se desmontasse ou montasse a asa. Então uma possível solução, era manter uma parte central da asa fixa com a fuselagem de forma a não ser necessário montar estes veios de transmissão todas as vezes que se efetuasse um voo e que nessa parte central também fosse possível introduzir os tanques de combustível. Então, através desta dissertação verificar-se-á se existe vantagem em colocar uma parte central fixa com a fuselagem e sem ser necessário retirar os veios de ligação do motor às hélices ou se a zona central é totalmente retirada devido ao peso estrutural. Outro objetivo proposto pela empresa é a possibilidade de colocar todos estes mecanismos importantes na parte central da asa, para que seja possível colocar num reboque e ser transportada em estradas convencionais ou através de um contentor.

Outro objetivo proposto pela empresa é a alteração da envergadura da asa. Através desta modificação o piloto pode realizar o voo de diferentes formas, no entanto, apenas consegue alterar a envergadura quando a aeronave está no solo. Assim, a aeronave pode voar com uma envergadura de 12 ou 18 metros de comprimento, ou seja, para voos com uma envergadura menor, a aeronave possui menos arrasto e menor peso, mas ao mesmo tempo tem uma razão de planeio inferior e tem como objetivo principal voar com maiores velocidades. Por outro lado, quando a aeronave realiza o voo com uma envergadura de 18 metros, tem um maior arrasto mas uma razão de planeio superior e posteriormente uma velocidade mais reduzida. Outra vantagem da envergadura com 18 metros e com uma elevada razão de planeio, é que em situações de voo

adequadas com boas correntes de ar, é possível realizar o voo sem a utilização do motor quando esta se encontra em voo cruzeiro ou em descida.

Para que seja possível a realização desta aeronave, com a asa desmontada em certas zonas pretendidas, obteve-se diversas configurações possíveis, de forma a tentar minimizar-se o peso e o tamanho da estrutura. A zona central da asa é o local onde estão situados os maiores esforços, logo é a zona onde vai possuir o modelo estrutural mais resistente. Então obteve-se diversas formas de longarinas mais resistentes aos maiores esforços provocados, nomeadamente longarinas em forma de I, em forma de quadrado e em forma de C ou C invertido como é demonstrado na Figura 2. Estas configurações tem diversas vantagens e desvantagens, nomeadamente a forma em I é mais leve, enquanto a forma em quadrado é mais pesada mas aguenta momentos torsores mais elevados. Isto acontece principalmente nas forma em I e em C por serem uma estrutura de seção aberta e a sua tensão de corte não estar distribuída ao longo de toda a estrutura e obter pontos com maior tensão que não estão devidamente apoiados, o que leva com que essas zonas tenham de ser mais reforçadas estruturalmente.

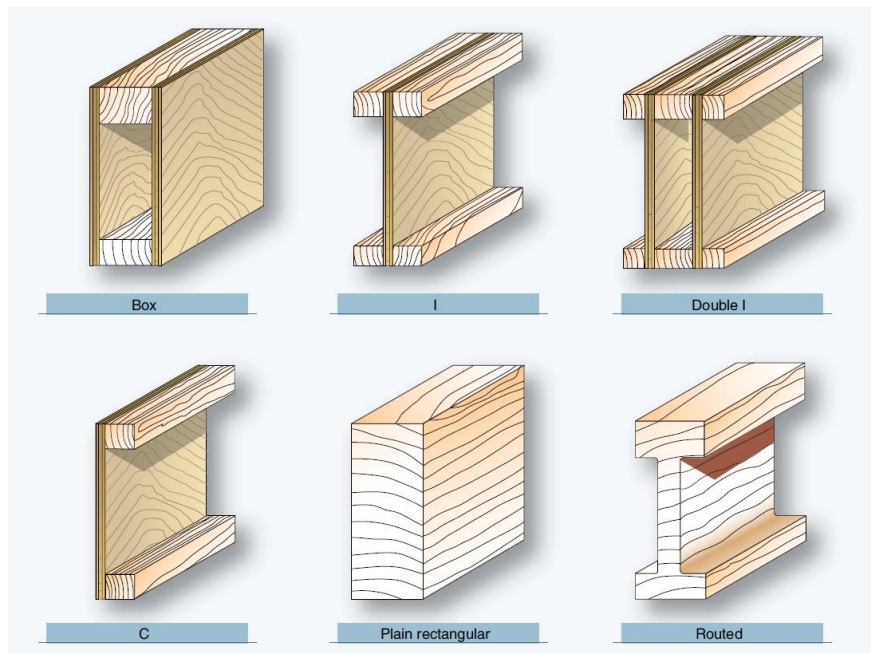


Figura 2 - Diferentes configurações das longarinas [5]

Quando se opta por uma longarina com a finalidade de cumprir certas funções, também é necessário ter em conta a forma como se une as zonas de desconexão da asa, porque como os planadores tem uma grande envergadura é necessário desmonta-lo como já foi dito anteriormente. Então para que isto seja possível é necessário realizar diferentes tipos de estudo de conexão entre as longarinas da asa e destas com a fuselagem do planador. Assim surgiram algumas soluções, tais como o prolongamento das longarinas numa parte desmontável da asa onde encaixariam na outra parte da asa correta, sendo posteriormente presas com pinos. Este prolongamento da longarina pode ser efetuado de diferentes formas como por exemplo com

duas longarinas paralelas uma á outra presas nas pontas com 2 pinos, tal como é demonstrado na Figura 3 a). Outra forma de conectar estas seções da asa seriam através do prolongamento de duas longarinas paralelas e na outra parte da asa, uma longarina seria colocada entre as duas longarinas da outra seção e presas por pinos, tal como é demonstrado na Figura 3 b). Outra solução possível seria colocar um prolongamento da longarina em ambas as partes da asa, ficando paralelas uma á outra e sendo fixas por pinos, tal como é demonstrado na Figura 3 c). Também uma solução possível seria a colocação do prolongamento da longarina numa secção da asa e na outra seção a longarina ser constituída com duplo I onde o prolongamento da longarina seria introduzida entre a longarina de duplo I e sendo fixas por pinos.

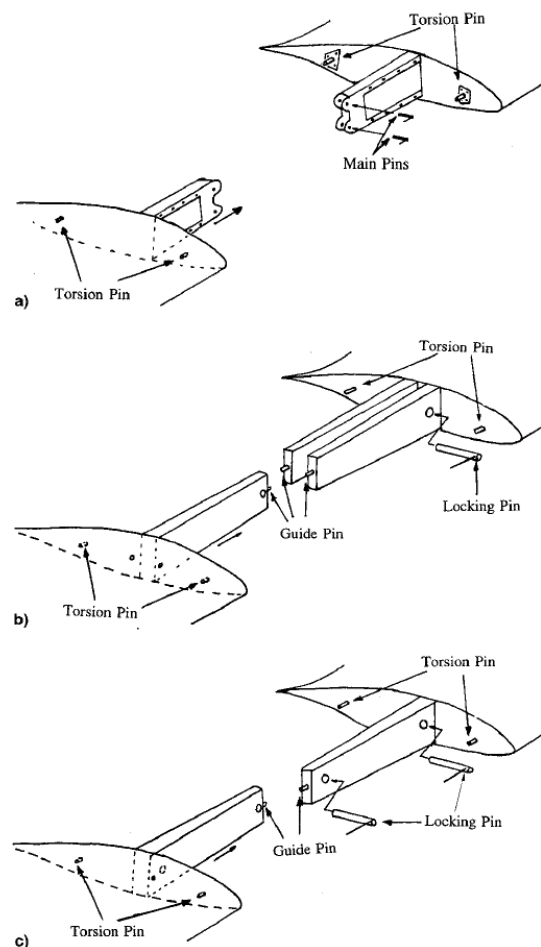


Figura 3 - diferentes formas de conectar as partes desmontáveis da asa do planador [3]

As soluções encontradas para conectar as partes das asas desmontáveis da aeronave mencionadas anteriormente, também podem ser utilizadas para conectar a parte central de uma asa á outra caso a aeronave seja desmontável na parte central, apesar de não ser a melhor opção com aeronaves de uma grande envergadura e elevado peso, devido ao grande momento provocado pelas cargas presentes em toda a aeronave. Então, tentou-se encontrar soluções para esta parte central da asa. Uma das possibilidades seria a colocação de uma longarina central, e as outras partes da asa teriam o prolongamento da longarina e seriam introduzidas

dentro da longarina principal e seriam fixas com pinos. Uma hipótese possível para este exemplo, seria a criação de uma longarina central em forma de quadrado e o prolongamento da longarina na outra parte da asa seria em forma de I tal como é demonstrado na Figura 4. Isto levaria a que longarina dessa parte da asa, também tenha a forma em I, para que ao alterar a geometria da longarina, não seja provocado nenhum sobre carregamento em algumas zonas provocando um maior número de tensões. Outra possibilidade seria igualmente uma longarina central em forma de quadrado, e o prolongamento da longarina da outra parte da asa teria também a forma de quadrado, e este prolongamento teria um tamanho menor que a central, para que seja possível a introdução da parte central. Para a utilização desta configuração é necessário ter especial atenção no local do centroide da longarina porque caso esteja mal colocado pode provocar um momento torsor que leva à rotura da longarina.

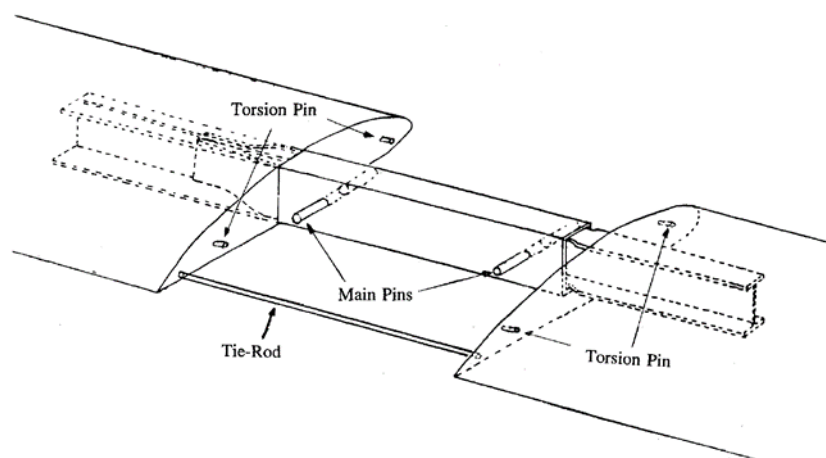
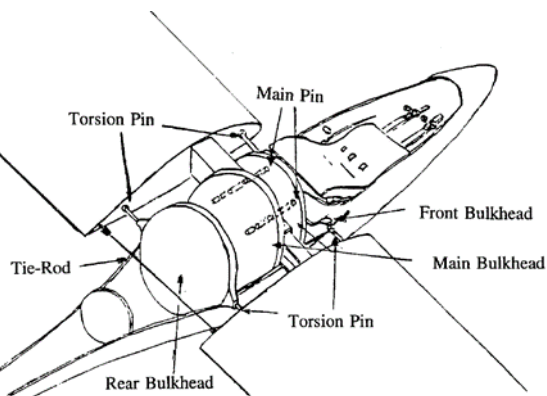


Figura 4 - conexão da parte central da asa [3]

Outra configuração importante na estrutura de uma aeronave é a longarina secundária. A sua principal função é suportar todos os esforços provocados pelos flaps e ailerons, mas para esta aeronave também existe a possibilidade de utilizar para meio de ligação entre as partes da asa desmontáveis, para aguentar as forças de sustentação da aeronave, e levar essa parte estrutural, a função de evitar um momento torsor mais elevado na longarina principal. Os diferentes tipos de estrutura possíveis são os mesmos que mencionados para a longarina central, apesar da longarina secundária estar sujeita a um carregamento inferior e não ter a principal função de aguentar todo o carregamento da asa em todas as fases de voo, e estar situada numa zona de descontinuidade, devido ao movimento do flap e ailerons. A longarina secundária fica situada em algumas zonas estruturais mais complexas, tais como o local onde estão colocados os sistemas propulsivos, o que leva a longarina secundária a um elemento crucial à sua fixação e estar preparada para aguentar todos os esforços. Outro local complexo é a zona por onde passa a fuselagem, mas como não existem flaps ou ailerons, é apenas uma zona para ajudar a fixação da asa à fuselagem, existindo configurações alternativas para a forma de longarina secundária. A solução mais simples seria a longarina secundária atravessar toda a fuselagem e

fixa numa longarina central, mas outra configuração possível seria uma longarina que contornasse toda a fuselagem de forma a não alterar a sua estrutura tal como é demonstrado na Figura 5.



*Figura 5 - configuração alternativa na zona central da longarina secundária [3]*

A estrutura que mantém a forma do perfil desejada é a casca da aeronave, sendo a superfície que entra primeiro em contato com as cargas aerodinâmicas. É através desta estrutura que se mantém o diferencial de pressão entre o intradorso e extradorso e provoca uma força superior ao peso da aeronave e faz com que a aeronave se mantenha no ar. Assim, com a ajuda de todos os outros componentes estruturais, a casca da aeronave tem de ser capaz de manter a sua rigidez, sendo necessário que ela tenha uma espessura capaz de aguentar todos esses esforços. Esta espessura é alterada de material para material, apesar de por vezes ser utilizada modelos em forma de sanduíche, com materiais diferentes para que sejam mais leves e ao mesmo tempo aguentem todas as cargas e mantenham a sua rigidez.

Um componente muito importante na estrutura da asa de uma aeronave são as nervuras. Elas são o principal mecanismo para manter a casca da aeronave com a forma pretendida e suportar grandes esforços como por exemplo o fluxo de corte presente no intradorso e extradorso do perfil da aeronave. Geralmente as nervuras acompanham toda a curvatura do perfil, exceto em algumas situações na zona do flap e do aileron, logo a única forma estrutural a ser estudada nas nervuras é a sua espessura, o número de nervuras necessárias para aguentar todas as cargas na aeronave e o tipo de material. A posição onde são colocadas as nervuras, por vezes são aproveitados como zona de fixação dos flaps e ailerons á parte principal da asa, dado que são zonas onde tem grande carregamento e será mais um reforço estrutural a esse componente.

Por vezes os planadores possuem uma configuração denominada por flaperon que tem a função de realizar os mecanismos de flap e aileron em simultâneo. A utilização deste mecanismo provoca uma menor descontinuidade entre o flap e aileron e não é necessário possuir dois mecanismos para realizar esta função diminuindo o seu peso. O flaperon realiza os mesmos objetivos que o flap e aileron mas a sua particularidade é que são utilizados em conjunto, ou

seja, quando se pretende realizar um movimento de rolamento o aileron é desenvolvido em toda a envergadura e quando se pretende utilizar flap também é desenvolvido em toda a envergadura, mas quando este não está na sua posição original, o movimento de rolamento através do ailerons acontece com os flap também fora da sua posição original tal como é possível observar na Figura 6.

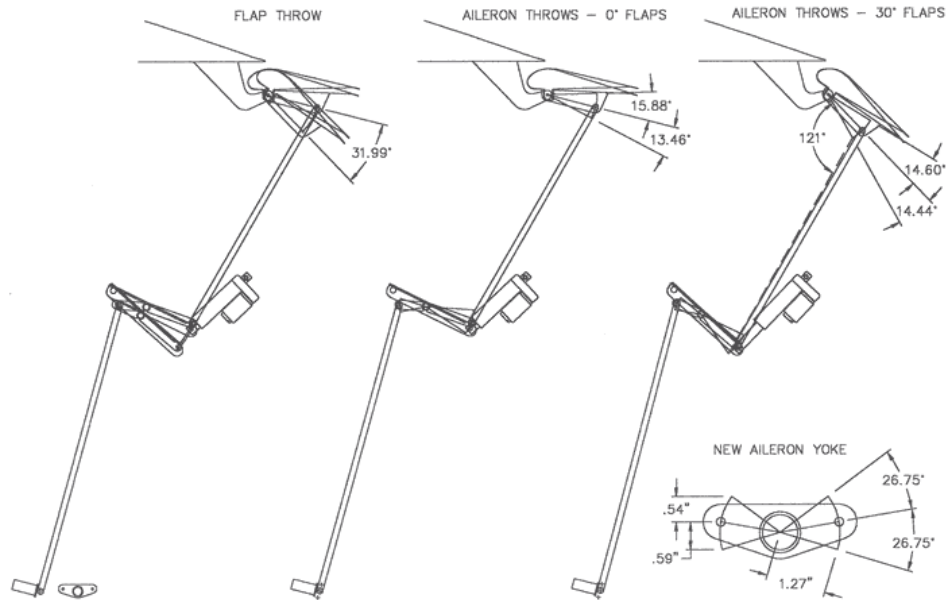


Figura 6 - Movimento provocado pelo flaperon [6]

## 2.2 Materiais

No estudo de uma aeronave, deve ter-se atenção algumas considerações importantes, tais como a eficiência, a segurança, e como resultado, o modelo idealizado deve satisfazer alguns requisitos específicos que influenciam a sua estrutura estudada e os materiais utilizados para a sua construção. Uma grande variedade de materiais podem ser utilizados na construção da aeronave, para que cumpram certas propriedades tais como a resistência, elasticidade, peso específico e boas propriedades à corrosão. Então, para determinada função que a estrutura foi desenvolvida, pode ser usado diferentes materiais, com as suas respetivas propriedades.

O material utilizado nas primeiras aeronaves foi a madeira e ainda hoje é usado em algumas aeronaves devido às suas boas propriedades mecânicas e físicas, que cumprem os requisitos exigidos para a fabricação de componentes, e com um custo reduzido. A madeira possui uma elevada resistência e baixo peso, quando utilizado em estruturas laminadas, e resistentes às condições atmosféricas, apesar destas serem inicialmente submetidas a um tratamento com condições específicas.

Nas aeronaves modernas, a madeira já é menos utilizada porque existem materiais diferentes, metálicos e não metálicos, e que têm graus de resistência mais elevados, menor peso e mais

resistentes á corrosão. Os materiais metálicos mais usados são o aço, o alumínio, o titânio e as suas ligas, mas na atualidade os materiais compósitos são os mais utilizados, tal como é demonstrado na Figura 7. Frequentemente, os compósitos são constituídos por vários materiais para obter uma melhor relação resistência-peso, então para estes casos realiza-se o estudo dos melhores materiais para cada requisito estrutural necessário.

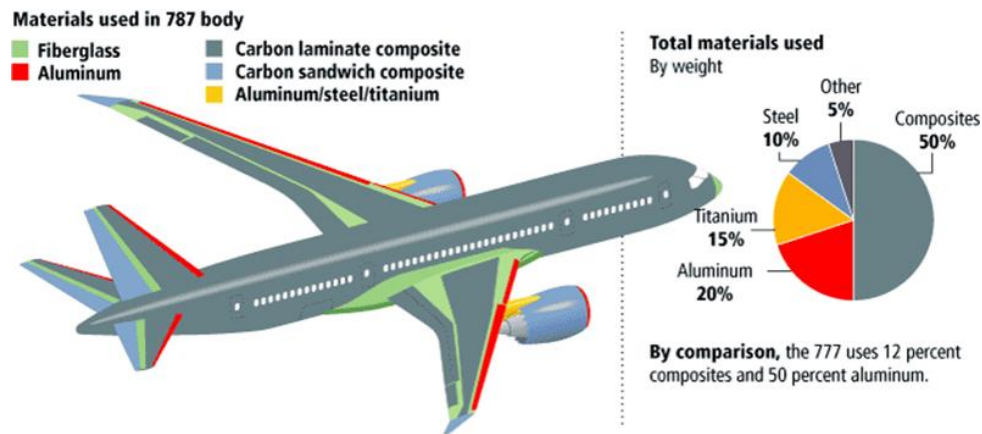


Figura 7 - percentagem de materiais utilizados numa aeronave atual [7]

Para aeronaves como os planadores, a sua estrutura é constituída principalmente por materiais compósitos, nomeadamente á base de fibra de carbono e de vidro, embebidas em epoxy e resina.

Um material metálico possui propriedades que lhe permitem ser resistente e rígido em todas as direções independentemente do eixo em que está colocado a carga, mas ao contrário dos compósitos, as suas propriedades variam conforme a direção onde são orientadas as fibras, ou seja, os compósitos tem propriedades mecânicas numa direção, e a sua resistência e rigidez variam conforme a referência natural do eixo inerente do material. Através desta nomenclatura os compósitos tem a capacidade de ter as mesmas propriedades que os materiais metálicos na direção que estão colocadas as fibras. Para manter a direção das fibras pretendidas e a sua posição, elas são suportadas através da epoxy ou resina, e são estes que determinam a temperatura máxima de serviço do compósito e também, podem alterar as propriedades do material devido ao processo de cura.

A resistência e a rigidez do compósito dependem da orientação das fibras usadas. Para obter as propriedades mecânicas pretendidas, o compósito é constituído por várias camadas sobrepostas embebidas em epoxy ou resina, onde a direção das fibras são colocadas em direções diferentes para obter as propriedades em todas as direções pretendidas, e para isso geralmente são colocadas na direção com ângulo de 0°, de  $\pm 45^\circ$  e de 90°, tal como é demonstrado na Figura 8, ou seja, para o objetivo pretendido, o compósito pode ser unidirecional ou bidirecional.

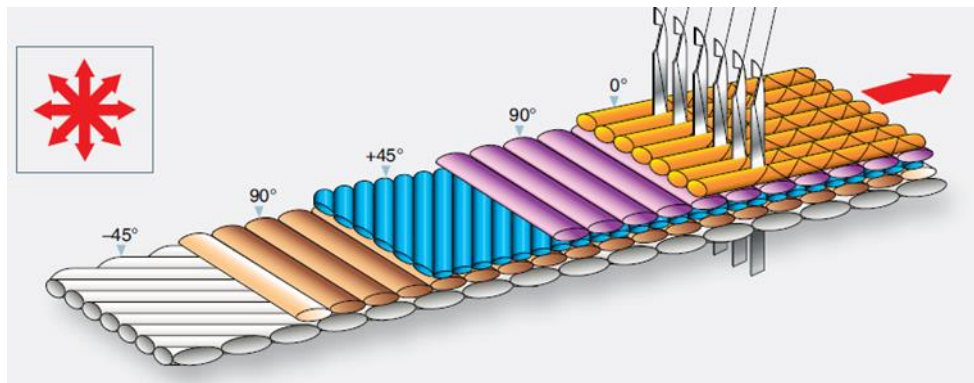


Figura 8 - orientação das fibras do compósito [8]

O compósito unidirecional é constituído por fibras na mesma orientação impregnadas com resina ou epoxy. O processo mais comum para a sua construção é através da colocação das fibras alinhadas na mesma direção, posteriormente as resinas ou epoxy quentes são derretidas e colocadas nas fibras, ficando sujeitas ao calor e pressão no processo de cura, como é demonstrado na Figura 9. Estes compósitos tem alta resistência na direção das fibras e pouca resistência entre elas.

O compósito bidirecional é um processo mais complexo do que o unidirecional. Neste processo as fibras são colocadas em camadas, possuindo uma orientação diferente e estando sujeitas ao calor e pressão, depois de ser colocado resina ou epoxy nas camadas. Para diminuir o seu peso e para melhor aproveitamento das fibras, são usadas alternativas para o fabrico do compósito bidirecional, principalmente as fibras com orientações diferentes são intercaladas como é demonstrado na Figura 9. As fibras para uma redução de peso, material e melhor aproveitamento do compósito, as camadas já produzidas são colocadas sobrepostas e impregnadas com resina e epoxy.

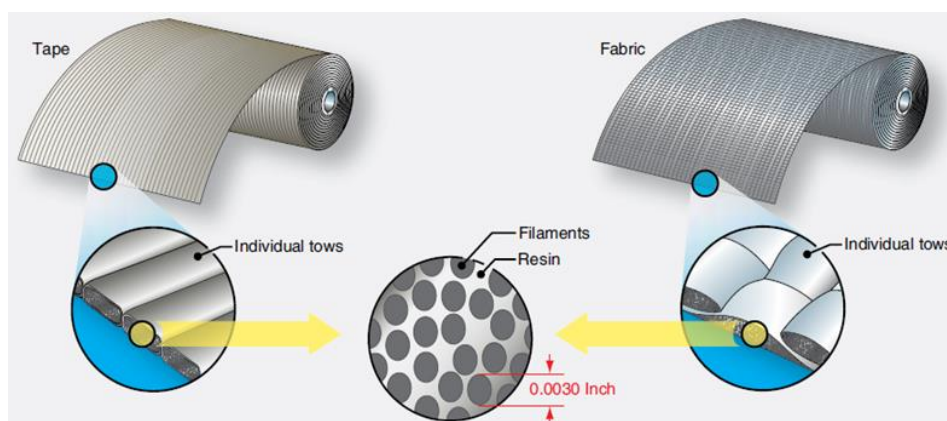


Figura 9 - Orientação e fabrico dos compósitos [8]

A fibra de vidro é um material utilizado para o desenvolvimento dos compósitos mas principalmente em peças mais secundárias. Geralmente é utilizado para zonas com maior curvatura que não possuem um grande carregamento estrutural, podendo ser usadas na casca

da aeronave, principalmente no nariz da fuselagem, na ponta das asas e no caso dos helicópteros nas pás. A vantagem da utilização da fibra de vidro é o seu baixo custo, resistência à corrosão e um mau condutor elétrico e térmico. A principal desvantagem é a sua baixa resistência à fadiga e módulo elástico reduzido [9]

A fibra de carbono é um material rígido e forte, e geralmente é usado nas partes estruturais principais da aeronave, tais como: nas longarinas, nas nervuras de toda a aeronave, nos estabilizadores e controles. O carbono tem um alto nível de resistência à tração, elevado módulo de elasticidade longitudinal, logo uma grande estabilidade estrutural. O carbono também tem uma grande resistência à corrosão exceto quando está em contato com materiais metálicos. Quando é necessário utilizar ambos, coloca-se uma capa protetora para que não entrem em contato. As principais desvantagens do carbono são a reduzida resistência ao impacto, fratura frágil e o seu custo é elevado. [9]

A resina ou a epoxy são os polímeros designados para fixação das fibras, mas a sua composição e propriedades afetam o processo, fabrico e a composição do material. O polímero mais utilizado na fixação dos compósitos são as resinas termostáticas sendo bastante porosas e com boas propriedades para qualquer forma utilizada, tendo a capacidade de ser compatível com qualquer material, curam rapidamente e são um bom agente de ligação e fixação. A epoxy também é bastante utilizada e avaliada pela sua variação da sua viscosidade de solidificação, tendo a vantagem de ser bastante rígida em comparação às resinas, tendo elevados módulos de elasticidade, boas propriedades químicas e uma boa adesão às fibras. As suas principais desvantagens são a perda das propriedades quando estão em contacto com a água tendo um processo de cura lento em comparação às resinas. [6] Também é necessário ter especial atenção ao processo de cura, devido à variação da temperatura, humidade, pressão e o tempo de processo, provocando a variação das propriedades da resina e epoxy.

Um dos modelos realizado com compósitos são as estruturas em sanduíche. Na teoria a construção em sanduíche, é na sua forma mais simples constituído por duas folhas de um material já construído (geralmente compósito ou metálico), paralelas e relativamente finas, separadas no centro por um material maior e mais leve. O centro da sanduiche oferece suporte às folhas exteriores a cargas mais elevadas, enquanto as folhas exteriores mantem o centro compacto e sem oferecer danos estruturais ficando isolado. O material central tem de aguentar as forças de corte mais elevadas e possuir rigidez suficiente a carregamentos à tração e compressão. Geralmente o método em sanduiche é utilizado em zonas como a casa da aeronave, principalmente nas zonas como os flaps e ailerons. Um dos métodos em sanduiche muito utilizado é equivalente ao das colmeias com formas hexagonais, no centro é usado essa configuração, e é utilizada uma folha de adesivo caso seja um material com pouca aderência. Estas folhas geralmente são constituídas por fibra de vidro ou aramida e no centro da sanduiche é constituído por carbono ou materiais metálicos como o alumínio, titânio e o aço. Estes materiais são apenas usados em situações mais específicas devido ao seu elevado índice de corrosão, quando em contatos com os compósitos. Outra configuração em forma de sanduiche

é a utilização de espuma no seu interior e exteriormente é constituída por fibra de carbono ou de vidro. A função da espuma é unicamente para dar rigidez às fibras quando estas possuem camadas muito reduzidas [9]

Um material utilizado para reforçar alguns elementos estruturais mais críticos são o alumínio e o aço. Eles tem uma boa resistência específica, facilidade de fabrico e uma maior fiabilidade em relação aos compósitos, e as suas propriedades variam de liga para liga, alternando os elementos do alumínio e do aço. A alteração da sua mistura fazem variar propriedades como a sua densidade, módulo elástico e a tensão de rotura do material, e através destas propriedades utiliza-se para necessidade estrutural pretendida. Uma desvantagem destes materiais é a má resistência á corrosão quando em contacto com compósitos, principalmente o alumínio, por isso é utilizado ligas, como por exemplo de aço-carbono, que levam um tratamento especial no seu processo de fabrico para evitar este tipo de corrosão. A liga aço- carbono podem atingir até 1,2% de teor de carbono havendo uma relação direta entre a quantidade de carbono e a resistência/dureza do material. [10]

## **2.3 Modelos de análise**

No estudo desta aeronave foram utilizados vários modelos de análise para obter a otimização da sua estrutura tanto na redução de peso, como na facilidade da sua construção. Foram utilizados os modelos de análise denominados por *XFLR5*, *Microsoft Office Excel*, *CATIA V5* e *ANSYS*. Poderiam ser utilizados outros modelos de análise para obter as respetivas forças, dimensões e desenhos, mas optou-se por estes, devido á facilidade de obtenção dos dados necessários para a resolução do problema.

### **2.3.1 XFLR5**

As forças presentes na aeronave são um dado muito importante para o desenvolvimento da sua estrutura, e são elas que ditam o carregamento presente. Através do *XFLR5* conseguimos obter essas forças para uma certa geometria da aeronave e através deste software é possível analisar geometrias diferentes e comparar os seus resultados, tais como a variação da corda do perfil, variação do diedro, do enflechamento, da sua envergadura, etc. A particularidade deste software é a análise a baixo número de Reynolds, análise de escoamentos laminares e turbulentos e a obtenção das forças locais em várias posições da asa ao longo da sua superfície [11].

Para o presente estudo foi possível obter as forças distribuídas e o momento torsor ao longo da envergadura, através de um comando de análise com a geometria anteriormente definida. Para a obtenção destes valores ao longo da asa, foi utilizado o comando, sendo possível definir a velocidade do escoamento, a massa do avião e a sua posição, a viscosidade do ar, o tipo de

escoamento e o modelo de análise sendo definida função LLT (Lifting Line Theory). Com esta análise é possível retirar os coeficientes de sustentação e arrasto, tal como o momento torsor em vários pontos da envergadura para as várias fases de voo, variando o ângulo de ataque da asa em relação ao escoamento. Esta variação do ângulo de ataque vai alterar os valores dos coeficientes, sendo possível exportar um ficheiro com os valores dos coeficientes para a condição de voo pretendida.

No estudo da estrutura o carregamento dos flaps é ligeiramente diferente, utilizando o modelo de análise definido por 3D panels, em alternativa ao LLT. A diferença entre estas duas opções é a obtenção dos coeficientes de pressão ao longo da corda do perfil, dos coeficientes de sustentação e arrasto provocado pelo flap, como vai ser demonstrando posteriormente no cálculo das forças aerodinâmicas.

### **2.3.2 Microsoft Office Excel**

O cálculo analítico da estrutura da aeronave foi realizado através de folhas de cálculo desenvolvidas no *Microsoft Office Excel* relacionadas entre si, implementando uma rede de equações para o cálculo estrutural, para ser possível realizar qualquer dimensionamento estrutural, caso seja necessário modificar algum carregamento ou ponto do envelope de voo, permitindo relacionar a geometria da asa com a melhor estrutura possível, obtendo uma maior razão de planeio com um menor peso possível.

Com recurso às folhas de cálculo é possível calcular o diagrama n-V, obtendo o ponto crítico do projeto estrutural, sendo possível determinar todos os carregamentos presentes na asa desenvolvida. Através deste carregamento é desenvolvida uma estrutura para os objetivos pretendidos do trabalho e a sua respetiva otimização, nomeadamente é calculado a espessura de todas as longarinas e casca e respetivo material para cada seção.

Este software também foi utilizado para a obtenção dos pontos presentes no perfil utilizado de forma a obter um sistema de coordenadas possibilitando a exportação para um software de desenho através de uma ferramenta denominada por Macro.

### **2.3.3 CATIA V5**

O processo analítico da estrutura da aeronave, possibilitou a criação de um desenho em 3D obtendo uma aproximação do que realmente vai ser construído e realizar uma aproximação visual da asa da aeronave. O software utilizado para a criação deste desenho foi o *CATIA V5* e a sua escolha foi devido à melhor familiarização deste software e porque a variedade destes softwares de desenhos em estudo ser pouca ampla. Uma particularidade é a necessidade de trabalhar com superfícies pouco homogêneas, com precisão e ao mesmo tempo ter a

possibilidade de exportar um sistema de coordenadas com vários pontos através do *Microsoft Office Excel*. Para facilitar o estudo desta estrutura e a possibilidade de utilizar diferentes estruturas desenvolveu-se um desenho 3D apenas utilizando superfícies, mas ao mesmo tempo contruir uma estrutura mais aproximada.

#### 2.3.4 Ansys

O *Ansys* é um software com várias funcionalidades, mas no presente estudo é utilizado para realizar uma análise estrutural através da ferramenta static Structural, situado na componente Workbench. Através desta ferramenta é possível exportar um desenho em 3D e realizar a análise estrutural [12]

Neste estudo foi utilizado um desenho 3D apenas com superfícies, logo é necessário colocar as espessuras de todos os componentes estruturais e as propriedades dos respetivos materiais. Este processo é utilizado para possibilitar a alteração das superfícies da estrutura rapidamente, não sendo necessário a realização de um novo desenho 3D e exporta-lo novamente para o *Ansys*. Uma particularidade do desenho em forma de superfícies é as mesas das longarinas serem constituídas por linhas, possibilitando a não exportação um novo desenho 3D, se o dimensionamento da mesa for incorreto. Assim para o desenvolvimento das mesas das longarinas é utilizado uma ferramenta denominada por Cross Section, desenhando a mesa com a respetiva espessura e largura. Posteriormente indica-se que a linha efetuada no desenho 3D é constituída por essa Cross Section.

Para a realização de uma análise estrutural é necessário criar uma malha, os pontos da asa que estarão encastrados e os locais onde vão estar efetuados os carregamentos na fase de voo em estudo, possibilitando a análise dos esforços presentes em todos os componentes estruturais e verificação desses componentes dimensionados analiticamente para os respetivos carregamentos. Para esta análise é verificado que quanto maior for o refinamento da malha, maior é a precisão dos esforços de asa e seus componentes estruturais.

### 3. Descrição da aeronave

O envelope de voo de um planador divide-se em várias fases, nomeadamente, descolagem, fase de subida, voo de cruzeiro, descida e aterragem. Cada uma destas fases provoca diferenças em algumas características da aeronave.

Na fase de descolagem e subida, os planadores geralmente realizam essa manobra com o auxílio de uma força propulsiva externa, principalmente através de um sistema de reboque, onde outra aeronave possui o sistema propulsivo e são rebocados até à altitude pretendida. Este processo requer um treino especializado para os pilotos de ambas as aeronaves, com métodos e técnicas de lançamento para diversas situações. Por vezes, os planadores possuem sistema propulsivo para estas fases, como é o caso da aeronave deste projeto. Para estes casos, os planadores possuem motores elétricos ou a combustão, com uma ou duas hélices, geralmente recolhidas para dentro da fuselagem para diminuir o arrasto, ou através de um sistema de hélices dobráveis, utilizando uma tira no cubo para unir as duas hélices, de forma a garantir em momento algum as pás não se encontrem com a mesma abertura [13].

A fase de voo de cruzeiro também se pode chamar de fase de planeio e geralmente não é necessário usar qualquer tipo de sistema propulsivo. Variando o ângulo de ataque o piloto consegue mudar a direção das forças aerodinâmicas provocando uma força resultante horizontal. Outro fator importante é a altitude em que se planeia provocando alteração nas condições atmosféricas como por exemplo a densidade do ar e as correntes que se voa. Estas duas variações podem ser provocadas devido à ascensão do ar com a proximidade de uma montanha. Esta situação acontece quando o ar quente formado no chão, criado através da radiação solar, criam bolsas de ar quente e encontrando uma montanha, o ar sobe e provoca uma corrente de ar quente em alta altitude. Esta situação é muito comum na zona da Covilhã devido à proximidade com a Serra da Estrela. Este fenómeno também pode ocorrer devido às bolsas de ar serem criadas devido à localização próxima de uma cidade que provoca calor. Estas bolsas de ar devido ao vento ou diferenças de temperaturas sobem e provoca uma corrente de ar ascendente benéfica para os planadores como é demonstrado na **Erro! A origem da referência não foi encontrada.** Figura 10.

Na fase de aterragem o piloto leva a aeronave para uma pista de aterragem e devido à sua razão  $L/D$ , utiliza-se dispositivos na asa provocando a alteração do ar que passa na asa. Estes dispositivos provocam a separação do escoamento, diminuindo a sustentação e aumento do arrasto. Normalmente utiliza-se os flaps para diminuir a velocidade e obter a mesma razão de planeio.

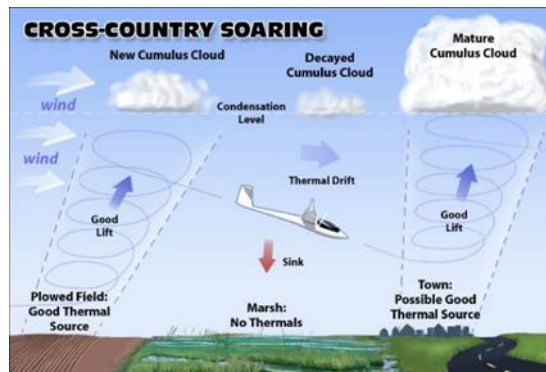


Figura 10 - Movimento do ar quente devido a uma localidade [14]

### 3.1 Normas

A aeronave para poder voar em espaço europeu tem de cumprir determinadas normas, impostas pela EASA, nomeadamente tem de obedecer a alguns certificados de aeronavegabilidade. A principal norma presente neste trabalho é a CS-22, sendo mais específica para ultraleves e planadores. Esta norma refere principalmente limites de cargas para cada estrutura, de velocidade, de peso e de potências dos motores para diversas fases de voo e instrumentos necessários no cockpit da aeronave.

No presente trabalho, pretende-se que a aeronave não cumpra apenas certas normas impostas pela EASA, mas também impostas por uma norma Alemã, denominada por LTF-UL. Esta norma é muito semelhante à CS-22, apesar de ter algumas limitações diferentes e mais específicas, portanto no presente trabalho vai ser estabelecido predominantemente os limites da norma Alemã.

Para a aeronave cumprir todas as normas estabelecidas, foram obtidos os pesos máximos da aeronave, para pertencer à classe de planador ou ultraleve. Para o cálculo estrutural apenas foram necessários o peso à descolagem da aeronave sem piloto, na qual o seu limite seria de 450kg mais os dispositivos de segurança (paraquedas e extintor). Como a aeronave é de dois lugares, existe um limite de carga dos passageiros de mais 170kg, logo, a aeronave teria um peso máximo à descolagem de 620kg.

Uma forma de garantir que não existe nenhuma situação imprevista na estrutura da aeronave é aplicado um fator de segurança de 1,5 nas cargas presentes na aeronave na fase de dimensionamento da estrutura para que com este fator, não ultrapasse a tensão de rutura do material. Além deste fator de segurança é aplicado outro fator de segurança de 1,25, devido à utilização de compósitos na fase de construção. Este fator é aplicado devido às condições de cura do compósito, nomeadamente a temperatura, ou às impurezas presentes no momento da aplicação, ou ao erro humano.

Outro fator importante para o cálculo estrutural é saber as velocidades limite em algumas fases de voo como estão referidas na Tabela 1. A velocidade máxima e de cruzeiro foram calculadas através de simulações com software adequado, mas para o cumprimento desta norma tem de cumprir algumas velocidades limite.

Limite de velocidade	m/s
$V_{S0}$	18
$V_{S1}$	23

Tabela 1 - limite de velocidades

Além destas velocidades, ainda são necessárias as velocidades de manobra para diferentes fatores de carga e podem ser obtidos por:

$$V_A = V_{S1}(n_1)^{1/2} \quad (1)$$

$$V_G = V_{S1}(n_4)^{1/2} \quad (2)$$

Para obter as velocidades limite do diagrama n-V, tais como a velocidade de projeto, podem ser escolhida pelo investigador do projeto, mas é necessário cumprir a condição de não poder ser inferior 1,2 da velocidade máxima de cruzeiro com a potência máxima do motor, mas também não pode ser inferior a 1,5 a velocidade de manobra.

A velocidade de rajada também tem de cumprir a condição de não poder ser inferior 0,9 da velocidade de projeto.

Os fatores de carga são muito importante na obtenção dos limites estruturais da aeronave e segundo a norma LTF-UL tem de cumprir os requisitos como estão referidos na **Erro! A origem a referência não foi encontrada.** e na Figura 11 é demonstrado a respetiva posição que estes fatores de carga são utilizados.

$n_1$	+4,0
$n_2$	+4,0
$n_3$	-1,5
$n_4$	-2,0

Tabela 2 - Fatores de carga

No caso da velocidade de projeto da aeronave com flaps, a velocidade não pode ser superior a 1,4 da mínima velocidade de perda sem flap com peso máximo. Para a análise dos limites estruturais da aeronave o fator de carga com flap seria de com  $n$  igual a 2.



Segundo a norma LTF-UL, depois de obtidos as cargas de rajada com os respectivos fatores de segurança e de carga, e com o peso á descolagem, e com as velocidade de rajada, o diagrama n-v pode ser contruído como esta demonstrado na Figura 12.

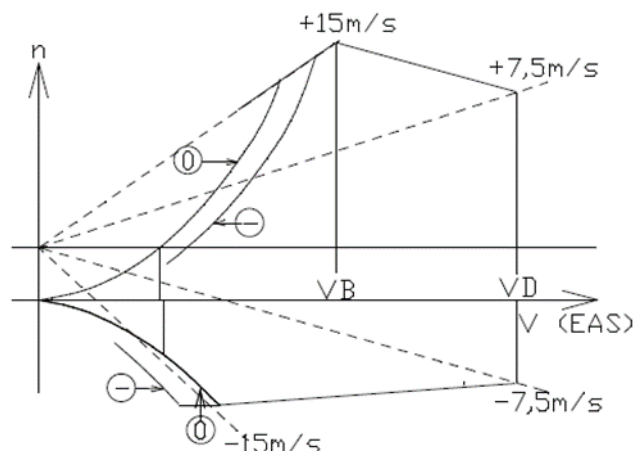


Figura 12 - Diagrama n-V com cargas de rajada segundo a norma LTF-UL [15]

### 3.2 Características da aeronave

A aeronave em estudo tem como principal objetivo obter as características de um planador com dois passageiros. Para efeitos de comprimento, e conseguir entrar em determinados hangares, foi determinado que o planador possui 18 m de envergadura tal como é demonstrado na Figura 13.

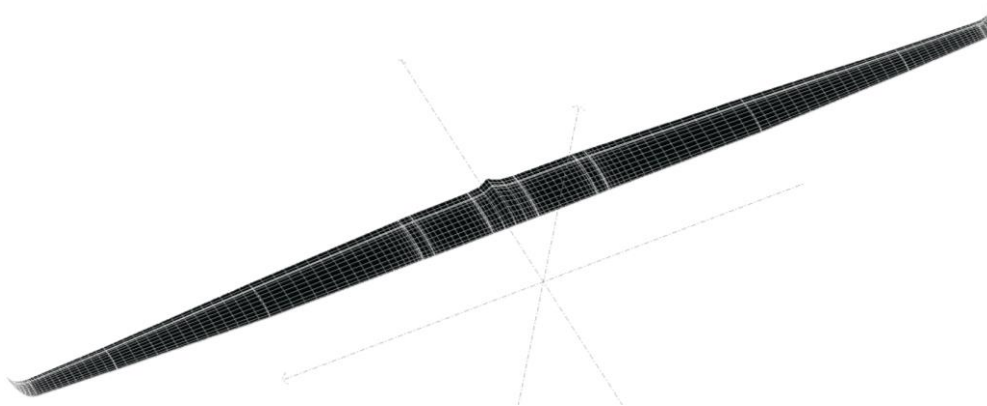


Figura 13 - Configuração aerodinâmica da asa Crossover

Ao longo da envergadura a sua geometria vai ser alterada obtendo uma corda na raiz de 0,98 m. Possui um enflechamento positivo a partir dos 4,5 m da raiz da asa e tem winglets nas suas extremidades com um ângulo máximo de 75° em relação á raiz da asa. Esta aeronave assim possui uma área alar de 11,867m<sup>2</sup> e um Cl máximo de 1,425, com os flap na sua posição original.

O principal perfil utilizado na asa é o *HORSTMANN AND QUAIST HQ-17/14.38* com a espessura máxima de 15,2% a 42% da corda e uma altura máxima de 4,5% a 42% da corda. Os flaps e ailerons foram colocados a 20% da corda com um ângulo máximo de 25° em relação à corda do perfil. A aeronave assim possui um  $C_l$  máximo de 1,657 com os flaps estendidos.

A aeronave possui um sistema propulsivo com 2 hélices situadas na asa, a 1,10 m de distância da raiz. As hélices tem um diâmetro de 1,6 m, na qual estão ligados a veios de transmissão e com correias de transmissão, a um motor de combustão *Rotax* com 100 hp.

Para obter as velocidades da aeronave foi recorrido a um software de cálculo tentando cumprir os requisitos impostos pela empresa, na qual obteve-se uma velocidade máxima de cruzeiro com a potência máxima do motor de 62.5 m/s e uma velocidade de projeto com flap

## 4. Conceito estrutural

Um dos principais objetivos propostos pela EurosportAircraft é a colocação de uma seção central fixa á fuselagem com os sistemas propulsivos também nessa seção. Esta particularidade é inovadora nas aeronaves com grande razão de planeio, e na aeronave em estudo não necessita de um sistema propulsivo secundário. Para estas situações utiliza-se uma seção central onde estão incluídos todos os sistemas, não sendo necessário montar e calibrar todos estes mecanismos sempre que se realiza um voo ou se desloca a aeronave de local. Seria apenas necessário colocar pontos de ligação na estrutura da aeronave entre as seções da asa, com especial atenção aos pontos de descontinuidade, devido a estarem sujeitos a maiores carregamentos e serem locais onde passam todas as forças aerodinâmicas resultantes para a fuselagem e devido aos momentos de torção.

Nos pontos de descontinuidade da asa é necessário realizar uma estrutura para que as seções entrem em contato. Para que isto seja possível, a aeronave tem de possuir uma configuração nas suas longarinas para que suportem todos os carregamentos e para que essa seção não se desloque em voo. A colocação de zonas de contacto entre as seções da asa, como o prolongamento da longarina e estabelecer um contacto entre elas é uma forma de resolver este problema. Para que as longarinas não se desloquem e mantenham o seu contacto, elas entram em contacto através de pinos entre as longarinas idealizadas, normalmente em alumínio. Para a colocação destes pinos é necessário ter orifícios na longarina, e vão estar sujeitos a um grande carregamento, logo tem de ser reforçados, por madeira ou alumínio.

Outra particularidade pretendida é poder alterar a configuração da asa, diminuindo a envergadura devido a ter sistemas propulsivos autónomos. Inicialmente pretende-se construir a aeronave para uma envergadura de 18 m, logo uma alta razão de planeio, apenas sendo necessário o sistema propulsivo na fase de descolagem ou alterar a rota de planeio. Com sistema propulsivo autónomo, possibilita configurar a aeronave para uma envergadura de 12 m e atingir velocidades mais elevadas. Neste situação a razão de planeio diminui sendo necessário recorrer ao sistema propulsivo.

Como a aeronave possui configurações diferentes e velocidades diferentes para o modo de voo pretendido, foi realizado um estudo estrutural com a aeronave com 18 m de envergadura mas atingindo as velocidades pretendidas para a aeronave com 12 m de envergadura. O estudo foi realizado desta forma devido á sua configuração estrutural e aerodinâmica ser igual, desde a raiz até atingir os 12 m de envergadura. Ou seja, para esta configuração os cálculos foram efetuados para atingir as mesmas velocidades com 18 m e 12 m, apesar de não ser o objetivo da utilização destas velocidades com uma envergadura com 18 m e a utilização do sistema propulsivo para atingir estas velocidades ser mais elevadas devido a um maior peso e maior arrasto.

## 4.1 Nomenclatura

O presente estudo baseia-se no desenvolvimento da asa do *Crossover*, logo foi considerado com uma fuselagem já desenvolvida e suas respectivas dimensões. Como o objetivo é criar uma seção central unida à fuselagem, é necessário ter atenção a forma como se cria este meio de ligação. A fuselagem desenvolvida possui 3 pontos de contacto com a asa, nomeadamente, 2 apoios no bordo de ataque a 0,25 m da raiz da asa, e 1 apoio no bordo de fuga na raiz da asa. Os 2 apoios dianteiros entram em contacto com a asa através de duas nervuras, atravessando todo o perfil da asa. A longarina principal e secundária estão em contacto com esta nervura e transmitem todas as forças aerodinâmicas para os 2 apoios dianteiros e anular o peso da fuselagem. O apoio no bordo de fuga faz o contacto com a longarina secundária e fuselagem e estabelecem este apoio com a longarina, através de 3 apoios tal como é demonstrado na Figura 14. Na figura está ilustrado como a posição 1 a longarina secundária, na posição 3 é o local onde vão estar os contactos com a fuselagem e na posição 2 são os veios em alumínio em forma de treliça, para que os esforços provocados pelo peso da fuselagem sejam mais distribuídos. Quando a aeronave realizar algum movimento de guinada ou arfagem ou rolamento, a asa não se desloque em relação à fuselagem devido a esta estrutura em treliça. Geralmente estes apoios são uma liga de alumínio resistente à tração.

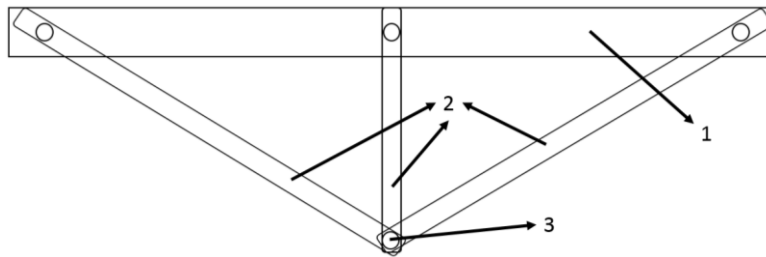


Figura 14 - Configuração estrutural da ligação da fuselagem com a asa do *Crossover*

Um objetivo desta dissertação era dividir a asa em seções para facilitar alguns mecanismos pretendidos para a aeronave. Para atingir este objetivo é necessário desenvolver alguns componentes estruturais, como já foi dito anteriormente, nomeadamente na longarina principal e secundária. Uma configuração idealizada para este objetivo, seria a criação de uma longarina em caixão na seção central da aeronave, possibilitando a existência de contato entre seções. As restantes longarinas principais seriam em forma de I, ocorrendo um prolongamento desta longarina e seria introduzida no interior da secção central, e estabelecer o seu contacto por dois pinos, tal como é demonstrado na Figura 15. A longarina da secção central é denominado por 1 e a longarina da outra seção é denominada por 2, o pino denominado por 3 e uma cavilha para que o pin não se desloca em nenhuma das extremidades da longarina denominado por 4. O restante espaço denominado por 5 para efeitos de rigidez da longarina e do ajudar o contacto entre as duas longarinas é constituído por espuma e no local dos pinos é composto por madeira para melhor reforço estrutural.

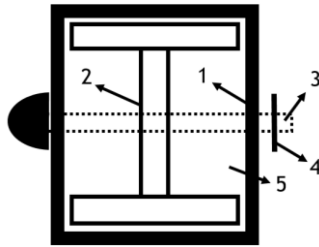


Figura 15 - configuração estrutural da ligação entre seções da asa do Crossover

No local que se pretende alterar a envergadura da asa de 12 m para 18 m e vice-versa, o local de contacto entre as descontinuidades da asa será idêntica. Apenas a sua geometria é alterada, quando se encontra a 5,5 m em relação á raiz (como está ilustrado na posição 1 na Figura 16), a alma da raiz é alterada dividindo-se em duas almas (como está ilustrado na posição 2 na Figura 16), até formar uma seção em caixão como está ilustrado na posição 3 na Figura 16. Posteriormente o sistema de contato é estabelecido como está demonstrado na Figura 15.

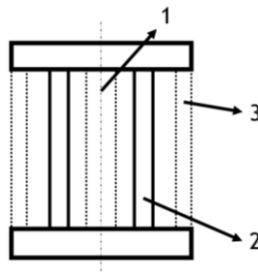


Figura 16 - Configuração estrutural da ligação entre seções da asa do Crossover

A longarina secundária é um componente estrutural muito importante, quando são utilizados os flaps e ailerons. O movimento destes mecanismos provoca um carregamento mais elevado na sua posição logo é necessário ter um reforço estrutural nesse local da asa, ou seja, a colocação de uma longarina secundária. A configuração idealizada para este reforço seria uma longarina em C invertido, ficando com a sua alma em contacto com a casca do perfil no local da descontinuidade devido aos flaps e ailerons. As suas mesas estariam em contacto com a casca do intradorso e extradorso do perfil para uma melhor colagem e reforço estrutural da longarina. Nos locais onde ocorrem as descontinuidades da asa ao longo da envergadura e para ocorrer a ligação entre as suas seções, é utilizado um pino em alumino numa das extremidades da longarina e um orifício na outra longarina com a mesma configuração ocorrendo contato como esta demonstrado na Figura 17. Estão ilustrados como 1 a alma da longarina secundária, como 2 as mesas da longarina secundária, como 3 o pino de ligação entre as duas longarinas e como 4 o orifício onde se estabelece o contato entre as duas longarinas.

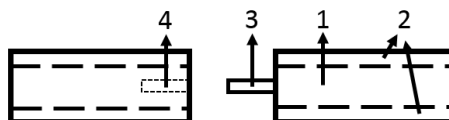


Figura 17 - Configuração estrutural da ligação das longarinas secundárias entre seções

## 4.2 Materiais

Um fator muito importante no desenvolvimento estrutural são os materiais utilizados. As suas propriedades variam, logo para um carregamento sofrido na estrutura, existem materiais mais indicados para esse tipo de carregamento, de forma a reduzir o material necessário, ou seja, menor peso e custos.

O material mais utilizado no presente estudo é o carbono devido às suas propriedades e a sua relação de peso/resistência. Um grande carregamento que a estrutura tem de suportar é o momento fletor, mas como este apenas se efetua sobre os eixos x e y, para efeitos de resistência do material e redução de peso, é possível utilizar um carbono unidirecional poltrudido, recomendado pela empresa, situados nas mesas da longarina principal. As suas propriedades estão descritas na Tabela 3

Dimensão	Quadrado 3,1 x 3,1
Máxima tensão á tração	1,30E+9 N/m <sup>2</sup>
Máxima tensão á compressão	9,50E+8 N/m <sup>2</sup>
Módulo elástico á tração	1,50E+11 N/m <sup>2</sup>
Módulo elástico á compressão	1,10E+11 N/m <sup>2</sup>
Densidade	1600 kg/m <sup>3</sup>
Coeficiente de Poisson	0,1

*Tabela 3 - Propriedades mecânicas do carbono unidirecional*

Nas zonas da estrutura onde ocorrem tensões de corte mais elevadas, não é recomendável utilizar carbono unidirecional porque as tensões de corte aplicam-se em vários eixos, então é utilizado carbono bidirecional com a vantagem de ter boas propriedades às tensões de corte. No presente estudo realizou-se uma pesquisa de vários fabricantes de carbono unidirecional variando as características de cada um. As suas propriedades estão descritas na Tabela 4.

	<i>ACP Composites (Std CF Fabric)</i>	<i>Textreme</i>
Espessura	0,1	0,1
Máxima tensão á tração 0°	6,0E+8 N/m <sup>2</sup>	1,088E+9 N/m <sup>2</sup>

Máxima tensão á tração 90°	6,0E+8 N/m <sup>2</sup>	1,088E+9 N/m <sup>2</sup>
Maxima tensão á compressao 0°	5,70E+8 N/m <sup>2</sup>	1,0635E+9 N/m <sup>2</sup>
Maxima tensão á compressao 90°	5,70E+8 N/m <sup>2</sup>	1,0635E+9 N/m <sup>2</sup>
Tensão de corte	9,0E+7 N/m <sup>2</sup>	1,60E+8 N/m <sup>2</sup>
Módulo elástico 0°	7E+10 N/m <sup>2</sup>	6,9E+10 N/m <sup>2</sup>
Módulo elástico 90°	7E+10 N/m <sup>2</sup>	6,9E+10 N/m <sup>2</sup>
Módulo elástico de corte	5,0E+9 N/m <sup>2</sup>	5,52E+9 N/m <sup>2</sup>
Densidade	1600 kg/m <sup>3</sup>	1550 kg/m <sup>3</sup>
Coefficiente de Poisson	0,1	0,3

Tabela 4 - Propriedades mecânicas de carbonos bidirecionais

Como se pode verificar o carbono da *Textreme* tem melhores propriedades á compressão, tração e ao corte, apesar de o módulo elástico ao corte ser superior a diferença é pouco significativa em relação às outras propriedades.

No presente estudo também foram utilizados outros materiais para efeitos de rigidez em alguns locais críticos, principalmente quando foi utilizado componentes estruturais em sandwich. Os materiais utilizados para estes componentes foram a espuma polimérica e a madeira. Estes componentes tem boas propriedades de rigidez e ao mesmo tempo tem um peso reduzido.

	Espuma <i>Airex C70.75</i>	Madeira (Pinho)
Máxima tensão á tração	1,6E+7 N/m <sup>2</sup>	4,5E+7 N/m <sup>2</sup>
Máxima tensão á compressão	1,10E+7 N/m <sup>2</sup>	1,0E+8 N/m <sup>2</sup>
Módulo elastico á tração	5,0E+8 N/m <sup>2</sup>	6,0E+9 N/m <sup>2</sup>
Módulo elástico á compressão	8,0E+8 N/m <sup>2</sup>	4,2E+9 N/m <sup>2</sup>
Densidade	80 kg/m <sup>3</sup>	420 kg/m <sup>3</sup>
Coefficiente de Poisson	0,32	0,26

Tabela 5 - Propriedades mecânicas da espuma polimérica e da madeira (Pinho)



## 5. Modelos de análise

Este capítulo descreve a informação relevante necessária para o cálculo de todos os esforços presentes na aeronave. Inicialmente, são os princípios básicos das cargas resultantes sobre a asa da aeronave, e posteriormente o cálculo de todos os esforços e tensões, para diferentes tipos de estrutura e em todas as secções, nomeadamente as vigas, as nervuras e a casca da asa, tal como os locais de descontinuidade da asa.

### 5.1 Cálculo das forças aerodinâmicas

O estudo de uma aeronave é um processo longo com base em três fases. A primeira fase é parte conceptual e desenho da aeronave para as condições pretendidas. Nesta fase realiza-se um estudo básico de toda a aeronave e algumas características pretendidas. Na segunda e terceira fase realiza-se os preliminares e detalhes da aeronave, onde se realiza uma análise mais completa de todos os componentes principalmente a sua estrutura, controlos, aerodinâmica, entre outros [16]. O estudo conceptual da aeronave é baseado em métodos estatísticos sobre outras aeronaves, com características semelhantes á aeronave pretendida, obtendo um ponto inicial de estudo.

Os princípios básicos de voo de um planador são os mesmo que uma aeronave comum. Ele usa as cargas aerodinâmicas presentes em toda a estrutura da asa para se manter no ar. Quando não utiliza qualquer sistema propulsivo, pode dizer-se que o peso da aeronave e as forças nele atuantes encontram-se em equilíbrio quando este se encontra em voo nivelado, nomeadamente no centro de gravidade. As cargas aerodinâmicas presentes numa aeronave estão demonstradas na Figura 18. Estas forças resultantes normalmente atuam no centro de pressão (C.P.) e no centro de gravidade (C.G.).

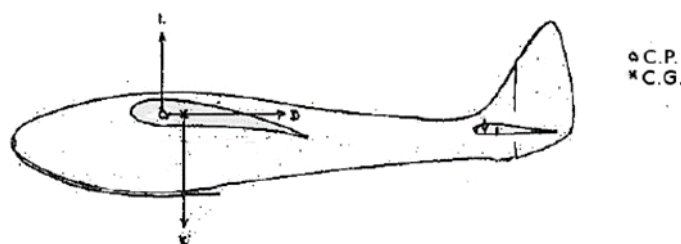


Figura 18- Forças aerodinâmicas que atuam numa aeronave (Sitek and Blunt, 1940) [17]

A distribuição destas cargas encontram-se situadas geralmente em dois locais diferentes e dependem da posição relativa da asa e da sua configuração. Para que ocorra sustentação, o ar tem de se mover a uma certa velocidade e direção, em relação á asa como está demonstrado na Figura 19, onde  $V^\infty$  é a velocidade do vento relativo,  $\alpha$  é o angulo de ataque, entre a corda c

e o vento relativo. As forças aerodinâmicas resultantes são a sustentação  $L$ , perpendicular ao vento relativo e, o arrasto  $D$  paralelo ao vento relativo. A forma do perfil alar provoca uma variação na intensidade destas forças, mas qualquer perfil alar variam a direção do vento relativo ao passar pela superfície da asa, provocando um diferencial de pressões entre a parte de baixo do perfil (intradorso) e a parte superior do perfil (extradorso). O perfil alar exerce uma força sobre o ar mudando a sua direção, que por sua vez, o ar tem de exercer uma força sobre a asa, igual em intensidade mas perpendicular ao vento relativo. A região com pressão mais reduzida e velocidades mais altas é o extradorso e a região com pressão mais alta e velocidades mais reduzidas é o intradorso.

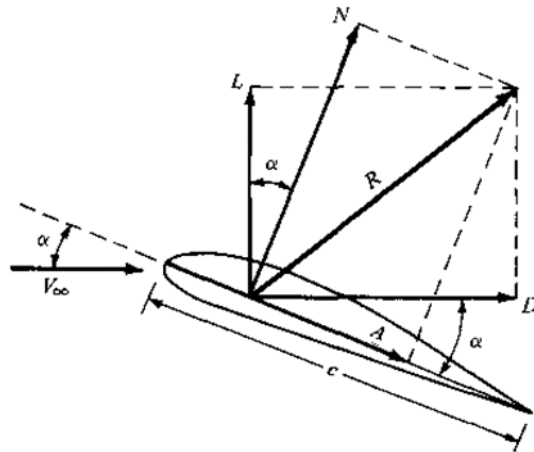


Figura 19 - Forças aerodinâmicas resultantes e componentes que provocam a sua variação [17]

A força resultante pode ser dividida em componentes normais e axiais em relação à posição da corda, nomeadamente  $N$  e  $A$  respetivamente, como está demonstrado na Figura 19. As forças resultantes são obtidas integrando a pressão  $p$  e a tensão na parede do perfil  $\tau$  resultantes, desde o bordo de ataque e o bordo de fuga, através das equações [17]:

$$N = - \int_{LE}^{TE} (p_u \cos(\theta) + \tau_u \sin(\theta)) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \cos(\theta) + \tau_l \sin(\theta)) ds_l \quad (7)$$

$$A = \int_{LE}^{TE} (-p_u \sin(\theta) + \tau_u \cos(\theta)) ds_u + \int_{LE}^{TE} (p_l \sin(\theta) + \tau_l \cos(\theta)) ds_l \quad (8)$$

Onde o  $u$  e  $l$ , correspondem à parte de cima e de baixo da superfície, respetivamente. Então a sustentação e arrasto resultantes podem ser calculados através da relação de  $N$  e  $A$  com o respetivo ângulo de ataque  $\alpha$  através das equações:

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad (9)$$

$$D = N \cos(\alpha) + A \sin(\alpha) \quad (10)$$

Com a resultante destas forças aerodinâmicas, os coeficientes de sustentação e arrasto podem ser definidos pelas equações:

$$C_L = L / ((1/2)\rho_\infty V_\infty^2 S) \quad (11)$$

$$C_D = D / ((1/2)\rho_\infty V_\infty^2 S) \quad (12)$$

Outra forma de calcular as forças aerodinâmicas presentes na aeronave é através da construção a três dimensões da aeronave estudada e usar um software para simular todas as fases de voo, retirando-se os coeficientes de sustentação e arrasto ao longo da asa para distintas situações [18]. Depois de saber todos os coeficientes, as forças resultantes ao longo da asa, como se pode observar na Figura 20, podem ser obtidas através das equações:

$$L = (1/2)\rho_\infty V_\infty^2 c C_L \quad (13)$$

$$D = (1/2)\rho_\infty V_\infty^2 c C_D \quad (14)$$

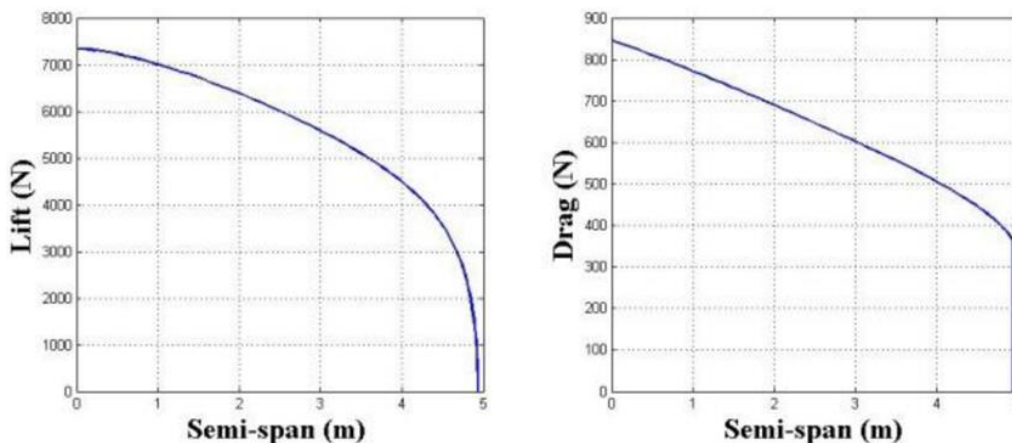


Figura 20 - Distribuição das forças de sustentação e arrasto ao longo da semi-envergadura [18]

No estudo dos flaps os esforços provocados por estes mecanismos são efetuados de uma forma alternativa, sendo calculados através do diferencial de pressões entre o intradorso e extradorso na mesma posição da corda para se obter o carregamento local, provocado por todo esse mecanismo, nesse ponto da envergadura. A pressão provocada pelo flap no intradorso ou extradorso pode ser calculada através da seguinte equação:

$$p = p_\infty + C_p \left( \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \right) \quad (15)$$

Depois de obtidas as pressões do intradorso e extradorso calcula-se o diferencial de pressões na mesma posição da corda e envergadura através da seguinte equação:

$$\Delta p = p_{extradorso} - p_{intradorso} \quad (16)$$

Através do diferencial de pressões, é possível obter os componentes normais em relação à posição da corda. Estes componentes são calculados através da multiplicação do  $\Delta p$  com a diferença das cordas onde o  $\Delta p$  está a atuar, ou seja, é a área da seção em estudo do flap. Depois de obtidos todos os componentes normais no flap, estes valores são somados, resultando o valor total da componente normal do flap naquele ponto da envergadura. É necessário ter atenção ao ângulo que o flap faz em relação à corda do perfil, na qual é necessário decompor a componente normal, nas forças de sustentação e arrasto em relação ao ângulo do perfil.

## 5.2 Esforços

Neste capítulo procura-se apresentar de formas simples e com exatidão os métodos de cálculos analíticos das cargas presentes na asa da aeronave segundo os conceitos modernos definidos pelas normas LTF-UL. Esta seção serve de material de apoio ao cálculo estrutural e tentar otimizar toda a estrutura da asa para um menor peso, e obter uma análise dos parâmetros mais importantes das estruturas aeronáuticas.

Apresentam-se aqui formas simplificadas para o cálculo das cargas em aeronaves com boa precisão. Como é uma fase de projeto da aeronave, a informação necessária para a determinação de cargas aplicadas é proveniente da simulação da aeronave em diversas fases de voo num software já realizado, atuando estes em conjunto na troca de informação de modo a obter informação em quantidade e precisão.

No presente caso de estudo é necessário obter a estrutura da asa da aeronave mas com base nos projetos realizados no mesmo projeto.

### 5.2.1 Conceitos gerais

Para a realização de qualquer abordagem aeronáutica devem ter-se bem presentes alguns conceitos importantes, nomeadamente, o tipo de cargas presentes na aeronave, sistemas de referência utilizado, nomenclatura de pesos e velocidades, fatores de carga, fatores de segurança e normas.

O primeiro parâmetro a ter em atenção para um bom desenvolvimento estrutural é a obtenção das cargas distribuídas, nomeadamente a sustentação da asa e o peso máximo provocado pela aeronave. O tamanho e o peso das estruturas são minimizados pela localização ao longo da asa

das forças de sustentação, mas para o cálculo de todos os esforços presentes na estrutura da asa, estas duas forças são localizadas virtualmente no mesmo local, ou seja, para um caso ideal, o peso da aeronave vai estar distribuído ao longo da asa no mesmo local que a distribuição da força de sustentação tal como é demonstrado na Figura 21.

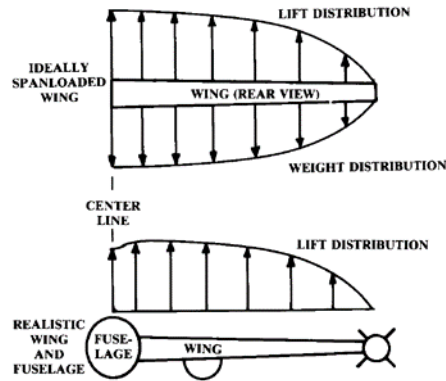


Figura 21 - Distribuição da sustentação e peso na aeronave [17]

A força de sustentação ao longo da asa, também tem de aguentar todo o peso da fuselagem, logo o local com um maior carregamento será na zona da raiz, logo tem de ser a zona com uma longarina com maior reforço estrutural e mais resistente aos diferentes tipos de esforços provocados pela fuselagem [16]

### 5.2.2 Forças de Corte

A força de corte é um fator muito importante no cálculo estrutural da asa, principalmente porque através dele conseguimos obter o momento fletor resultante provocado. Pode-se definir força de corte como  $S$  [N], como uma componente tangencial das cargas aerodinâmicas aplicadas, provocadas sobre a superfície da asa e, dividida pela área da superfície, dá origem à força de corte média sobre a asa nesse intervalo [19]. Pode definir-se pela equação:

$$\Delta S = W_{med} * \Delta y \quad (17)$$

Onde o  $w_{med}$  é a força de sustentação ou de arrasto médio no intervalo calculado, mas como os esforços são acumulados ao longo da envergadura até à raiz, a força de corte ao longo da asa vai ser o somatório delas desde a ponta da asa até à raiz. Pode definir-se pela equação:

$$S = \sum \Delta S \quad (18)$$

A força de corte distribuída ao longo da asa pode ser constituída de duas formas diferentes, tais como: força de corte vertical e força de corte horizontal. A força de corte vertical definida

por  $S_y$  é obtida através das equações 17 e 18 onde  $W_{med}$  é a força de sustentação simulada para a velocidade e fase de voo pretendida. A força de corte horizontal definida por  $S_x$  é obtida através das equações 17 e 18 onde  $W_{med}$  é a força de arrasto simulada, para a velocidade e fase de voo pretendida. Geralmente a força de corte vertical é superior à força de corte horizontal porque a força de sustentação é muito superior à força de arrasto, como se pode observar num exemplo da Figura 22 [18]

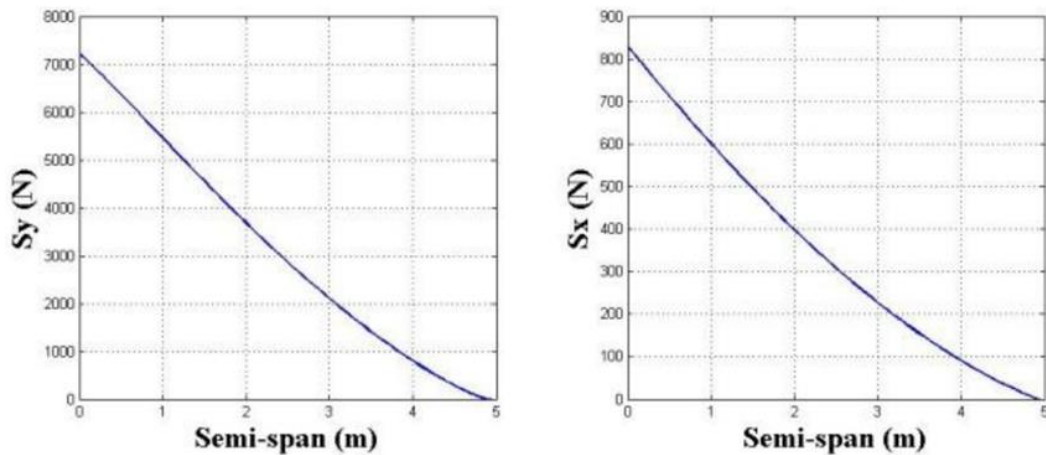


Figura 22 - Forças de corte distribuídas [18]

### 5.2.3 Momento fletor

O momento fletor denominado por  $M$  [N.m] é aplicado em qualquer plano longitudinal paralelo ao eixo z. O cálculo deste momento é importante para a obtenção das tensões limites que a asa é capaz de suportar nas várias fases de voo. O momento fletor é o esforço que tende a curvar no eixo que está a atuar, provocando tensões normais de tração e compressão na área da estrutura resultante, dependendo do sentido do momento. O cálculo é efetuado através da média entre as forças de corte resultantes e da área que está sobre o esforço [19] pode definir-se por:

$$\Delta m = S_{med} * \Delta y \quad (19)$$

Onde o  $S_{med}$  é a força de corte médio no intervalo calculado, mas como os esforços são acumulados ao longo da envergadura até à raiz, o momento fletor ao longo da asa vai ser o somatório dos momentos flectores desde a ponta da asa até à raiz. Pode definir-se por [20]:

$$M = \sum \Delta M \quad (20)$$

O momento fletor distribuído ao longo da asa, pode ser resolvido de duas formas diferentes, tais como: momento fletor vertical e momento fletor horizontal através das regras normais de

vetores. O momento fletor vertical definido por  $M_x$  é obtida através das equações 19 e 20, onde  $S_{med}$  é a força de corte vertical simulada para a velocidade e fase de voo pretendida. O momento fletor horizontal definido por  $M_y$  é obtido através das equações 19 e 20, onde  $S_{med}$  é a força de corte horizontal simulada para a velocidade e fase de voo pretendida. Geralmente o momento vertical é superior ao momento fletor horizontal porque a força de corte vertical é muito superior á força de corte horizontal, como se pode observar num exemplo da Figura 23 [18].

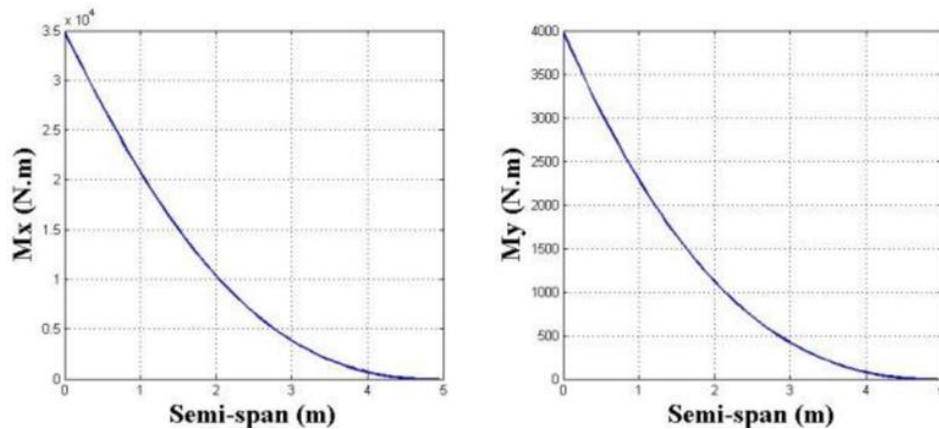


Figura 23 - Momentos fletores distribuído [18]

### 5.3 Centroide

O cálculo do valor da tensão direta numa viga submetida a um carregamento, depende muito da posição do centroide, das propriedades geométricas e do módulo de elasticidade da viga. Daí resulta, que não existe qualquer consequência se a viga é aberta ou fechada e apenas vai variar o seu centroide. A sua determinação também é importante para a determinação da tensão de inercia e do eixo neutro, e coloca-lo no local de maior carregamento da asa, para que o centro aerodinâmico coincida com o eixo neutro da longarina.

As forças, os momentos e os deslocamentos são representados por um sistema arbitrário de  $OXYZ$  eixos, dos quais  $Oz$  é paralela á viga e  $Oxy$  são eixos no plano da viga. Assim,  $M_x$  é um momento de flexão sobre o eixo  $x$ ,  $S_x$  é uma força de corte na direção  $X$ . O mesmo acontece para o eixo dos  $y$ , com  $M_y$  e  $S_y$  na direção  $Y$ , como é demonstrado na Figura 24. Estão demonstrados os esforços numa viga e no sentido ilustrados, referem-se ao sentido positivo [20].

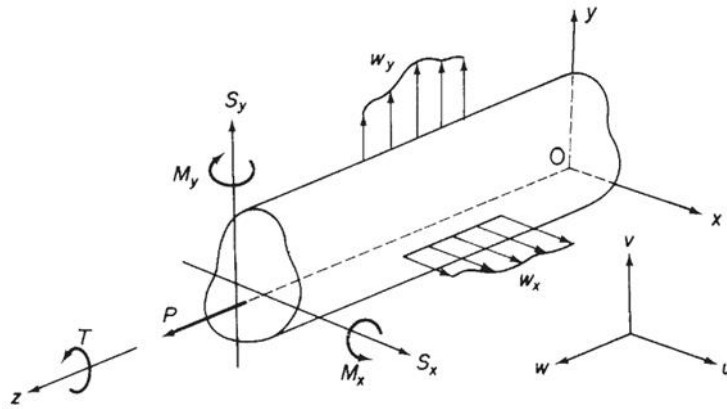


Figura 24 - Notação das forças, momentos e cargas aplicadas [20]

### 5.3.1 Centroide da longarina

Para determinar o centroide da longarina é necessário ter em atenção a área da peça e se necessário dividi-la para facilitar o cálculo, e também se a peça possui propriedades ou carregamentos diferentes. Também é necessário saber o módulo de elasticidade das peças usadas, sendo este fator muito importante na obtenção da rigidez do material usado, e posteriormente associado a uma tensão de rotura do material. Para a determinação do centroide é necessário criar um eixo aleatório, de forma a saber as distâncias deste eixo ao centro de massa das peças que foram divididas, e saber a sua posição relativa em relação a este eixo. Estas distâncias em relação ao eixo aleatório são denominados por  $x_i$  e  $y_i$  que correspondem ao eixo das abcissas e ordenadas respetivamente. Então, a determinação do centroide é obtido através do somatório de todas estas propriedades das peças que foram ou não divididas e são calculados através destas equações:

$$X_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n E_i A_i x_i}{\sum E_i A_i} \quad (21)$$

$$Y_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n E_i A_i y_i}{\sum E_i A_i} \quad (22)$$

Quando uma viga é simétrica em relação ao centroide e toda ela tem propriedades mecânicas idênticas, pode-se dizer que o centroide da viga nesse eixo é metade do maior comprimento da viga nesse eixo. Geralmente isso acontece quando utiliza-se vigas em forma de I, no cálculo do centroide no eixo  $x_i$ , logo o centroide nesse eixo seria metade do comprimento da base da longarina.

### 5.3.2 Centroide do perfil

O centroide de um perfil alar situa-se normalmente a 25% da corda, se o perfil possuir em toda a sua superfície a mesma espessura e não ter descontinuidades na sua configuração, mas como no presente estudo existem devido aos flaps e aos ailerons, e possui longarinas principais e secundárias, o centroide do perfil não se vai encontrar a 25% da corda e é necessário determiná-lo.

Para facilitar o cálculo do centroide do perfil, divide-se em compartimentos denominados por *booms*. Esta divisão tem a principal função de calcular a tensão em seções mais pequenas em vez de calcular na seção completa, obtendo os valores das tensões com maior precisão e otimizar toda a estrutura. Assim, podemos calcular a concentração das tensões em áreas específicas como é demonstrado na Figura 25. Como a casca é o componente estrutural que resiste principalmente às tensões de corte, os *booms* são o método mais eficaz para o cálculo dessas tensões.

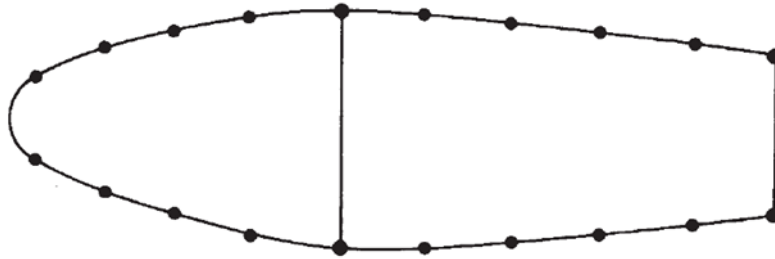


Figura 25 - Idealização estrutural através dos booms [20]

A área dos booms podem ser calculadas através das seguintes equações:

$$B_i = A_i + \sum_{j=1}^n \frac{l_j t_{Dj}}{6} \left( 2 + \frac{y_i}{y_j} \right) \quad (23)$$

$$B_i = A_i + \sum_{j=1}^n \frac{l_j t_{Dj}}{6} \left( 2 + \frac{x_i}{x_j} \right) \quad (24)$$

O somatório presente nas equações 23 e 24 é o cálculo da relação com os booms vizinhos da área do boom, porque as suas posições interferem entre si e estão diretamente relacionadas. O símbolo  $A_i$  é a área da longarina da seção em estudo, e se esse boom não possuir uma posição em nenhuma longarina o valor é igual a zero. A espessura da casca é denominada por  $t_{dj}$  e  $l_j$  e é a distância entre os booms em estudo. Esta distância entre booms é calculada através da equação seguinte:

$$l_j = \sqrt{(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2} \quad (25)$$

As letras denominadas por  $y_i$  e  $y_j$  são as distâncias dos booms em estudo ao centroide. Este ponto utilizado como centroide é arbitrário mas geralmente é utilizado a origem do referencial para facilitar o seu cálculo.

Após saber a área de cada boom e as respectivas distâncias, é possível calcular o centroide do perfil aproximado. A sua determinação é possível calcular através da seguinte equação:

$$y_{CG} = \frac{\sum B_i * y_n}{\sum B_i} \quad (26)$$

Onde,  $y_n$  é a distância do boom em estudo ao centroide arbitrário possibilitando calcular o centroide do perfil através de um método iterativo. Para este cálculo é utilizado as distâncias à origem do referencial inicialmente. O novo centroide do perfil aproximado é substituído pela origem do referencial usado anteriormente. Este valor do novo centroide vai ser iterado até o valor do novo centroide ser o mesmo que o centroide arbitrário, ou seja,  $y_{CG} = y_n$ .

## 5.4 Tensor de inércia

O tensor de inercia ou segundo momento de área está diretamente relacionado com as tensões e deformações presentes numa viga quando estão aplicados esforços. Também através das propriedades do material e com o respetivo tensor de inercia, é possível determinar a resistência à flexão e a sua tensão limite de rutura.

### 5.4.1 Tensor de inércia da longarina

Para a obtenção do tensor de inercia da longarina é importante ter atenção alguns parâmetros como por exemplo a área da longarina ou sendo dividida é necessário ter atenção às áreas das peças separadas, a sua distância ao centroide e o módulo de elasticidade do material utilizado. Como o eixo do x ou y são um eixo de simetria da longarina, podemos assumir que  $I_{xy}$  é igual a zero, logo podemos decompor o tensor de inercia em  $I_{xx}$  e  $I_{yy}$ . Então, obtem-se os tensores de inercia da viga através das seguintes equações [20]:

$$I_{xx} = \frac{\sum_{i=1}^n E_i (A_i y_i'^2 + \frac{b_i t_i^3}{12})}{E_{ref}} \quad (27)$$

$$I_{yy} = \frac{\sum_{i=1}^n E_i (A_i x_i'^2 + \frac{b_i^3 t_i}{12})}{E_{ref}} \quad (28)$$

Na equação o valor representado por  $E_{ref}$ , é o módulo de elasticidade do material mais predominante na viga ou no caso de igualdade é utilizado o maior módulo de elasticidade. Também é representado pelas letras  $b$  e  $t$  a largura e altura respectivamente, da parte da viga a ser calculada. Outro fator importante são os  $y_i'$  e  $x_i'$  que podem ser definidos pelas equações:

$$y_i' = y_i - y_{CG} \quad (29)$$

$$x_i' = x_i - x_{CG} \quad (30)$$

Onde  $y_i$  e  $x_i$  são o centro de massa da parte da viga a ser calculada, e o  $y_{CG}$  e  $x_{CG}$  são os centroides da viga.

Como a componente na equação referente às coordenadas do centroide da parte da viga em estudo, é elevado ao quadrado e todas as outras componentes da equação são positivas, os tensores de inercia  $I_{xx}$  e  $I_{yy}$  são sempre positivos.

#### 5.4.2 Tensor de inercia do perfil

O tensor de inercia ao longo do perfil é importante para a obtenção do fluxo de corte presente em toda a asa da aeronave. Para a sua elaboração é necessário ter atenção alguns parâmetros, tais como a área de cada boom e a sua posição em relação ao centroide do perfil. Então é possível obter os tensores de inercia do perfil através das seguintes equações [20]:

$$I_{xxi} = B_i * y_i'^2 \quad (31)$$

$$I_{yyi} = B_i * x_i'^2 \quad (32)$$

$$I_{xyi} = B_i * y_i' * x_i' \quad (33)$$

Onde  $y_i'$  e  $x_i'$  são as distancias do tensor de inercia do boom ao centroide do perfil. Como no perfil os eixos  $x$  e  $y$  não são um eixo de simetria do perfil, o  $I_{xy}$  não é igual a zero. Depois de obtidos os tensores de inercia de todos os booms do perfil, o tensor de inercia do perfil é obtido através do somatório de todos os tensores de inercia, mais o tensor de inercia das longarinas, ou seja:

$$I_{xx} = \sum_{i=1}^n I_{xxi} + I_{xx \text{ longarinas}} \quad (34)$$

$$I_{yy} = \sum_{i=1}^n I_{yyi} + I_{yy \text{ longarinas}} \quad (35)$$

$$I_{xy} = \sum_{i=1}^n I_{xyi} + I_{xy \text{ longarinas}} \quad (36)$$

## 5.5 Tensões diretas

Para a determinação das tensões diretas produzidas pelo carregamento de uma asa é necessário ter atenção a orientação das fibras do material utilizado, e o sentido que ocorreu o carregamento. Para este projeto, considera-se que o material utilizado é linearmente elástico, ou seja, obedece à lei de Hooke, e que o material utilizado é homogêneo [20].

O valor da tensão direta esta diretamente relacionado com o centroide da peça em estudo, portanto quando o material esta sobre um carregamento, a tensão direta resultante depende da posição do seu centroide, logo é indiferente se a longarina a ser estudada é aberta ou fechada, mas sim a posição do seu centroide, as respectivas propriedades do material utilizado e o tipo de carregamento que esta a ser efetuado nesse material. Como já foi dito anteriormente, as propriedades do material estão diretamente relacionadas com a capacidade deste ser levado á rutura, logo estão relacionadas com as tensões diretas presentes e a sua capacidade de aguentar carregamentos á compressão, tensão e flexão. Geralmente uma asa, devido ao diferencial de pressões provocado entre o intradorso e extradorso quando o ar passa por ambos, provocando as forças aerodinâmicas, submete na longarina principal um carregamento na parte superior da longarina, nomeadamente um carregamento á compressão, e logo posteriormente na parte de baixo da longarina uma carregamento á tração. Também é necessário ter atenção ao tipo de carregamentos provocados como por exemplo forças, momentos e deslocamentos, de forma a estabelecer-se uma convecção de sinais e determinar a componente da tensão direta em qualquer plano longitudinal. Na figura Figura 24 estão ilustradas as forças provocadas pelo carregamento no sistema de eixos  $Oxyz$  e respetivos símbolos, e também é considerado positivo a direção em que os esforços estão ilustrados.

A asa geralmente está sujeita a momentos sobre os eixos  $x$  e  $y$ , logo está sujeito a momentos  $M_x$  e  $M_y$ , então é importante saber a posição do eixo em que atuam como a sua posição em relação ao centroide, porque se o eixo aplicado for sobre o centroide, o momento nesse eixo vai ser 0, mas se nenhum dos eixos estiver sobre o centroide, a tensão direta pode ser calculada através da seguinte equação [20]:

$$\sigma_z = \left( \frac{M_y I_{xx} - M_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) x + \left( \frac{M_x I_{yy} - M_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) y \quad (37)$$

No caso, da seção em estudo possuir os eixos x ou y como eixos de simetria dessa seção, o tensor de inercia  $I_{xy}$  é igual a zero e xy são os eixos principais. Então a equação 37 pode ser definida por:

$$\sigma_z = \frac{M_x}{I_{xx}} y + \frac{M_y}{I_{yy}} x \quad (38)$$

## 5.6 Tensões de corte

A tensão de corte, normalmente definida por  $\tau$ , é a tensão que está no mesmo plano que a seção do material transversal em estudo. Esta tensão surge devido às forças de corte presentes ao longo de toda a estrutura, ou seja, é a força paralela à seção transversal, onde a força principal é a de corte provocada pela sustentação da asa. A diferença das tensões de corte em relação às tensões diretas é que estas surgem a partir da componente de força paralela à secção transversal do material, na direção em que está a ser estudada, enquanto a tensão direta surge a partir da componente perpendicular à seção.

Para que estrutura esteja em equilíbrio, as tensões de corte verticais e horizontais devem ser iguais para um elemento perfeito mas como nos elementos em estudo, numa fase inicial não são considerados elementos perfeitos, vai ocorrer uma variação destas tensões, mas pode-se considerar uma tensão de corte igual a zero na parte superior e inferior da viga na zona onde estão aplicados as forças de corte principais. Então pode-se definir as tensões de corte verticais e horizontais através da seguinte equação:

$$\tau = \frac{S_y Q}{I_{xx} t} \quad (39)$$

Onde  $S_y$  é a força de corte aplicada na estrutura,  $Q$  é a área da estrutura desde o ponto onde é aplicado a força aplicada (geralmente é no centroide vertical da estrutura em estudo), até ao local onde está a ser calculada a tensão de corte,  $I_{xx}$  é o tensor de inercia e  $t$  é a espessura da seção onde está a ser calculada a tensão de corte.

O cálculo da tensão de corte é importante para saber o local da estrutura onde estão aplicados os maiores esforços ao corte e compreender se esses materiais suportam todo o carregamento presente na aeronave.

### 5.6.1 Fluxo de corte

O fluxo de corte é uma tensão de corte situada em valores mais críticos ao longo da espessura da casca da asa e é diferenciado devido à não linearidade do perfil, em comparação por exemplo a uma longarina. O seu estudo tem de ser efetuado de forma diferente e mais pormenorizado devido à sua variação ao longo do perfil. Para que o fluxo de corte do perfil esteja em equilíbrio é necessário que os momentos externos do perfil sejam iguais aos momentos internos, mas existem forças de corte  $S_x$  e  $S_y$  ao longo do perfil causando o fluxo de corte ao longo da sua espessura. Considerando pontos do perfil como está demonstrado na Figura 25, o fluxo de corte do perfil pode ser calculado através da seguinte equação [20]:

$$q_s = q_b + q_{s,0} \quad (40)$$

Onde o  $q_b$  é o fluxo de corte provocado pelas forças de corte sendo calculado de igual modo a uma seção aberta, ou seja, o fluxo de corte depende do centro de corte do perfil e da respetiva espessura da casca e o centro de corte é aplicado no centroide do perfil. Como a distância de cada boom ao centro de corte e a respetiva área é diferente, o valor de  $q_b$  é alterado entre booms, então o valor de  $q_b$  é calculado através da seguinte equação:

$$q_b = -\left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2}\right) \left(\int_0^s t_D x ds + \sum_{r=1}^n B_r x_r\right) - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2}\right) \left(\int_0^s t_D y ds + \sum_{r=1}^n B_r y_r\right) \quad (41)$$

Como no presente estudo considera-se que a casca apenas sofre tensões diretas, pode-se assumir que o valor de  $t_D$  é igual a 0. Onde, o valor de  $x_r$  e  $y_r$  são as distancias do boom em estudo ao centro de corte do perfil. Como o fluxo de corte é uma tensão direta que relaciona a tensão entre booms, quando se calcula o valor de  $q_b$  numa posição do perfil, é necessário somar o valor de  $q_b$  anterior no sentido em que o fluxo está orientado.

O valor de  $q_{s,0}$  é uma constante aplicada no fluxo de corte provocada pelo momento torsor, tal como é demonstrado na Figura 26. Este momento torsor é significativo devido a seção em estudo ser fechada e sofrer as forças de corte, mas existem diferentes valores de  $q_{s,0}$  a cada posição do perfil devido à variação do centro de corte, apesar de haver pouca variação entre os valores neste tipo de seções.

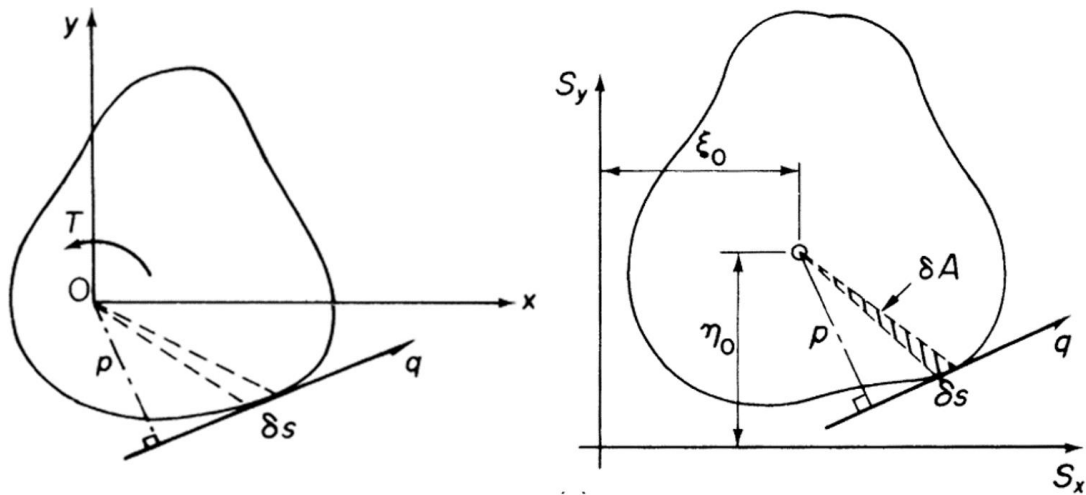


Figura 26 - Determinação do  $q_{s,0}$  [20]

Como os momentos externos são iguais aos momento internos, podemos calcular o valor de  $q_{s,0}$  através da seguinte equação [20]:

$$T + S_y \xi_0 + S_x \eta_0 = \oint q_b p \, ds + 2Aq_{s,0} \quad (42)$$

Onde o valor de  $q_b$  já está definido, o  $T$  é o momento torsor,  $A$  é a área total de toda a seção do perfil em estudo e os outros valores são obtidos como estão demonstrados na Figura 24. A origem denominada por  $O$  é arbitrário, mas para facilitar o cálculo geralmente é assumido a origem do referencial no ponto  $(0,0)$ .

Depois de obtido o valor do fluxo de corte é possível calcular a tensão de corte presente na casca da asa através da seguinte equação:

$$\tau = \frac{q_s}{t} \quad (43)$$

## 5.7 Orientação das fibras

A relação da tensão e rigidez de uma camada de um material são desenvolvidas considerando as deformações elementares resultantes das tensões normais e de corte aplicadas, assim uma camada pode ser reforçada apenas com fibras com a mesma orientação ou com várias orientações exibindo dois ou mais planos de simetria. As camadas que tem a mesma orientação das fibras são denominadas por unidirecionais e são utilizadas devido á tensão aplicada no material apenas ter a direção em que as fibras estão orientadas. As camadas com várias orientações das fibras são denominadas por bidirecionais.

Por vezes a orientação das fibras não estão na mesma direção que os eixos de referência, para que as tensões do material estejam em maior equilíbrio ou obtenham propriedades específicas nessas direções, tanto nas tensões normais como nas tensões de corte. Isso provoca a alteração das propriedades do material, nas respetivas tensões, logo altera também o seu módulo elástico e coeficiente de Poisson. Para isso o objetivo é alterar o sistema de eixos para outro de forma a transformar novas tensões mais reduzidas, aplicando um menor número de camadas necessárias para que o material não entre em rutura, tal como é demonstrado na Figura 27.

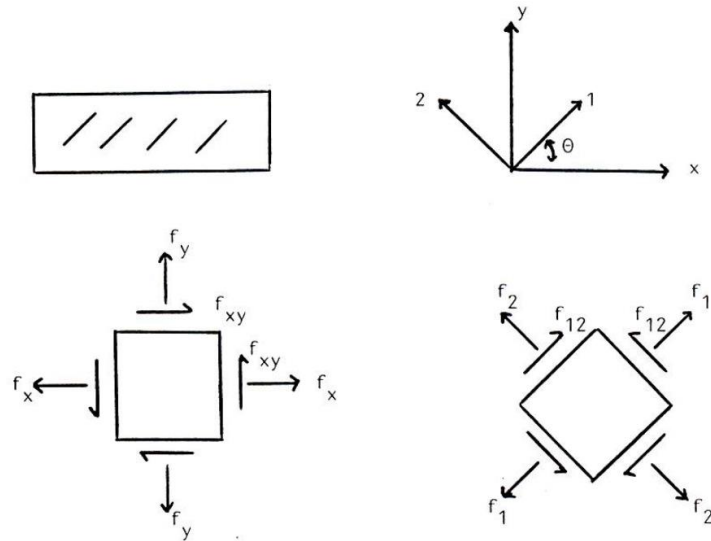


Figura 27 - Orientação das fibras e respetivas tensões diretas e de corte [21]

Tal como como foi referido a alteração das fibras provoca a alteração do módulo elástico e o coeficiente de Poisson, logo estes estão diretamente relacionados com o ângulo que as novas fibras fazem com o eixo de referência, então são calculados através das seguintes equações:

$$\frac{1}{E_x} = \frac{m^4}{E_1} + \frac{n^4}{E_2} + m^2n^2 \left( \frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right) \quad (44)$$

$$\frac{1}{E_y} = \frac{n^4}{E_1} + \frac{m^4}{E_2} + m^2n^2 \left( \frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_1} \right) \quad (45)$$

$$\nu_{xy} = E_x \left( (m^4 + n^4) \frac{\nu_{12}}{E_1} - m^2n^2 \left( \frac{1}{E_1} + \frac{1}{E_2} - \frac{1}{G_{12}} \right) \right) \quad (46)$$

Onde,

$$m = \cos \theta \quad (47)$$

$$n = \sin \theta \quad (48)$$

Para calcular as novas tensões do novo material é necessário ter atenção às tensões do material já calculado com a orientação igual aos eixos de referência. Assim as novas tensões são calculadas através das seguintes equações:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & 2\sin\theta\cos\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & -2\sin\theta\cos\theta \\ -\sin\theta\cos\theta & \sin\theta\cos\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (49)$$

## 6. Resultados

Neste capítulo são apresentados os resultados obtidos para o desenvolvimento da estrutura da aeronave e são apresentados os resultados que mais influenciam. Inicialmente são apresentados os valores das forças presentes na aeronave para várias fases de voo e depois os resultados analíticos da respectiva estrutura. Depois é apresentado os valores da análise através dos elementos finitos e verificação dos resultados analíticos, tais como os respectivos desenhos da estrutura da aeronave.

### 6.1 Diagrama n-V

No estudo da asa do Crossover foi realizado uma análise aerodinâmica para a verificação do cumprimento todas as normas requeridas, nomeadamente as velocidades limite e respetivos fatores de carga para o peso máximo á descolagem definido pelas normas. Através desta análise foi verificado que a aeronave cumpre todos os requisitos, na qual as velocidades estão demonstradas na Tabela 6.

Vs <sub>0</sub>	17,5 m/s
Vs <sub>1</sub>	23 m/s
VA	46 m/s
VG	33 m/s
VD	75 m/s
VB	67,5 m/s
VF	33m/s

*Tabela 6 - Velocidades em várias fases de voo*

Através destas velocidades e respetivos fatores de carga aplicados, tal como os valores de  $Cl_{max}$ , é possível construir o diagrama n-V para a determinação dos pontos críticos nas várias fases do voo da aeronave e determinar qual o ponto e fase de voo em que a aeronave sofre um maior carregamento estrutural.

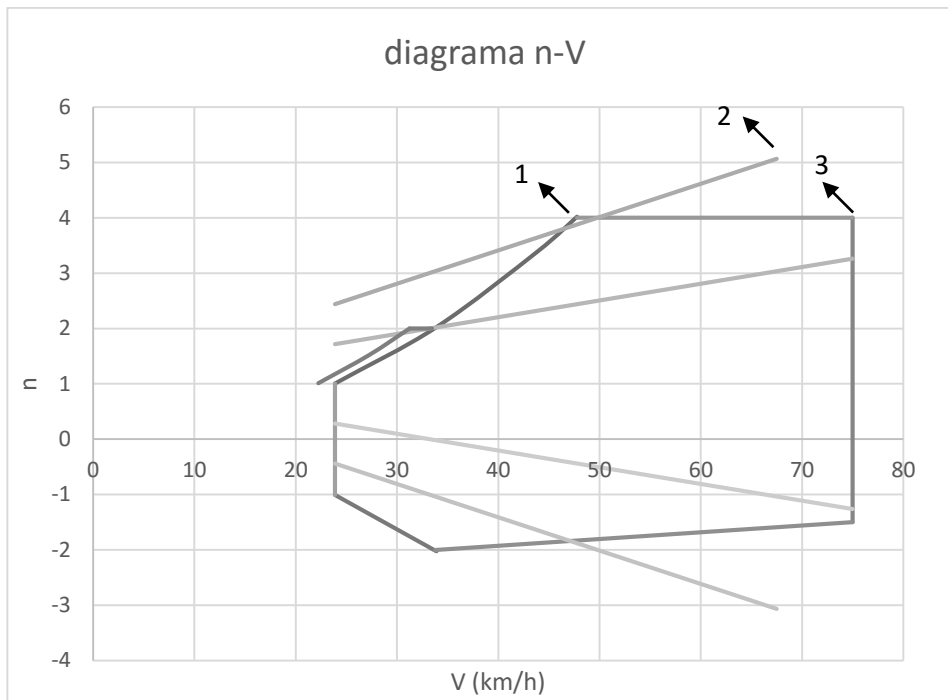


Figura 28 - Diagrama n-V

Como se pode verificar na Figura 28 é possível retirar os pontos mais críticos que a aeronave sofre no seu envelope de voo. Através destes pontos compara-se as forças aerodinâmicas que cada um desenvolve com o respetivo fator de carga e retira-se qual o ponto que vai provocar um maior carregamento na estrutura. Na Figura 29 é possível comparar as forças de corte superiores de cada ponto crítico e conclui-se que o ponto da estrutura que terá um maior valor de força de corte será o valor da velocidade de rajada, na qual paras as condições de voo pretendidas, atinge este valor com fator de carga de 5 e um angulo de ataque de 4 graus em relação ao vento relativo.

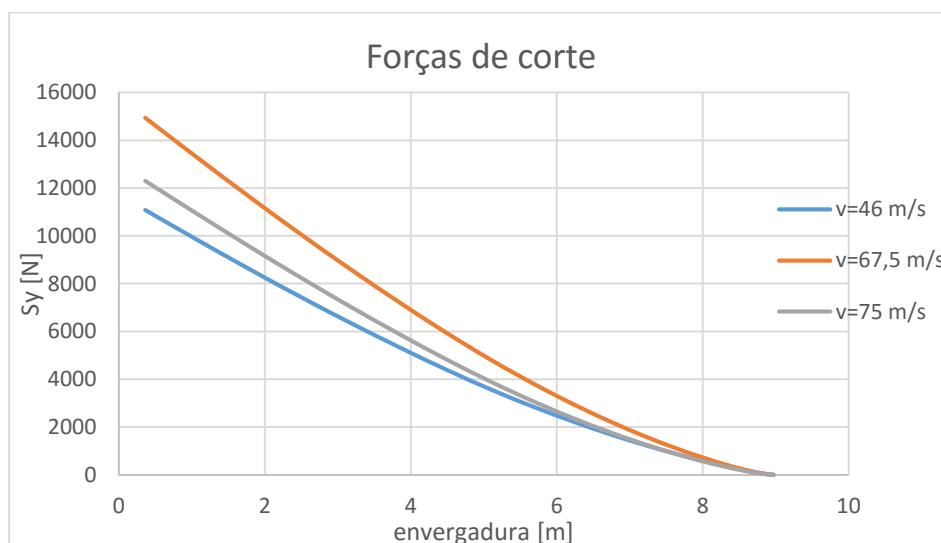


Figura 29 - Forças de corte dos pontos críticos do diagrama n-V

Um fator importante na obtenção dos pontos críticos da estrutura da aeronave são os momentos fletores e obtenção dos seus valores mais elevados. Como se pode verificar na Figura 30 o ponto mais crítico será também com a velocidade de rajada para as condições de voo pretendidas.

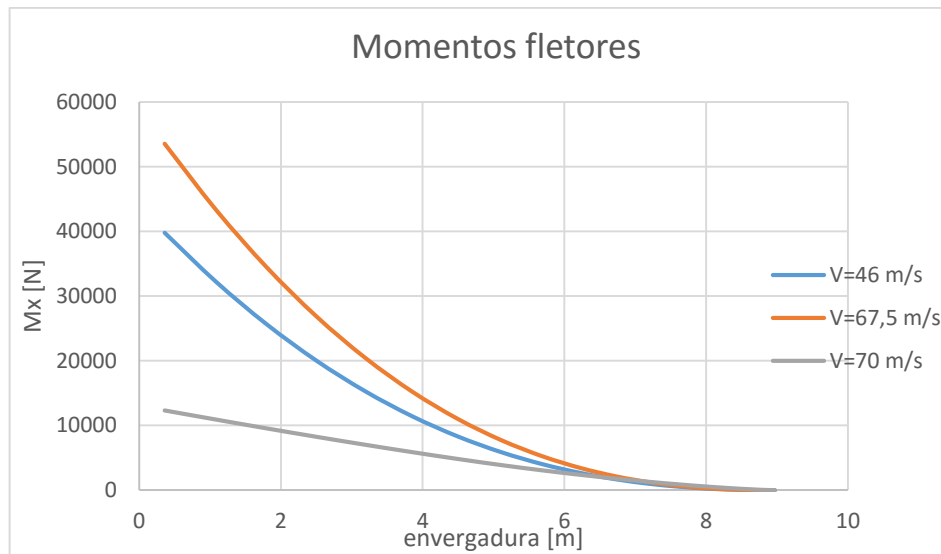


Figura 30 - Momento fletor dos pontos críticos do diagrama n-V

Com estes fatores é possível determinar que o ponto crítico do diagrama n-V é na velocidade de rajada com uma velocidade de 67,5 m/s, possibilitando retirar os valores das forças de corte e momentos fletores respectivos da asa da aeronave nesse ponto. Nas Figura 29 e Figura 30 estão demonstradas as forças de corte e momento fletor respectivamente, nesse ponto crítico provocadas pela força de sustentação. Na Figura 31 estão demonstradas as forças de corte e momento fletor do ponto crítico provocadas pela força de arrasto e como se pode verificar os valores destes momentos e forças são mais reduzidos do que os provocados pelas forças de sustentação.

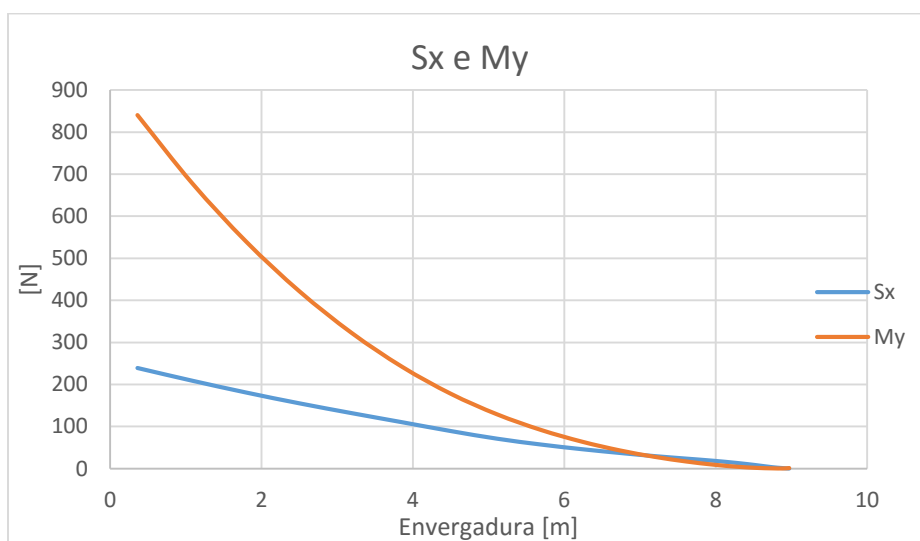


Figura 31 - Força de corte e momento fletor do ponto crítico

No caso dos flaps a força de sustentação e de arrasto são calculadas através de um ponto crítico. Nesse ponto a velocidade de projeto com flap é de 33 m/s e são obtidas as pressões na zona do flap. Depois de obtidas as distribuições de pressões do flap é possível calcular a força total provocada por ele. Como este realiza uma variação do ângulo em relação á corda, é necessário decompor esta força pela força de sustentação e arrasto em relação a este ângulo. Então a distribuição das forças aerodinâmicas ao longo da asa são definidas tal como estão demonstrados na Figura 32.

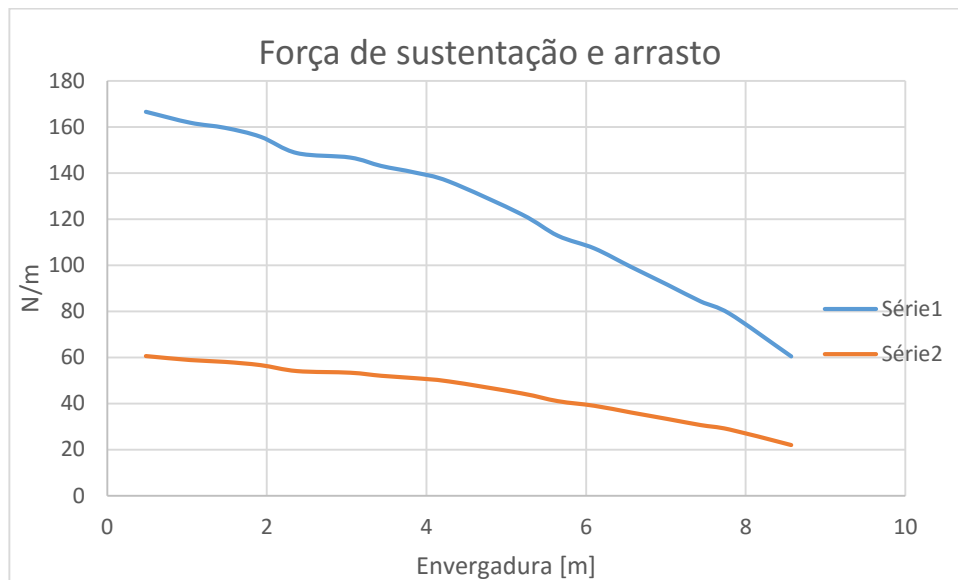


Figura 32 - Distribuição das forças aerodinâmicas do flap

## 6.2 Dimensionamento

Um componente estrutural muito importante são as longarinas porque é através delas que a aeronave consegue suportar os maiores carregamentos, principalmente os momentos fletores. Para cumprir os objetivos idealizou-se uma configuração na seção central com uma longarina em caixão, como está demonstrado na Figura 33. A distribuição dos materiais nesta longarina é realizada de forma a aguentar todas as tensões presentes, nomeadamente está demonstrado como mesa 1 e 2 o carbono poltrudido para resistirem às principais tensões de compressão e tensão da asa, mas devido às deformações provocadas, a mesa 1 estará á compressão e a mesa 2 á tração, logo a alma superior deverá ter uma espessura superior devido ás propriedades mecânicas do material. As almas denominadas por 3 e 4 também estão sujeitas às tensões diretas mas possuem valores de tensão de corte superiores, logo o material utilizado será o carbono bidirecional para suportar os carregamentos em vários eixos da longarina. Esta longarina em caixão para efeitos de rigidez e de colagem, possui carbono bidirecional também nas mesas denominadas pelos números 5 e 6.

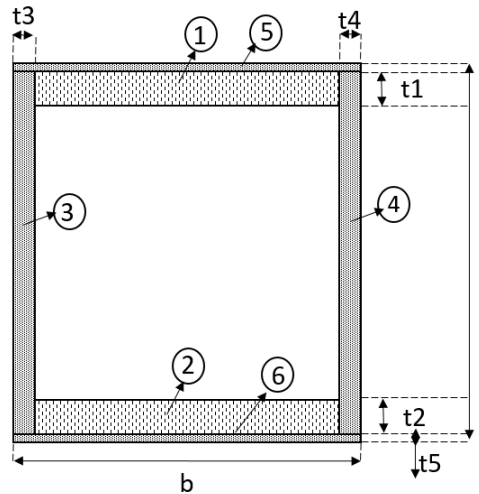


Figura 33 - Longarina em caixão e respetivos componentes

O cálculo das tensões diretas da longarina estão diretamente relacionadas com as propriedades do material, nomeadamente, o respetivo módulo de elasticidade utilizado fazendo variar o centroide da longarina e o tensor de inercia, logo, os valores das espessuras de cada material denominados por  $t$  na Figura 33 são dimensionados de forma que o valor da tensão direta obtido de cada peça da longarina, não seja superior á tensão direta do material, com base no centroide e tensor de inercia total da longarina.

Para dimensionar esta longarina é necessário obter os momentos flectores pontuais ao longo da envergadura, de forma a garantir que qualquer ponto da envergadura que tenha um momento fletor inferior a este, a longarina dimensionada suporta essa tensão. Para garantir que a longarina suporta todas as tensões e ao mesmo tempo obter uma longarina com um peso reduzido, foi dimensionada em pontos pontuais, sendo a sua estrutura igual entre estes pontos pontuais (exceto a altura da longarina que acompanha a altura do perfil), garantindo que o momento fletor nesse intervalo não seja superior ao ponto pontual de referência do dimensionamento inicial. Como o objetivo pretendido é dimensionar uma longarina em caixão até 1,15 m da raiz da asa foram realizadas o cálculo de 2 pontos pontuais, nomeadamente a 0,36 m e 1 m da raiz da asa. Apenas se faz o dimensionamento da longarina a partir de 0,36 da raiz porque é a distância onde termina a fuselagem e existe intradorso e extradorso do perfil da aeronave. O dimensionamento da longarina a 0,36 m da raiz está demonstrado na Tabela 7 e o valor das tensões diretas deste local está situado no Anexo A.

Como se pode verificar, os valores das tensões diretas totais para este dimensionamento da longarina não são superiores ao valor das tensões de rutura do material. O dimensionamento da longarina a 1 m da raiz são demonstrados na Tabela 7 e respetivas tensões diretas dos materiais são demonstrados no Anexo A.

z [m]	0,36	1
h [m]	0,17	0,122
b [m]	0,09	0,09
t1 [m]	0,012	0,009
t2 [m]	0,009	0,009
t3 [m]	0,003	0,003
t4 [m]	0,003	0,003
t5 [m]	0,001	0,001

Tabela 7 - Dimensão da longarina em caixão em vários pontos da envergadura

A restante longarina principal possui uma configuração diferente para efeitos de redução de peso porque está num local da asa com um carregamento mais reduzido. Para cumprir os objetivos idealizou-se uma longarina em I como está demonstrado na Figura 34. A distribuição dos materiais nesta longarina é realizada de forma a aguentar todas as tensões presentes, nomeadamente está demonstrado como mesa 1 e 2 o carbono poltrudido para resistirem às principais tensões de compressão e tensão da asa, mas devido às deformações provocadas, a mesa 1 estará á compressão e a mesa 2 á tração, logo a mesa superior deverá ter uma espessura superior devido às propriedades mecânicas do material como se pode verificar na Tabela 8 e respetivas tensões no Anexo A. A alma denominada por 3 e 4 também estão sujeitas às tensões diretas mas possuem valores de tensão de corte superiores, logo o material utilizado será o carbono bidirecional denominado por 4 e o material denominado por 3 será espuma para efeitos de rigidez do carbono devido a este possuir uma espessura reduzida. Esta longarina em I para efeitos de rigidez, de colagem para facilitar o contacto ente a alma e as mesas, possui carbono bidirecional também nas mesas como está demonstrado na Figura 34.

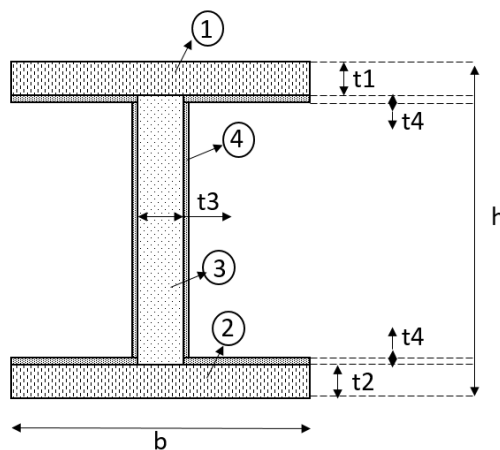


Figura 34 - Longarina em forma de I e respetivos componentes

Para que esta longarina realize o objetivo pretendido foram realizados pontos pontuais em vários pontos da envergadura tal como estão demonstrados na Tabela 8 e os valores das tensões diretas das respetivas peças das longarinas estão demonstrados no Anexo A.

z [m]	1,15	2	3	4	5	6	7	8	8,7
h[m]	0,102	0,117	0,112	0,107	0,097	0,073	0,07	0,057	0,047
b1 [m]	0,084	0,078	0,054	0,048	0,048	0,033	0,018	0,006	0,006
t1 [m]	0,015	0,009	0,009	0,009	0,006	0,006	0,003	0,003	0,003
b2 [m]	0,084	0,078	0,054	0,048	0,048	0,033	0,018	0,006	0,006
t2 [m]	0,009	0,006	0,006	0,006	0,003	0,003	0,003	0,003	0,003
t3 [m]	0,006	0,006	0,006	0,006	0,006	0,006	0,006	0,006	0,006
t4 [m]	0,001	0,001	0,001	0,001	0,001	0,001	0,001	0,001	0,001

Tabela 8 - Dimensão da longarina em I em vários pontos da envergadura

Como se pode verificar o valor das tensões diretas totais não são superiores aos valores das tensões de rutura do material. É necessário ter atenção aos locais a 1,15 m e 6 m da raiz da asa porque são em locais de descontinuidades e entram em contacto entre seções. Como foi idealizado que a longarina em I estaria em contacto com a longarina em caixão como está demonstrado na Figura 15, a altura desta longarina teria de ser suficiente para estabelecer o contato, então a longarina nesses locais tem uma altura inferior como se pode verificar na Tabela 8 a 1,15 da raiz da asa. Nesta longarina o comprimento das mesas poderiam ter diferentes comprimentos mas para facilitar a montagem deste componente estrutural foram dimensionadas com o mesmo.

Também é necessário estabelecer o contacto das longarinas quando existe a descontinuidade a 6 m da raiz da asa, tal como é demonstrado na Figura 16. Para esta situação é necessário definir novamente uma longarina em caixão e respetivas dimensões, tendo atenção á altura da longarina em I para estabelecer o contacto entre elas. Para que esta configuração realize o objetivo pretendido dimensionou-se esta estrutura com as espessuras demonstradas na Tabela 9. A sua nomenclatura é demonstrada na Figura 33 e as respetivas tensões diretas estão demonstradas no anexo A.

Z [m]	6
h[m]	0,082
b [m]	0,036
t1 [m]	0,006
t2 [m]	0,003
t3 [m]	0,001
t4 [m][	0,001
t5 [m]	0

Tabela 9 - Dimensão da longarina em caixão a 6 m da raiz da asa

As forças de corte aplicadas na estrutura da aeronave provocam tensões de corte por vezes elevadas em pontos críticos da aeronave. Para determinar esses pontos críticos é necessário determinar as tensões de corte ao longo da longarina. Como a tensão de corte é igual a 0 no eixo que passa pelo centroide da longarina, consegue-se determinar o seu fluxo de corte como está demonstrado na Figura 35. Assim, sabendo a direção do fluxo de corte e o ponto inicial provocada pela força, possibilita a determinação da tensão de corte ao longo da longarina.

Para o cálculo das tensões de corte foi determinado 3 pontos, onde ocorreria uma possível maior variação da tensão de corte. Estes 3 pontos são demonstrados na Figura 35 e Figura 36 para a longarina em caixão e em I, e no anexo A estão demonstradas as tensões de corte para o respetivo ponto. A tensão de corte é parabólica em cada componente da longarina mas a variação desta curva provocada por estas tensões é alterada nestes 3 pontos devido á alteração dos componentes nomeadamente da mesa para a alma e da passagem pelo centroide da longarina, logo são os locais para melhor estudo das tensões de corte da longarina.

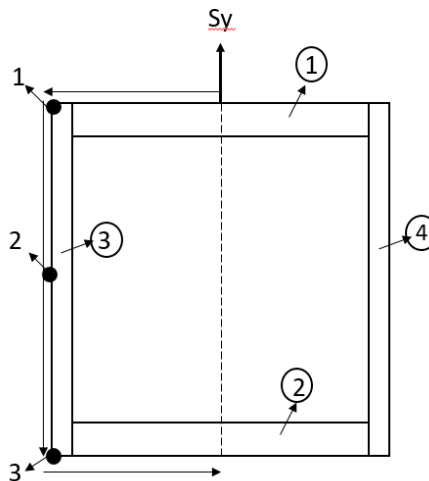


Figura 35 - Fluxo de corte na longarina em caixão

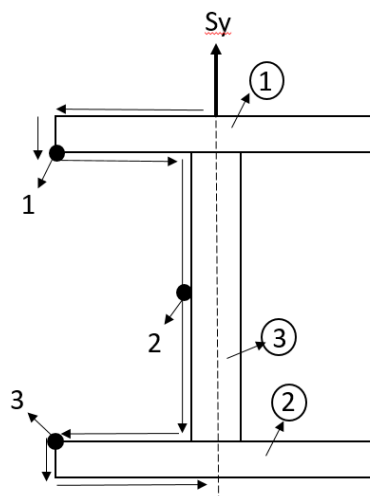


Figura 36 - Fluxo de corte na longarina em I

Como se pode verificar, o ponto 2 é o local onde ocorre o maior número de tensões de corte devido à sua proximidade com o centroide da longarina. Através da equação 39 a área denominada por  $Q$  está diretamente relacionada com a sua posição ao centroide da longarina, logo, o maior valor terá de ser no ponto 2. Depois, no ponto 3 como a distância ao eixo neutro é negativa, a área que a tensão de corte está sujeita em relação à força de corte também é menor, então origina uma tensão de corte inferior no ponto 3 como é possível verificar no Anexo A. Também verifica-se que as tensões de corte obtida são inferiores à tensão de corte do material. O ponto 2 tem o maior valor e como é constituída por carbono bidirecional possuindo o valor de tensão de corte máxima de  $1,6E+8 \text{ N/m}^2$ , a longarina não ultrapassa o valor estabelecido que leva à rutura do material.

Através do valor das tensões diretas e de corte obtidas do carbono bidirecional, verifica-se que esses valores não estão próximos do valor das tensões de rotura do material, mas é necessário a longarina possuir este valor na espessura das almas de forma a possuir rigidez suficiente. Se o carbono não possuir esta rigidez, pode deformar provocando a alteração das suas propriedades mecânicas, levando à sua rutura ou deixar de cumprir as suas funções estruturais e interferir com outros componentes da asa.

Um componente muito importante nesta aeronave é o flaperon. Quando eles não estão na sua posição original levam a uma alteração da geometria do perfil da asa, provocando um esforço superior nessa zona, sendo necessário reforça-la. Devido à movimentação dos flaperon existe uma descontinuidade no perfil ficando unidos com a restante asa através de alguns apoios, ou seja, a força provocada pelos flaperon estará suportada por esses apoios. Para que a asa suporta todos estes esforços é necessário dimensionar uma longarina secundária que suporte o carregamento nesses apoios. As forças de corte provocadas pelo flaperon possibilita o cálculo das forças resultantes nesses apoios através da construção de um diagrama de corpo-livre, mas como a asa possui uma elevada envergadura é necessário vários apoios em todo o seu comprimento, levando a um sistema de equações indeterminado. Mas como o flaperon é uniforme ao longo da envergadura é definido que a força resultante em todos os apoios seria igual, logo possibilita a construção de um diagrama de corpo-livre e calculo das reações ao longo da envergadura.

Como o flaperon da aeronave tem uma descontinuidade onde está situado a hélice da aeronave, calculou-se as reações na longarina através de 2 corpos-livres, nomeadamente um situado da raiz da asa até o hélice da aeronave, assumindo também a força provocada pelo peso da fuselagem nos pinos, e o outro situado entre o hélice da aeronave e a winglet. A reação calculada nos pontos e respetiva posição na envergadura está demonstrado no Anexo B. Assim, com as forças resultantes no apoio, possibilita o cálculo do momento fletor provocado pelo flaperon e determinar as tensões para o seu dimensionamento. Para cumprir os objetivos pretendidos idealizou-se a longarina secundária como está demonstrado na Figura 37.

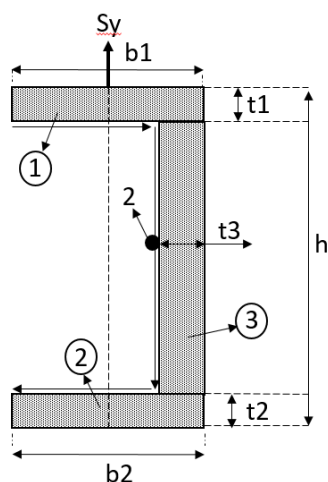


Figura 37 - Longarina secundária em forma de C invertido e respetivos componentes

Para que esta longarina secundária cumpra os objetivos pretendidos realizou-se a análise de pontos pontuais ao longo da envergadura e para este dimensionamento realizou-se estes pontos pontuais no local onde foi calculado as forças resultantes dos apoios. As dimensões da longarina secundária estão demonstradas na Tabela 10 e o valor das respetivas tensões estão demonstradas no Anexo B.

z [m]	0	0,27	1	1,5	2,5	3,5	4,5	5,5	6,5	7,5	8,5
h [m]	0,079	0,062	0,053	0,053	0,051	0,047	0,044	0,038	0,032	0,025	0,019
b1 [m]	0,026	0,022	0,02	0,018	0,017	0,016	0,015	0,015	0,015	0,01	0,01
t1 [m]	0,003	0,003	0,002	0,002	0,002	0,002	0,002	0,0015	0,001	0,001	0,001
b2 [m]	0,024	0,02	0,018	0,016	0,015	0,014	0,013	0,013	0,013	0,01	0,01
t2 [m]	0,003	0,003	0,002	0,002	0,002	0,002	0,002	0,0015	0,001	0,001	0,001
t3 [m]	0,003	0,003	0,002	0,002	0,002	0,002	0,002	0,0015	0,001	0,001	0,001

Tabela 10 - Dimensão da longarina secundária ao longo da envergadura

Como se pode verificar através do Anexo B as tensões originadas por esta longarina não são superiores às tensões de rutura do material utilizado, composto apenas por carbono bidirecional. Apenas é calculado o valor das tensões de corte no ponto 2 desta longarina mencionada na Figura 37 porque é o local onde o valor será superior. Através dele consegue-se determinar a tensão de corte e se é superior à de rutura do material em toda a longarina secundária. A espessura da alma e da mesa desta longarina são uniformes e reduzidas mas como a longarina secundária está situada no ponto de descontinuidade do perfil, as suas mesas e almas estão totalmente em contacto com a casca da aeronave, logo não é necessário colocar reforços de espuma ou madeira para que o carbono bidirecional não se deforma e provoca a alteração das propriedades do material e ultrapassar a sua tensão de rutura.

Um componente muito importante na estrutura da aeronave é a sua casca porque é a primeira superfície a entrar em contacto com as forças de sustentação e tem de ser suficientemente rígida para suportar estas forças e ao mesmo não perder a sua configuração, então tem de possuir uma espessura suficientemente rígida para não deformar e ao mesmo tempo aguentar todas as tensões ao longo do seu perfil. A principal tensão presente na casca da aeronave são a tensão de corte devido ao elevado comprimento das fibras estabelecidos entre o bordo de fuga e bordo de ataque. Apesar de também ser calculado o valor das tensões diretas, este valor é reduzido em comparação às tensões máximas do material. Para determinar estas tensões é necessário dividir o perfil da asa em booms como está demonstrado na Figura 45 do Anexo C. A distribuição dos booms é efetuado desta forma para que seja analisado o fluxo de corte ao longo do perfil e estudar a sua variação, para determinar qual o local com o valor mais elevado, tendo atenção ao local de descontinuidade do perfil, nomeadamente a localização do flaperon, o bordo de ataque e o local onde estão situadas as longarinas, porque estas interferem na variação do fluxo de corte na sua proximidade. Tendo atenção a todos estes fatores dimensionou-se a espessura da casca da aeronave e para facilitar a construção da casca determinou-se que a casca teria a mesma espessura ao longo do seu perfil e dimensionou-se a casca da aeronave em pontos pontuais tal como foi determinado a longarina principal e secundária. A espessura da casca está demonstrada na Tabela 11 e as respetivas tensões estão demonstradas no Anexo C.

<b>z [m]</b>	<b>Espessura [m]</b>
<b>0,36</b>	0,0004
<b>1</b>	0,0004
<b>1,15</b>	0,0004
<b>2</b>	0,0004
<b>3</b>	0,0004
<b>4</b>	0,0004
<b>5</b>	0,0004
<b>6</b>	0,0004
<b>7</b>	0,0004
<b>8</b>	0,0004
<b>8,9</b>	0,0004

*Tabela 11 - Espessura da casca ao longo da envergadura*

Como se pode verificar o valor destas espessuras constituídas por carbono bidirecional possuem umas tensões diretas inferiores às tensões do material, mas o mesmo não acontece com as tensões de corte sendo superiores às do material. Uma forma de diminuir as tensões de corte ao longo do perfil é alterar a orientação das fibras tal como é demonstrado no subcapítulo 5.7. Inicialmente o cálculo foi efetuado com as fibras orientadas a 0 e 90 graus mas com este método utiliza-se as fibras com a orientação de 45 e -45 graus e através desta nomenclatura altera-se as propriedades do material nomeadamente o valor dos módulos de elasticidade, do coeficiente

de Poisson e do módulo de corte. As novas propriedades do material estão demonstradas na Tabela 12.

Módulo elástico a 45°	19,85E+10 N/m <sup>2</sup>
Mdulo elástico a 45 °	19,85E+10 N/m <sup>2</sup>
Coefficiente de Poisson	0,79
Modulo elástico de corte	26,54E+10 N/m <sup>2</sup>

Tabela 12 - Novas propriedades do carbono bidirecional com alteração da orientação das fibras

Com este método utilizado e com as novas propriedades do carbono bidirecional devido á nova orientação, originam novas tensões, tal como estão demonstradas no Anexo C. Como se pode verificar, as novas tensões diretas e de corte originadas são inferiores às tensões de rotura do material, sendo que as tensões diretas aumentaram e as tensões de corte diminuiram. Nas restantes longarinas não se utilizou este método porque as suas tensões diretas são elevadas em comparação ás tensões de corte logo, com este método estas tensões seriam superiores e a estrutura da longarina teria de ser superior, logo, um maior peso.

A espessura casca com 0,6mm é reduzida e pouco rígida, logo é criado um modelo em sanduiche para que a casca não se deforme durante o voo. O modelo em sanduiche utilizado está demonstrado na **Erro! A origem da referência não foi encontrada..** Esta configuração é omposta por carbono bidirecional denominado por 1 com 0,3mm de espessura em cada extremidade do modelo e no interior é composto por espuma com 3mm de espessura para fornecer ao carbono a rigidez suficiente.

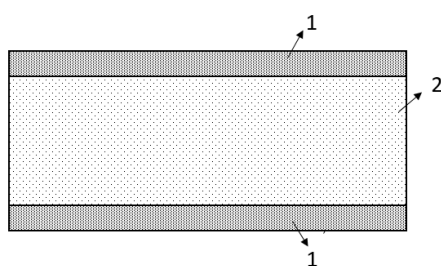
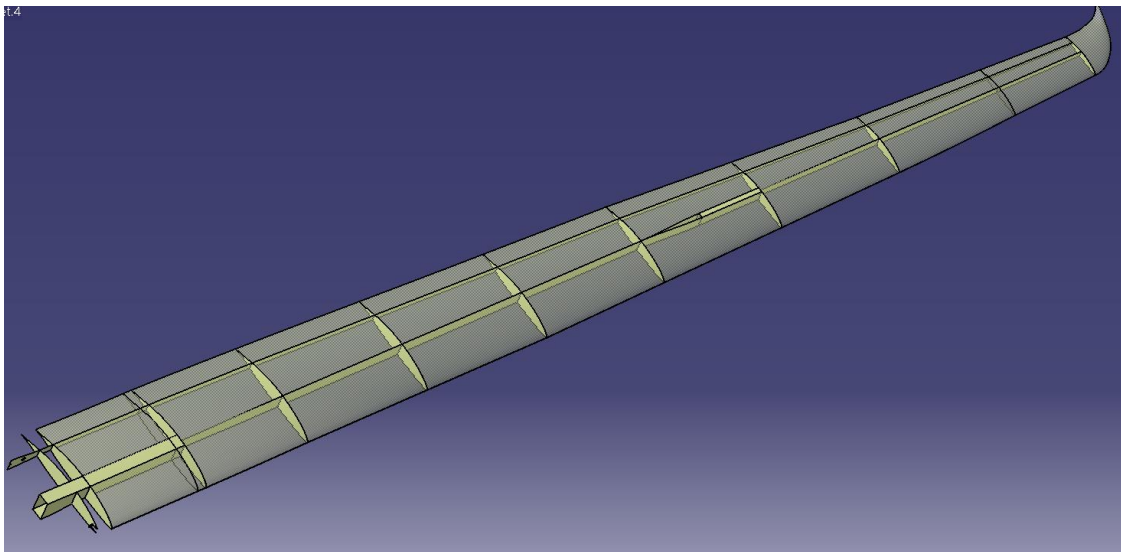


Figura 38 - Modelo em sanduiche da casca da aeronave

### 6.3 Desenhos e análise estrutural

Para realizar a análise estrutural é necessário criar o modelo 3D da asa da aeronave e definir a posição das respetivas longarinas ao longo da envergadura. Para facilitar a construção da longarina principal da aeronave foi definido que a longarina seria paralela em toda em sua envergadura, tentando coloca-la nos pontos do perfil com maior altura possibilitando obter o

mais alta possível aumentando o valor do tensor de inercia, logo tensões mais reduzidas e menor peso. Com esta nomenclatura, a longarina não vai estar totalmente em contacto com o perfil devido á sua curvatura e para o estabelecer é colocado um enchimento entre a longarina e a casa com espuma e nas zonas de conexão da asa com madeira para uma maior rigidez nesse local. Na Figura 39 está demonstrado o modelo 3D da asa e respetivos componentes ao longo da sua envergadura. Definiu-se que o centro da longarina principal estaria situada a 0,34 m do bordo de ataque na raiz da asa em toda a sua envergadura e a longarina secundária estaria situada no ponto de descontinuidade do perfil, nomeadamente a 20% da corda do perfil. Como já foi referido anteriormente, o modelo foi desenhado com superfícies para facilitar a análise estrutural e como se pode verificar na Figura 39 a mesas da longarina em I e em C invertido estão definidas por uma linha posteriormente definidas no modelo de análise como cross section para facilitar a análise. Também se pode verificar a posição das nervuras situadas nos pontos de descontinuidade do perfil e posicionadas ao longo da envergadura distanciadas 1 metro entre elas, iniciadas aos 2 m de envergadura. No modelo 3D não está situada a casaca na zona da raiz porque é o local onde está situada a fuselagem logo, não é necessário para esta análise estrutural porque é definida apenas para efeitos aerodinâmicos e reduzir o arrasto provocado pela fuselagem.



*Figura 39 - Desenho 3D e posição das longarinas e nervuras*

Uma parte importante necessária para definir no desenho 3D são os locais da asa que entram em contato com a fuselagem e entre as suas seções. Para definir estes locais foi testado a longarina no software *Ansys* simulando os apoios na longarina como está demonstrado na Figura 40. Os maiores valores das tensões presentes na longarina demonstras são as tensões de corte na zona dos pinos, logo apenas se fez esta análise para obtenção da sua geometria. Estabeleceu-se as condições de fronteira no casquilho, na qual esta encastrado em todos os eixos, mas apenas pode rodar sobre o eixo x devido às propriedades do pino e do encastramento. Este

casquilho é constituído por alumínio e tem um angulo interno de 0,015m e um externo de 0,04 m para resistir ao corte. A longarina possui um comprimento de 0,7 m e os centros dos casquilhos estão situados a 0,1 m 0,525 m do início da longarina. A restante longarina é constituída como está demonstrado na Figura 34 mas na zona do casquilho, em vez de ter um reforço de espuma é constituído por madeira com 0,075m de comprimento ao longo da longarina com o casquilho no centro em alumínio. Esta longarina também possui uma alma com a espessura  $t_3$  igual a 0,013 m,  $t_4$  igual a 0,0004 m e o casquilho com uma espessura de 0,03mm. Para realizar esta análise foi colocado uma força equivalente á força de corte a 1,15 m da raiz da asa no final da longarina, ou seja, no local onde termina o prolongamento da longarina de contacto e inicia a nova secção da asa. Como se pode verificar na figura as tensões originadas são inferiores às tensões de rotura do material.

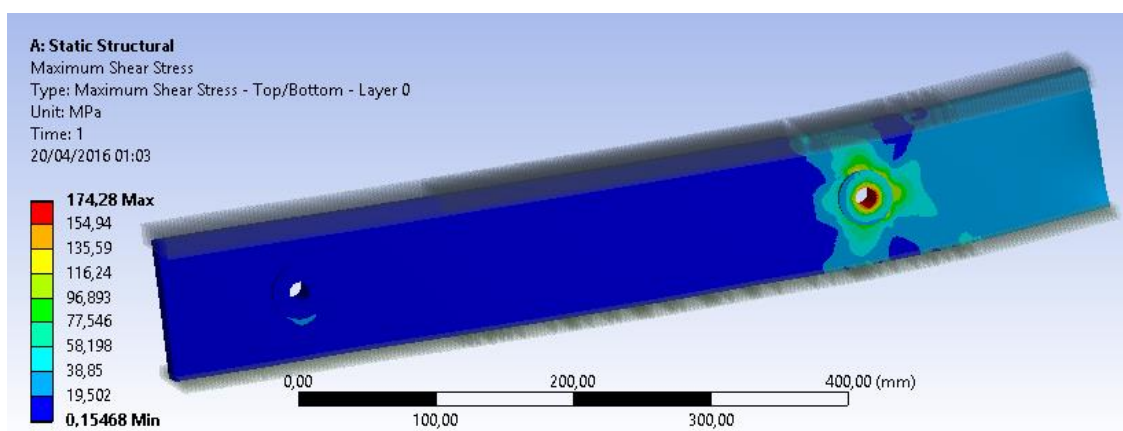
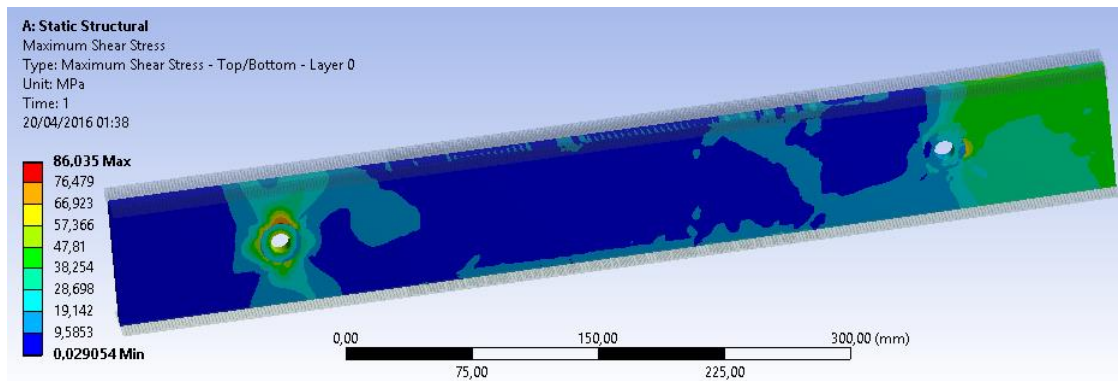


Figura 40 - Longarina de contacto com a longarina em caixão a 1,15m da raiz da asa

A longarina para estabelecer o contacto entre secções a 6 m da raiz da asa está demonstrada na Figura 41 e sua configuração é a mesma que demonstrada na figura anterior. Esta longarina difere no seu comprimento possuindo 0,5 m, o valor da espessura  $t_3$  igual a 0,006 m,  $t_4$  igual a 0,001 m e o casquilho de 0,008 m com um diâmetro externo de 0,025 m e u diâmetro interno de 0,012 m. O centro do casquilho situa-se a 0,1 m e a 0,4 m do início da longarina. Para realizar esta análise foi colocado uma força equivalente á força de corte a 6 m da raiz da asa no final da longarina, Como se pode verificar na figura as tensões de originadas são inferiores às tensões de rotura do material e encontram-se na zona de contacto entre o casquilho e a longarina.



*Figura 41 - Longarina de contacto com a longarina em caixão a 6 m da raiz da asa*

Como já foi referido no subcapítulo 4.1 a asa da aeronave entrará em contacto com a fuselagem através de duas nervuras no bordo de ataque e através de um sistema de treliça na longarina secundária. A nervura está situada a 0,2475 m da raiz da asa (local definido pela configuração da fuselagem) e esta não é definida no interior da longarina em caixão passando todas as tensões presentes através desta. É constituída por um modelo em sanduiche com 0,045m de espessura para que possa ser introduzido um casquilho circular em alumínio no seu interior com 0,05m de comprimento. Este modelo possui uma espessura de 0,001 m de carbono bidirecional nas zonas laterais e o seu interior é constituído por madeira. A longarina secundária também é constituído por um modelo em sanduiche de forma a suportar todas as tensões de corte, possuindo uma espessura de 0,025 m com 0,001 m de carbono bidirecional nas zonas de laterais e o seu interior constituído por madeira. O sistema em treliça estabelece o contato da fuselagem e da asa através de três casquilhos mas como apenas é necessário realizar o estudo da semi-envergadura devido á sua simetria, é definido um casquilho a 0,12 m da raiz da asa e outro na raiz da asa como está definido na Figura 42. Os casquilhos que estabelecem contato são constituídos por alumínio, tem um diâmetro exterior de 0,033 m e o um diâmetro interior de 0,015 m. Estabeleceu-se as condições de fronteira no casquilho, na qual apenas esta encastrado em todos os eixos mas apenas pode rodar sobre o eixo x devido às propriedades do pino e do encastramento. Na Figura 42 está demonstrado o desenho 3D dessa seção e respetivas tensões de corte, na qual se pode verificar que são inferiores á tensão de rotura do material utilizado.

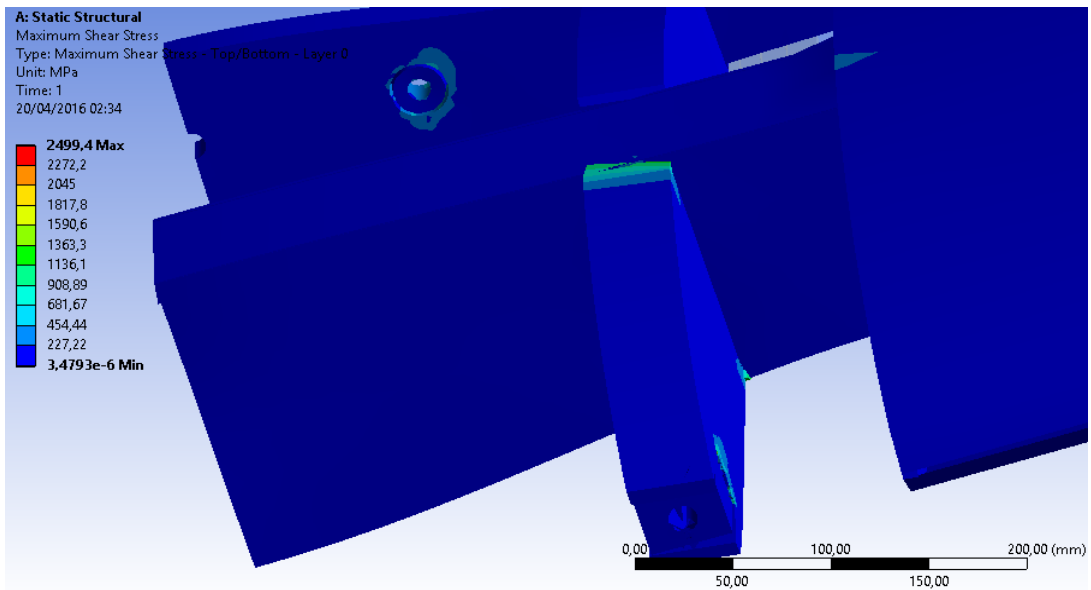


Figura 42 - Casquilhos de contato da asa com a fuselagem

Outro fator importante é a criação da malha e os contactos entre os componentes da estrutura desenvolvida. Porém estes podem ser estabelecidos automaticamente mas a malha pode ser refinada ao critério do autor e da capacidade de análise do instrumento base da análise, mas quanto maior for o número de nós e refinamento da malha, maior precisão terão os resultados obtidos.

Depois de definida os locais de apoio e contato entre seções da aeronave é possível realizar a análise estrutural de todos os componentes da asa, tal como a deformação total e de cada seção da asa. Para realizar esta análise é necessário definir as condições de fronteira impostas pelo ponto crítico, ou seja, é definido o valor das forças de corte no intervalo de cada seção como também o momento torsor como se pode observar na Figura 43.

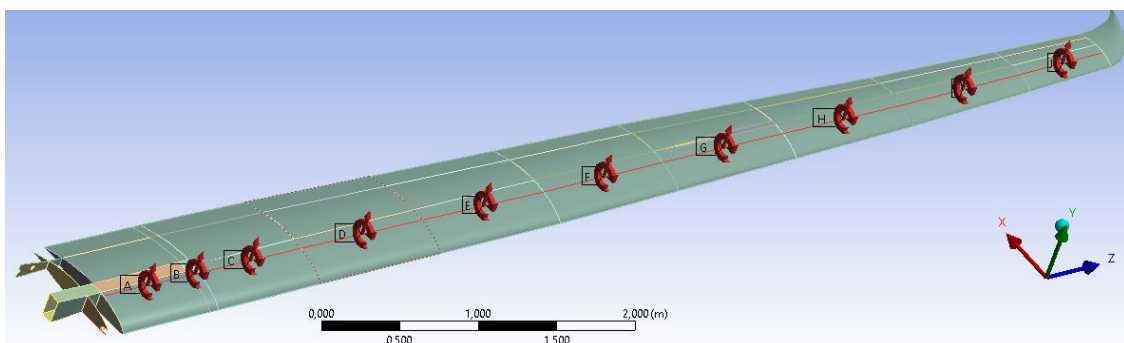


Figura 43 - Condições de fronteira e respetivos intervalos

As condições de fronteira foram aplicadas no centro aerodinâmico do perfil e são definidas para cada intervalo respetivo com os fatores de segurança como está demonstrado na Tabela 13.

Outra condição de fronteira necessária é o encastramento dos pinos como está demonstrado nas Figura 40, Figura 41 e Figura 42.

Intervalo da envergadura	Força de corte Sx [N]	Força de corte Sy [N]	Momento torsor [N.m]
0,36m – 1m	3147	56	391
1m – 1,15m	305	5	37
1,15m - 2m	3632	134	435
2m – 3m	4097	132	464
3m – 4m	3883	123	416
4m – 5m	3579	112	358
5m – 6m	3156	88	282
6m – 7m	2666	59	208
7m – 8m	2138	34	156
8m – 8,7m	1074	51	81

Tabela 13 - Condições de fronteira ao longo da envergadura

A definição de todas as geometrias, contatos e condições de fronteira possibilita a realização da análise estrutural de todos os componentes nomeadamente a deformação total da asa. Esta análise possibilita o fabricante testar a construção da aeronave antes de ela efetuar um voo, colocando pesos em cima da asa equivalentes ao fator de carga e observar a deformação efetuada pela asa. Compara-se esta observação com os resultados analíticos e chega-se á conclusão se a asa foi construída corretamente. A deformação total da asa está demonstrada na Figura 44 e pode observar-se que possui uma deflexão máxima de 1,147 m. Este valor é aceitável porque atinge cerca de 7% do valor da envergadura. A deformação das restantes seções estão demonstradas no Anexo D e estas seções em relação á asa total tem a particularidade de terem um pino perto do bordo de fuga e outro na longarina secundária, unidos com a nervura dessa seção, tendo a função de estabelecer contacto com a outra seção de forma a evitar que a asa se movimente devido ao momento torsor.

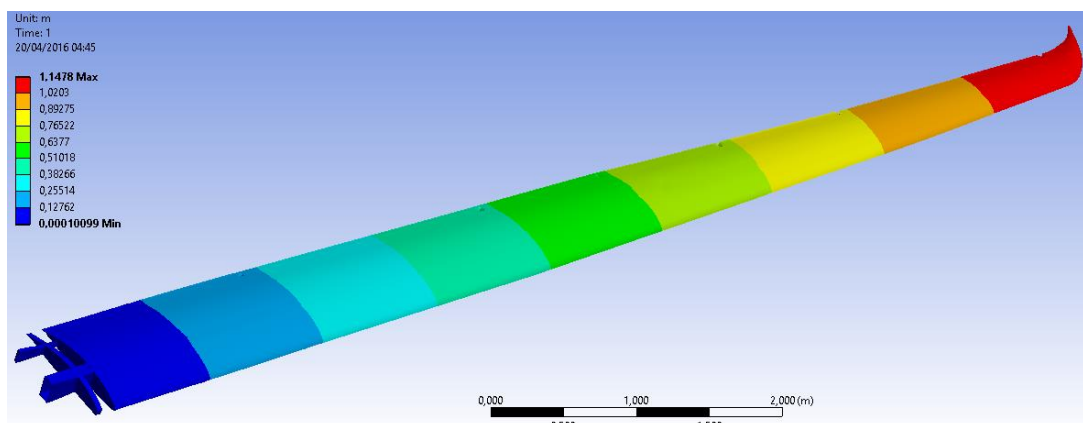


Figura 44 - Deformação total da asa

A análise da deformação total da asa permite definir o número de nervuras necessárias ao longo da asa. Elas são o principal componente que mantém a geometria da casca e permite que ela não se deforme, levando a problemas estruturais e aerodinâmicos. Com esta análise definiu-se que existiria nervuras nas zonas de conexão das seções com uma espessura de 0,008 m constituídas por 0,001 m de carbono bidirecional nas suas laterais, espuma no seu interior e madeira no seu interior no local onde estão situados os pinos. As restantes nervuras estão situadas a 3, 4, 5, 7 e 8 metros da envergadura como se pode observar na Figura 39. Estas possuem uma espessura de 0,007 m, constituídas por 0,0005 m de carbono bidirecional nas suas laterais e espuma no seu interior.



## 7. Conclusão

Esta dissertação tinha como objetivo desenvolver uma estrutura da asa do Crossover e respetivos dimensionamentos de forma a suportar vários carregamentos em várias fases de voo respeitando as condições impostas pela norma estabelecida e ao mesmo tempo os objetivos pretendidos pela EurosportAircraft.

Inicialmente determinou-se o ponto crítico da aeronave através do diagrama n-V. Para esta análise calculou-se as forças aerodinâmicas presentes ao longo da envergadura de forma a descobrir qual a maior força provocada em qualquer fase de voo. Determinou-se que o ponto crítico seria na velocidade de rajada de 67,5 m/s, sofrendo um fator de carga na estrutura de 5, provocando uma força de corte na raiz da asa de 14900 N devido às forças de sustentação, de 239N devido às forças de arrasto e um momento torsor total de 1498 N.m.

A determinação do ponto crítico e das forças aerodinâmicas ao longo da envergadura, possibilita o dimensionamento da estrutura e respetivos materiais, através das tensões provocadas por estas, através das forças de corte, momento fletor e momento torsor presente em toda a asa. Assim, tentou-se dimensionar a estrutura da aeronave não ultrapassando as tensões máximas de cada material com o menor peso possível.

Depois da determinação de todos os cálculos da estrutura analiticamente, realizou-se o desenho em 3D apenas com superfícies, de forma a facilitar o estudo da análise estrutural no software *Ansys*. Através deste software é implementado todas as espessuras de todos os componentes tais como o respetivo material facilitando a necessária modificação de algum componente ou espessura da estrutura, ou seja, este software possibilita a verificação se todos os componentes estruturais não ultrapassam as tensões máximas de cada material, principalmente em zonas críticas como descontinuidades ou zonas de contacto entre materiais. Outro componente importante verificado através deste software são as zonas de contacto entre as seções da asa, nomeadamente o prolongamento das longarinas, os respetivos casquilhos e pinos para estabelecer o contacto, tais como o reforço necessário para suportar as altas tensões provocadas nesse local. Possibilita o cálculo da deformação total da asa no ponto crítico do diagrama n-V, ou seja, a máxima deflexão da asa completa e de cada seção. Determinou-se que a deformação total será de 1,147 m e através deste cálculo, também se verifica a rigidez da casca e determina-se o número necessário de nervuras como a sua composição.

Com este trabalho foi possível desenvolver a estrutura da aeronave com vários materiais complexos e validação dos cálculos analíticos através da análise estrutural com todas as forças aerodinâmicas presentes, obedecendo a todos os requisitos propostos pela EurosportAircraft.

## 7.1 Trabalhos futuros

O desenvolvimento deste estudo possibilita a construção deste modelo estrutural para os objetivos pretendidos. Para uma redução de peso é possível realizar um estudo com novos materiais mais resistentes, com tensões de rotura mais elevadas e com módulos elásticos superiores. Também é possível realizar o estudo com uma configuração estrutural diferente pretendendo a redução de peso, principalmente nas zonas de contacto das seções da asa. Para complementar este estudo desenvolvido é possível realizar a análise da vibração da estrutura devido às elevadas velocidades, oscilações provocadas pelas hélices e motor, movimentos de guinada, arfagem e rolamento, como também devido á turbulência.

## 8. Bibliografia

- [1] T. Fred, "100 YEARS OF SAILPLANE DESIGN AND BEYOND," vol. XXVII, 2003.
- [2] K. B. Bowman, R. V. Grandhi, and F. E. Eastep, "Structural optimization of lifting surfaces with divergence and control reversal constraints," *Struct. Optim.*, vol. 1, no. 3, pp. 153-161, 1989.
- [3] B. E. Thompson and R. D. Lotzf, "Sailplane Carry-Through Structures Made with Composite Materials," vol. 33, no. 3, pp. 596-600, 1996.
- [4] "EurosportAircraft." [Online]. Available: <http://eurosportaircraft.com/>. [Accessed: 20-Feb-2016].
- [5] FAA, "Aircraft Wood and Structural Repair," *Aviat. Maint. Tech. Handbook—Airframe Vol. 1*, pp. 1-28, 2012.
- [6] "Flaperon." [Online]. Available: <http://www.questiongravity.com/airbike/mar01.htm>. [Accessed: 15-Mar-2016].
- [7] "Composites." [Online]. Available: [http://aviation.stackexchange.com/questions/12958 /what-materials-make-up-most-of-the-weight-of-an-aircraft](http://aviation.stackexchange.com/questions/12958/what-materials-make-up-most-of-the-weight-of-an-aircraft). [Accessed: 22-Feb-2016].
- [8] T. M. Cornsweet, "Advanced composite materials.," *Science*, vol. 168, no. 3930, pp. 433-438, 1970.
- [9] M. Compósitos, "Materiais de Construção I MATERIAIS COMPÓSITOS 1. Introdução."
- [10] E. A. I and P. V Gamboa, "Comportamento Mecânico de Materiais Tópicos," no. 10362, 2014.
- [11] xflr5, "Analysis of foils and wings operating at low reynolds numbers," pp. 1-72, 2011.
- [12] I. Journal, T. Vol, S. Kp, and M. Engineering, "Optimization of Aircraft Wing With Composite Material," vol. 2, no. 6, pp. 2471-2477, 2013.
- [13] Claude Dornier, "folding propeller," *Friedrichshafen*, vol. I, p. 2, 1933.
- [14] B. Jorge and P. Cadete, "Aero-Structural Optimization of Sailplane Wings A thesis submitted in conformity with the requirements for the degree of Masters in Aeronautical Engineering," no. December, 2011.
- [15] U. L. Aircraft, "Airworthiness Requirements for Three axes standard control Ultra Light Aircraft."
- [16] D. D. P. Raymer, R. Hibma, L. Hecq, H. Scott, R. Child, G. Owl, R. Maier, E. Mcgachan,

D. Robinson, S. White, H. Hoge, M. Robinson, G. Palmer, H. Yang, R. Swaim, C. T. Sun, D. Schmidt, B. Reese, W. Heiser, and G. Raymer, "Aircraft Design: A conceptual Approach," *Education*. 1999.

- [17] R. Bott, *Fundamentals of Aerodynamics*, no. 1. 2014.
- [18] G. Atmeh, Z. Hasan, and F. Darwish, "Design and stress analysis of a general aviation aircraft wing," *Proceeding COMSOL ...*, 2010.
- [19] R. Sedaghati and M. S. A. Elsayed, "WING - BOX STRUCTURAL DESIGN Report 5 Wing Rib Stress Analysis and Design Optimization," no. June, 2006.
- [20] T. H. G. Megson, *Introduction to Aircraft Structural Analys*, no. 1. 2014.
- [21] M. De Aeronaves and P. V Gamboa, "Fabricação - Madeira Objetivos • Ter noções básicas sobre construção aeronáutica," no. 10384, 2013.

# Anexo A - Longarina principal

## Anexo A1 - Tensões diretas

	Tensão direta y N/m <sup>2</sup>	Tensão direta x N/m <sup>2</sup>	Tensão direta total
<b>Peça 1</b>			
0,36 m	5,59E+08	3,60E+06	5,63E+08
1 m	8,28E+08	7,08E+06	8,35E+08
<b>Peça 2</b>			
0,36 m	7,49E+08	4,91E+06	7,54E+08
1 m	9,09E+08	9,66E+06	9,19E+08
<b>Peça 3</b>			
0,36 m	3,45E+08	2,42E+06	3,47E+08
1 m	4,18E+08	4,76E+06	4,23E+08
<b>Peça 4</b>			
0,36 m	3,45E+08	2,42E+06	3,47E+08
1 m	4,18E+08	4,76E+06	4,23E+08
<b>Peça 5</b>			
0,36 m	3,59E+08	2,42E+06	3,62E+08
1 m	5,35E+08	4,76E+06	5,40E+08
<b>Peça 6</b>			
0,36 m	3,49E+08	2,42E+06	3,51E+08
1 m	4,26E+08	4,76E+06	4,31E+08

Tabela 14 - Tensões diretas de cada peça da longarina em caixão

	Tensão direta y N/m <sup>2</sup>	Tensão direta x N/m <sup>2</sup>	Tensão direta total
<b>Peça 1</b>			
1,15 m	7,93E+08	9,61E+06	8,03E+08
2 m	7,85E+08	1,33E+07	7,99E+08
3 m	8,15E+08	1,92E+07	8,34E+08
4 m	6,20E+08	1,59E+07	6,36E+08
5 m	5,32E+08	1,62E+07	5,48E+08
6 m	5,41E+08	1,83E+07	5,60E+08
7 m	6,52E+08	1,55E+07	6,68E+08
8 m	4,30E+08	3,92E+07	4,69E+08
8,7 m	2,42E+07	4,33E+06	2,86E+07
<b>Peça 2</b>			
1,15 m	1,22E+09	1,31E+07	1,23E+09
2 m	1,14E+09	1,81E+07	1,16E+09
3 m	1,18E+09	2,62E+07	1,21E+09
4 m	8,99E+08	2,17E+07	9,21E+08
5 m	1,01E+09	2,20E+07	1,03E+09
6 m	1,01E+09	2,50E+07	1,04E+09
7 m	6,61E+08	2,12E+07	6,82E+08
8 m	4,38E+08	5,35E+07	4,91E+08
8,7 m	2,47E+07	5,90E+06	3,06E+07
<b>Peça 3</b>			
1,15 m	2,48E+05	2,18E+03	2,50E+05
2 m	3,00E+05	3,02E+03	3,03E+05
3 m	3,09E+05	4,36E+03	3,13E+05
4 m	2,33E+05	3,61E+03	2,37E+05
5 m	2,06E+05	3,67E+03	2,10E+05
6 m	2,38E+05	1,52E+03	2,40E+05
7 m	2,89E+05	2,35E+03	2,91E+05
8 m	1,90E+05	1,78E+04	2,07E+05
8,7 m	1,06E+04	1,97E+03	1,26E+04
<b>Peça 4</b>			
1,15 m	2,49E+08	6,03E+06	2,55E+08
2 m	1,34E+08	8,34E+06	1,42E+08
3 m	1,44E+08	1,20E+07	1,56E+08
4 m	1,13E+08	9,96E+06	1,23E+08
5 m	1,28E+08	1,01E+07	1,38E+08
6 m	1,46E+08	1,15E+07	1,57E+08
7 m	8,69E+06	9,74E+06	1,84E+07
8 m	1,54E+07	2,46E+07	4,00E+07
8,7 m	1,48E+06	2,71E+06	4,20E+06

Tabela 15 - Tensões diretas de cada peça da longarina em I

	Tensão direta y N/m <sup>2</sup>	Tensão direta x N/m <sup>2</sup>	Tensão direta total
Peça			
1	5,00E+08	1,26E+08	6,26E+08
2	8,74E+08	1,72E+08	1,05E+09
3	4,02E+08	7,92E+07	4,81E+08
4	4,02E+08	7,92E+07	4,81E+08

Tabela 16 - Tensões diretas de cada peça da longarina em caixão a 6 m da raiz da asa

## Anexo A2 - Tensões de corte

z [m]	Ponto 1	Ponto 2	Ponto 3
0,36	8,95E+06	2,00E+07	5,63E+06
1,08	1,10E+07	2,43E+07	6,70E+06
1,15	3,04E+06	1,63E+07	1,20E+06
2	3,58E+06	1,37E+07	1,24E+06
3	2,98E+06	1,26E+07	1,04E+06
4	2,40E+06	1,03E+07	8,40E+05
5	2,70E+06	8,83E+06	9,20E+05
6	2,19E+06	2,85E+07	4,26E+06
6	6,53E+06	5,79E+06	4,83E+06
7	6,06E+06	8,97E+06	7,04E+05
8	2,02E+06	8,61E+06	4,91E+05
8,7	3,88E+05	1,35E+06	9,48E+04

Tabela 17 - Tensões de corte total para cada peça em vários pontos da envergadura

## Anexo B - Flaperon

z [m]	Sy [N]	Sx [N]
0	2059,91	21,81
0,27	2075,00	27,30
1	75,00	27,30
1,5	46,44	16,90
2,5	46,44	16,90
3,5	46,44	16,90
4,5	46,44	16,90
5,5	46,44	16,90
6,5	46,44	16,90
7,5	46,44	16,90
8,5	46,44	16,90

Tabela 18 - Forças resultantes nos apoios do flaperon

	Tensão direta y N/m <sup>2</sup>	Tensão direta x N/m <sup>2</sup>	Tensão direta total
<b>Peça 1</b>			
0 [m]	5,88E+08	4,05E+08	9,93E+08
0,27 [m]	3,53E+08	4,23E+08	7,77E+08
1 [m]	2,51E+08	6,80E+08	9,31E+08
1,5 [m]	2,51E+08	7,88E+08	1,04E+09
2,5 [m]	2,42E+08	7,81E+08	1,02E+09
3,5 [m]	2,36E+08	7,47E+08	9,83E+08
4,5 [m]	2,27E+08	7,24E+08	9,51E+08
5,5 [m]	2,44E+08	6,51E+08	8,95E+08
6,5 [m]	3,04E+08	6,66E+08	9,70E+08
7,5 [m]	3,21E+08	7,00E+08	1,02E+09
8,5 [m]	6,31E+06	9,80E+06	1,61E+07
<b>Peça 2</b>			
0 [m]	6,07E+08	4,05E+08	1,01E+09
0,27 [m]	3,67E+08	4,23E+08	7,91E+08
1 [m]	2,63E+08	6,80E+08	9,43E+08
1,5 [m]	2,63E+08	7,88E+08	1,05E+09
2,5 [m]	2,54E+08	7,81E+08	1,04E+09
3,5 [m]	2,48E+08	7,47E+08	9,95E+08
4,5 [m]	2,40E+08	7,24E+08	9,64E+08
5,5 [m]	2,59E+08	6,51E+08	9,11E+08
6,5 [m]	3,25E+08	6,66E+08	9,91E+08
7,5 [m]	3,21E+08	7,00E+08	1,02E+09
8,5 [m]	6,31E+06	9,80E+06	1,61E+07
<b>Peça 3</b>			
0 [m]	5,16E+08	4,05E+08	9,21E+08
0,27 [m]	2,98E+08	4,23E+08	7,21E+08
1 [m]	2,24E+08	6,80E+08	9,04E+08
1,5 [m]	2,24E+08	7,88E+08	1,01E+09
2,5 [m]	2,15E+08	7,81E+08	9,96E+08
3,5 [m]	2,07E+08	7,47E+08	9,54E+08
4,5 [m]	1,97E+08	7,24E+08	9,21E+08
5,5 [m]	2,20E+08	6,51E+08	8,71E+08
6,5 [m]	2,86E+08	6,66E+08	9,52E+08
7,5 [m]	2,70E+08	7,00E+08	9,70E+08
8,5 [m]	4,98E+06	9,80E+06	1,48E+07

Tabela 19 - Tensões diretas de cada peça da longarina secundária ao longo da envergadura

z [m]	Ponto 2
0 [m]	1,85E+07
0,27 [m]	1,74E+07
1 [m]	1,08E+06
1,5 [m]	6,55E+05
2,5 [m]	6,83E+05
3,5 [m]	7,56E+05
4,5 [m]	8,18E+05
5,5 [m]	1,28E+06
6,5 [m]	2,29E+06
7,5 [m]	2,81E+06
8,5 [m]	4,04E+06

Tabela 20 - Tensões de corte da longarina secundária ao longo da envergadura

## Anexo C - Casca

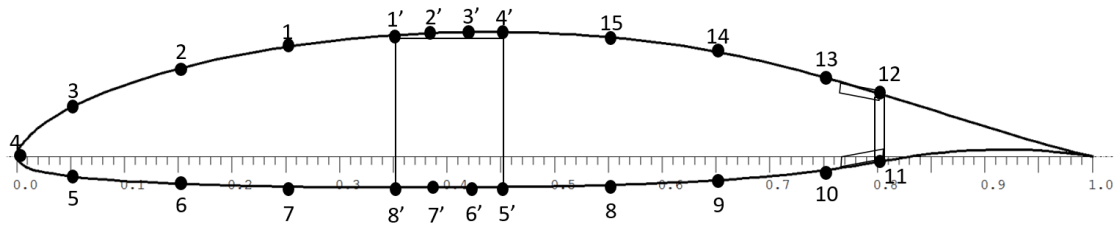


Figura 45 - Distribuição dos booms ao longo do perfil

z [m]	0,36	1	1,15	2	3	4	5	6	7	8	8,7
q12,13	2,23E+08	1,99E+08	1,95E+08	1,71E+08	1,42E+08	1,12E+08	8,41E+07	5,61E+07	3,50E+07	1,35E+07	1,09E+06
q13,14	2,24E+08	2,01E+08	1,97E+08	1,73E+08	1,44E+08	1,14E+08	8,61E+07	5,70E+07	3,83E+07	1,57E+07	1,57E+06
q14,15	2,28E+08	2,05E+08	2,01E+08	1,77E+08	1,49E+08	1,18E+08	9,04E+07	6,02E+07	4,46E+07	1,97E+07	2,47E+06
q15,4'	2,32E+08	2,11E+08	2,05E+08	1,83E+08	1,55E+08	1,23E+08	9,60E+07	6,48E+07	5,23E+07	2,47E+07	3,57E+06
q4',3'	2,70E+08	2,52E+08	2,55E+08	2,18E+08	1,85E+08	1,48E+08	1,16E+08	7,99E+07	6,19E+07	2,95E+07	4,67E+06
q3',2'	3,46E+08	3,32E+08	3,54E+08	2,86E+08	2,42E+08	1,93E+08	1,51E+08	1,06E+08	7,29E+07	3,37E+07	5,67E+06
q2',1'	4,16E+08	4,06E+08	4,45E+08	3,50E+08	2,94E+08	2,36E+08	1,84E+08	1,30E+08	8,35E+07	3,77E+07	6,65E+06
q1',1	4,49E+08	4,43E+08	4,88E+08	3,81E+08	3,21E+08	2,58E+08	2,02E+08	1,43E+08	9,18E+07	4,18E+07	7,58E+06
q1,2	4,56E+08	4,51E+08	4,96E+08	3,89E+08	3,29E+08	2,64E+08	2,08E+08	1,48E+08	1,00E+08	4,72E+07	8,77E+06
q2,3	4,58E+08	4,55E+08	4,99E+08	3,92E+08	3,32E+08	2,67E+08	2,11E+08	1,48E+08	1,06E+08	5,08E+07	9,57E+06
q3,4	4,38E+08	4,34E+08	4,74E+08	3,74E+08	3,16E+08	2,54E+08	2,00E+08	1,39E+08	1,01E+08	4,86E+07	9,04E+06
q4,5	4,53E+08	4,51E+08	4,94E+08	3,87E+08	3,28E+08	2,63E+08	2,06E+08	1,40E+08	1,05E+08	5,05E+07	9,47E+06
q5,6	4,49E+08	4,47E+08	4,89E+08	3,81E+08	3,22E+08	2,58E+08	2,00E+08	1,32E+08	1,01E+08	4,80E+07	8,92E+06
q6,7	4,42E+08	4,40E+08	4,82E+08	3,72E+08	3,13E+08	2,51E+08	1,92E+08	1,20E+08	9,44E+07	4,40E+07	8,03E+06
q7,8'	4,35E+08	4,33E+08	4,74E+08	3,64E+08	3,03E+08	2,43E+08	1,84E+08	1,09E+08	8,75E+07	3,98E+07	7,08E+06
q8',7'	4,04E+08	3,98E+08	4,43E+08	3,36E+08	2,80E+08	2,24E+08	1,70E+08	1,02E+08	8,08E+07	3,66E+07	6,35E+06
q7',6'	3,39E+08	3,27E+08	3,78E+08	2,80E+08	2,36E+08	1,89E+08	1,46E+08	9,73E+07	7,21E+07	3,34E+07	5,57E+06
q6',5'	2,75E+08	2,56E+08	3,12E+08	2,24E+08	1,92E+08	1,53E+08	1,22E+08	9,22E+07	6,35E+07	3,02E+07	4,81E+06
q5',8	2,40E+08	2,17E+08	2,75E+08	1,93E+08	1,65E+08	1,32E+08	1,07E+08	8,42E+07	5,57E+07	2,65E+07	3,94E+06
q8,9	2,34E+08	2,11E+08	2,69E+08	1,85E+08	1,57E+08	1,25E+08	9,86E+07	7,34E+07	4,88E+07	2,22E+07	2,99E+06
q9,10	2,29E+08	2,05E+08	2,64E+08	1,77E+08	1,49E+08	1,18E+08	9,09E+07	6,30E+07	4,21E+07	1,80E+07	2,07E+06
q10,11	2,25E+08	2,01E+08	2,62E+08	1,72E+08	1,43E+08	1,13E+08	8,57E+07	5,57E+07	3,76E+07	1,52E+07	1,46E+06
q11,12	2,19E+08	1,96E+08	2,36E+08	1,67E+08	1,37E+08	1,08E+08	7,97E+07	4,90E+07	3,28E+07	1,24E+07	7,96E+05

Tabela 21 - Tensões de corte ao longo da envergadura e do perfil com fibras orientadas a 0° e 90°

<b>z [m]</b>	<b>0,36</b>	<b>1</b>	<b>1,15</b>	<b>2</b>	<b>3</b>	<b>4</b>	<b>5</b>	<b>6</b>	<b>7</b>	<b>8</b>	<b>8,7</b>
<b>q12,13</b>	3,04E+07	5,97E+07	3,57E+07	3,58E+07	3,96E+07	3,06E+07	2,05E+07	2,65E+07	4,85E+07	1,95E+07	1,53E+06
<b>q13,14</b>	7,30E+07	1,07E+08	7,85E+07	8,63E+07	8,95E+07	6,83E+07	5,70E+07	1,41E+07	7,60E+07	3,01E+07	2,33E+06
<b>q14,15</b>	1,36E+08	1,78E+08	1,42E+08	1,61E+08	1,64E+08	1,24E+08	1,11E+08	6,82E+07	1,17E+08	4,58E+07	3,53E+06
<b>q15,4'</b>	1,82E+08	2,28E+08	1,88E+08	2,16E+08	2,17E+08	1,65E+08	1,51E+08	1,07E+08	1,47E+08	5,72E+07	4,40E+06
<b>q4',3'</b>	1,96E+08	2,45E+08	2,02E+08	2,33E+08	2,35E+08	1,78E+08	1,64E+08	1,21E+08	1,57E+08	6,10E+07	4,68E+06
<b>q3',2'</b>	2,04E+08	2,53E+08	2,10E+08	2,43E+08	2,45E+08	1,85E+08	1,71E+08	1,28E+08	1,62E+08	6,30E+07	4,84E+06
<b>q2',1'</b>	1,91E+08	2,39E+08	1,97E+08	2,27E+08	2,29E+08	1,74E+08	1,60E+08	1,17E+08	1,54E+08	5,99E+07	4,60E+06
<b>q1',1</b>	1,87E+08	2,35E+08	1,93E+08	2,23E+08	2,25E+08	1,70E+08	1,56E+08	1,13E+08	1,51E+08	5,88E+07	4,52E+06
<b>q1,2</b>	1,52E+08	1,96E+08	1,58E+08	1,81E+08	1,83E+08	1,39E+08	1,26E+08	8,28E+07	1,28E+08	5,00E+07	3,85E+06
<b>q2,3</b>	9,32E+07	1,30E+08	9,85E+07	1,11E+08	1,14E+08	8,66E+07	7,49E+07	3,19E+07	8,96E+07	3,53E+07	2,73E+06
<b>q3,4</b>	3,14E+07	7,92E+06	2,65E+07	3,31E+07	2,60E+07	1,87E+07	2,54E+07	6,65E+07	1,82E+07	7,94E+06	6,39E+05
<b>q4,5</b>	1,66E+08	1,58E+08	1,62E+08	1,92E+08	1,82E+08	1,37E+08	1,39E+08	1,79E+08	7,01E+07	2,60E+07	2,04E+06
<b>q5,6</b>	2,20E+08	2,18E+08	2,16E+08	2,56E+08	2,46E+08	1,84E+08	1,85E+08	2,25E+08	1,05E+08	3,93E+07	3,06E+06
<b>q6,7</b>	2,40E+08	2,40E+08	2,36E+08	2,80E+08	2,69E+08	2,02E+08	2,03E+08	2,43E+08	1,18E+08	4,44E+07	3,45E+06
<b>q7,8'</b>	2,47E+08	2,48E+08	2,43E+08	2,88E+08	2,78E+08	2,09E+08	2,09E+08	2,50E+08	1,23E+08	4,64E+07	3,59E+06
<b>q8',7'</b>	2,50E+08	2,52E+08	2,46E+08	2,93E+08	2,83E+08	2,12E+08	2,13E+08	2,53E+08	1,26E+08	4,74E+07	3,66E+06
<b>q7',6'</b>	2,50E+08	2,51E+08	2,45E+08	2,92E+08	2,82E+08	2,12E+08	2,13E+08	2,53E+08	1,26E+08	4,74E+07	3,66E+06
<b>q6',5'</b>	2,49E+08	2,51E+08	2,45E+08	2,92E+08	2,82E+08	2,12E+08	2,13E+08	2,53E+08	1,26E+08	4,74E+07	3,65E+06
<b>q5',8</b>	2,50E+08	2,51E+08	2,46E+08	2,93E+08	2,82E+08	2,12E+08	2,13E+08	2,53E+08	1,26E+08	4,74E+07	3,65E+06
<b>q8,9</b>	2,46E+08	2,47E+08	2,42E+08	2,87E+08	2,77E+08	2,08E+08	2,09E+08	2,49E+08	1,23E+08	4,61E+07	3,56E+06
<b>q9,10</b>	2,33E+08	2,32E+08	2,29E+08	2,71E+08	2,61E+08	1,96E+08	1,97E+08	2,37E+08	1,14E+08	4,27E+07	3,30E+06
<b>q10,11</b>	2,07E+08	2,04E+08	2,03E+08	2,41E+08	2,30E+08	1,73E+08	1,74E+08	2,14E+08	9,66E+07	3,61E+07	2,81E+06
<b>q11,12</b>	1,88E+08	1,82E+08	1,84E+08	2,18E+08	2,07E+08	1,56E+08	1,57E+08	1,98E+08	8,38E+07	3,12E+07	2,44E+06

*Tabela 22 - Tensões diretas totais ao longo da envergadura e do perfil com orientação a 0° e 90°*

z [m]	0,36	1	1,15	2	3	4	5	6	7	8	8,7
q12,13	7,87E+06	2,22E+07	1,03E+07	1,13E+07	1,45E+07	1,14E+07	7,40E+06	-1,33E+07	2,29E+07	9,19E+06	6,86E+05
q13,14	3,01E+07	4,69E+07	3,26E+07	3,74E+07	4,02E+07	3,07E+07	2,60E+07	5,18E+06	3,68E+07	1,45E+07	1,10E+06
q14,15	6,36E+07	8,41E+07	6,63E+07	7,67E+07	7,87E+07	5,98E+07	5,39E+07	3,28E+07	5,77E+07	2,25E+07	1,72E+06
q15,4'	8,82E+07	1,11E+08	9,09E+07	1,05E+08	1,07E+08	8,10E+07	7,43E+07	5,30E+07	7,30E+07	2,84E+07	2,17E+06
q4',3'	9,73E+07	1,21E+08	1,00E+08	1,16E+08	1,17E+08	8,87E+07	8,16E+07	6,01E+07	7,83E+07	3,05E+07	2,34E+06
q3',2'	1,02E+08	1,26E+08	1,05E+08	1,21E+08	1,22E+08	9,26E+07	8,53E+07	6,38E+07	8,11E+07	3,15E+07	2,42E+06
q2',1'	9,56E+07	1,19E+08	9,84E+07	1,14E+08	1,15E+08	8,70E+07	7,99E+07	5,83E+07	7,70E+07	2,99E+07	2,30E+06
q1',1	9,36E+07	1,17E+08	9,64E+07	1,11E+08	1,12E+08	8,52E+07	7,81E+07	5,65E+07	7,56E+07	2,94E+07	2,26E+06
q1,2	7,62E+07	9,78E+07	7,90E+07	9,05E+07	9,17E+07	6,96E+07	6,29E+07	4,14E+07	6,41E+07	2,50E+07	1,93E+06
q2,3	4,66E+07	6,48E+07	4,93E+07	5,53E+07	5,68E+07	4,33E+07	3,74E+07	1,60E+07	4,48E+07	1,76E+07	1,36E+06
q3,4	8,81E+06	3,08E+06	6,35E+06	1,04E+07	7,98E+06	5,63E+06	9,90E+06	3,11E+07	9,09E+06	3,97E+06	3,19E+05
q4,5	7,54E+07	7,10E+07	7,31E+07	8,91E+07	8,55E+07	6,41E+07	6,64E+07	8,73E+07	3,35E+07	1,23E+07	9,31E+05
q5,6	1,03E+08	1,02E+08	1,01E+08	1,22E+08	1,18E+08	8,85E+07	8,99E+07	1,11E+08	5,11E+07	1,91E+07	1,45E+06
q6,7	1,15E+08	1,15E+08	1,13E+08	1,36E+08	1,31E+08	9,85E+07	9,94E+07	1,20E+08	5,82E+07	2,18E+07	1,66E+06
q7,8'	1,20E+08	1,21E+08	1,18E+08	1,41E+08	1,37E+08	1,03E+08	1,03E+08	1,24E+08	6,11E+07	2,29E+07	1,75E+06
q8',7'	1,24E+08	1,25E+08	1,22E+08	1,45E+08	1,40E+08	1,05E+08	1,06E+08	1,26E+08	6,29E+07	2,36E+07	1,81E+06
q7',6'	1,24E+08	1,25E+08	1,22E+08	1,45E+08	1,41E+08	1,06E+08	1,06E+08	1,26E+08	6,29E+07	2,36E+07	1,82E+06
q6',5'	1,25E+08	1,25E+08	1,23E+08	1,46E+08	1,41E+08	1,06E+08	1,06E+08	1,27E+08	6,31E+07	2,37E+07	1,82E+06
q5',8	1,25E+08	1,26E+08	1,23E+08	1,46E+08	1,41E+08	1,06E+08	1,06E+08	1,27E+08	6,31E+07	2,37E+07	1,83E+06
q8,9	1,23E+08	1,23E+08	1,21E+08	1,44E+08	1,38E+08	1,04E+08	1,04E+08	1,24E+08	6,14E+07	2,31E+07	1,78E+06
q9,10	1,16E+08	1,16E+08	1,14E+08	1,36E+08	1,30E+08	9,80E+07	9,84E+07	1,18E+08	5,69E+07	2,13E+07	1,65E+06
q10,11	1,04E+08	1,02E+08	1,02E+08	1,20E+08	1,15E+08	8,64E+07	8,71E+07	1,07E+08	4,83E+07	1,81E+07	1,41E+06
q11,12	9,39E+07	9,10E+07	9,18E+07	1,09E+08	1,04E+08	7,78E+07	7,87E+07	9,88E+07	4,19E+07	1,56E+07	1,22E+06

Tabela 23 - Tensões de corte ao longo da envergadura e perfil com fibras orientadas a 45° e -45°

z [m]	0,36	1	1,15	2	3	4	5	6	7	8	8,7
q12,13	4,45E+08	3,97E+08	3,91E+08	3,41E+08	2,83E+08	2,23E+08	1,68E+08	1,12E+08	6,99E+07	2,71E+07	2,17E+06
q13,14	4,49E+08	4,02E+08	3,94E+08	3,45E+08	2,88E+08	2,27E+08	1,72E+08	1,14E+08	7,65E+07	3,14E+07	3,13E+06
q14,15	4,55E+08	4,11E+08	4,01E+08	3,54E+08	2,98E+08	2,36E+08	1,81E+08	1,20E+08	1,17E+08	4,58E+07	4,93E+06
q15,4'	4,63E+08	4,21E+08	4,11E+08	3,65E+08	3,10E+08	2,46E+08	1,92E+08	1,30E+08	1,47E+08	5,72E+07	7,13E+06
q4',3'	5,40E+08	5,04E+08	5,10E+08	4,37E+08	3,71E+08	2,96E+08	2,32E+08	1,60E+08	1,57E+08	6,10E+07	9,35E+06
q3',2'	6,92E+08	6,64E+08	7,07E+08	5,73E+08	4,83E+08	3,87E+08	3,02E+08	2,13E+08	1,62E+08	6,73E+07	1,13E+07
q2',1'	8,32E+08	8,13E+08	8,90E+08	7,00E+08	5,88E+08	4,72E+08	3,68E+08	2,61E+08	1,67E+08	7,55E+07	1,33E+07
q1',1	8,99E+08	8,85E+08	9,77E+08	7,62E+08	6,42E+08	5,15E+08	4,03E+08	2,87E+08	1,84E+08	8,36E+07	1,52E+07
q1,2	9,12E+08	9,02E+08	9,92E+08	7,78E+08	6,58E+08	5,29E+08	4,16E+08	2,96E+08	2,01E+08	9,43E+07	1,75E+07
q2,3	9,16E+08	9,10E+08	9,98E+08	7,84E+08	6,65E+08	5,35E+08	4,22E+08	2,96E+08	2,12E+08	1,02E+08	1,91E+07
q3,4	8,77E+08	8,67E+08	9,49E+08	7,47E+08	6,33E+08	5,08E+08	4,00E+08	2,78E+08	2,02E+08	9,73E+07	1,81E+07
q4,5	9,07E+08	9,02E+08	9,88E+08	7,74E+08	6,55E+08	5,27E+08	4,13E+08	2,81E+08	2,10E+08	1,01E+08	1,89E+07
q5,6	8,98E+08	8,94E+08	9,78E+08	7,62E+08	6,43E+08	5,17E+08	4,01E+08	2,63E+08	2,02E+08	9,60E+07	1,78E+07
q6,7	8,84E+08	8,79E+08	9,63E+08	7,45E+08	6,25E+08	5,01E+08	3,84E+08	2,43E+08	1,89E+08	8,81E+07	1,61E+07
q7,8'	8,70E+08	8,65E+08	9,49E+08	7,27E+08	6,07E+08	4,86E+08	3,67E+08	2,50E+08	1,75E+08	7,96E+07	1,42E+07
q8',7'	8,07E+08	7,96E+08	8,86E+08	6,71E+08	5,60E+08	4,48E+08	3,39E+08	2,53E+08	1,62E+08	7,32E+07	1,27E+07
q7',6'	6,78E+08	6,54E+08	7,56E+08	5,60E+08	4,72E+08	3,77E+08	2,92E+08	2,53E+08	1,44E+08	6,68E+07	1,11E+07
q6',5'	5,49E+08	5,11E+08	6,24E+08	4,49E+08	3,83E+08	3,06E+08	2,45E+08	2,53E+08	1,27E+08	6,04E+07	9,61E+06
q5',8	4,79E+08	4,34E+08	5,51E+08	3,85E+08	3,31E+08	2,63E+08	2,13E+08	2,53E+08	1,26E+08	5,29E+07	7,88E+06
q8,9	4,68E+08	4,21E+08	5,39E+08	3,70E+08	3,14E+08	2,49E+08	2,07E+08	2,47E+08	1,22E+08	4,57E+07	5,97E+06
q9,10	4,57E+08	4,09E+08	5,28E+08	3,55E+08	2,98E+08	2,36E+08	1,93E+08	2,34E+08	1,12E+08	4,20E+07	4,14E+06
q10,11	4,50E+08	4,01E+08	5,24E+08	3,45E+08	2,87E+08	2,26E+08	1,71E+08	2,11E+08	9,43E+07	3,51E+07	2,92E+06
q11,12	4,38E+08	3,91E+08	4,73E+08	3,33E+08	2,74E+08	2,16E+08	1,59E+08	1,93E+08	8,11E+07	3,01E+07	2,28E+06

Tabela 24 - Tensões diretas totais ao longo da envergadura e do perfil com fibras orientadas a 45° e -45°

# Anexo D - Análise estrutural

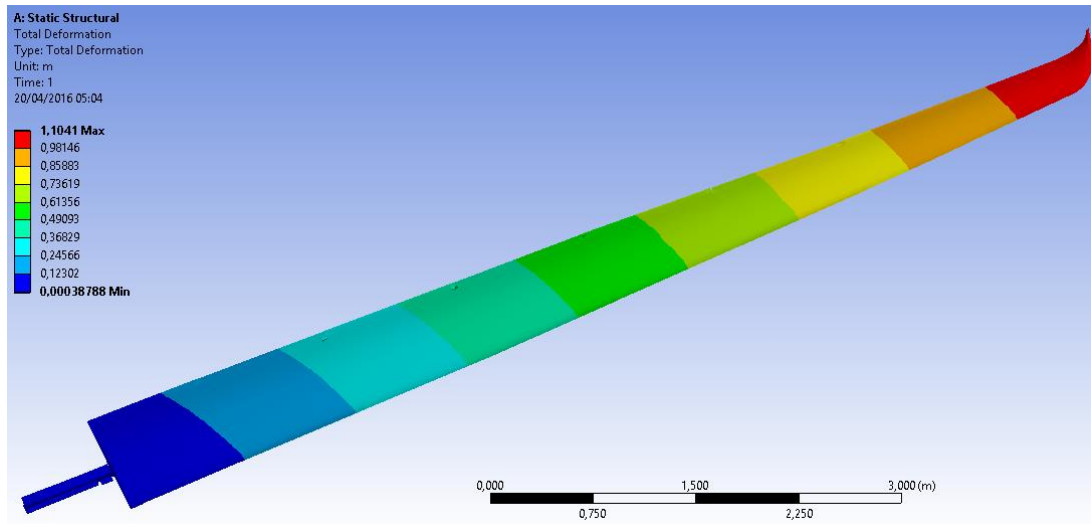


Figura 46 - Deformação da asa a partir da seção a 1,15 da raiz da asa