



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Engenharia

Dimensionamento estrutural de um novo ultraligeiro

Ângelo Gomes Pereira Silva Galvão

Dissertação para a obtenção do Grau de Mestre em
Engenharia Aeronáutica
(Ciclo de estudos integrados)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

Covilhã, junho de 2016

Agradecimentos

Quero agradecer à minha família pelo o apoio incondicional que sempre me deram.

Ao Prof. Dr. Pedro Gamboa, pela sua total disponibilidade, ajuda e paciência, que me proporcionou durante estes meses de trabalho.

A todos os Professores, que contribuíram na minha formação como estudante e como pessoa.

A todos os meus amigos, que me apoiaram e me ajudaram de uma forma ou de outra, acabando por tornar os últimos 6 anos muito mais fáceis.

À Covilhã, por me ter acolhido e me ter possibilitado novas experiências.

Resumo

Esta dissertação consiste no estudo conceptual da estrutura e no dimensionamento estrutural do novo ultraligeiro de alta velocidade da empresa *Eurosportaircraft*. A dissertação do Eng. Luís Ferreira, onde foi feito um estudo preliminar da aeronave, e as normas *CS-VLA* serviram de guias a esta dissertação. Após o estudo conceptual da asa, das empenagens e da fuselagem, foram feitos cálculos preliminares estruturais de modo a obter-se um ponto de partida dimensional das mesmas, através do uso do *software* de cálculo numérico *Matlab*. Após o cálculo, procedeu-se à simulação e otimização da estrutura, através do uso do *Ansys*, que é um *software* de simulação para engenharia, que utiliza métodos de elementos finitos para resolução de problemas, a fim de se obter os melhores resultados possíveis. Os resultados obtidos foram satisfatórios pois, quer os requisitos estruturais de voo, quer os limites de peso da aeronave foram cumpridos.

Palavras Chave

Estruturas; aeronave; ultraligeiro; condições de voo; dimensionamento; tensão; momentos; forças.

Abstract

This thesis consists on the conceptual study and structural dimensioning of *Eurosportaircraft's* new very light airplane. The dissertation of Eng. Luís Ferreira, where the preliminary study of the airplane was made, and *CS-VLA* certifications, were the basis for this thesis. After the conceptual study of the wing, the empennagens and the fuselage, preliminary structural calculations were made to obtain a dimensional starting point, using the numerical computing environment, *Matlab*. With those starting points, we proceeded to simulate and optimize the structure, using *Ansys*, which is a simulating software for engineering that uses finite element methods, to obtain the best possible results. The desirable results were obtained because the limits of weight and the flight structural requirements of the airplane were met.

Keywords

Structures; very light airplane; flight conditions; dimensioning; tension; moments; forces.

Índice

1	Introdução	1
1.1	Prefácio	1
1.2	Enquadramento da dissertação	2
1.3	Objectivos	2
1.4	Estrutura da tese	2
2	Estado da Arte	5
2.1	Estrutura	5
2.1.1	Tipos de estruturas	5
2.1.2	Asa	7
2.1.3	Fuselagem	9
2.1.4	Empenagens	9
2.2	Materiais	10
2.2.1	Materiais compósitos	10
2.2.2	Espumas estruturais	12
2.2.3	Materiais <i>sandwich</i>	13
2.3	Exemplos de estruturas em compósito	13
2.3.1	Asa	13
2.3.2	Fuselagem	15
2.4	Aeronaves	16
2.4.1	<i>Blackwing Sweden Ab</i>	16
2.4.2	<i>Anequim CEA-311</i>	16
3	Concepção estrutural da aeronave	19
3.1	Asa	20
3.1.1	Longarina principal	20
3.1.2	Longarina secundária	23
3.1.3	Casca	23
3.1.4	Nervuras	24
3.2	Fuselagem	25
3.2.1	Casca	25
3.2.2	Cavernas	25
3.3	Empenagem horizontal	26
3.3.1	Longarina	26
3.3.2	Casca	26
3.3.3	Nervuras	26
3.4	Empenagem vertical	27
3.4.1	Longarina	27
3.4.2	Casca	27

3.5	Pinos de acoplamento	27
3.5.1	Contatos	27
3.5.2	Pinos	30
3.6	Trem de aterragem	30
4	Cálculo Preliminar	31
4.1	Diagrama n-V	31
4.2	Asa	33
4.2.1	Forças impostas	33
4.2.2	Longarina principal	36
4.2.3	Casca	39
4.2.4	Longarina secundária	43
4.3	Empenagem Horizontal	45
4.3.1	Cargas	45
4.3.2	Longarina	50
4.3.3	Casca	51
4.4	Empenagem Vertical	52
4.4.1	Cargas	52
4.5	Fuselagem	53
4.5.1	Peso e Centragem	53
4.5.2	Casca	53
4.5.3	Cavernas	55
4.6	Pinos de acoplamento	55
4.6.1	Reações nos pinos	55
4.6.2	Dimensionamento dos pinos	58
4.7	Círculo de Mohr	61
4.7.1	Casca da Asa	61
5	Simulação e análise da estrutura	63
5.1	Asa	64
5.1.1	Caso analítico	65
5.1.2	Caso final	66
5.2	Empenagem horizontal	72
5.2.1	Caso analítico	73
5.2.2	Caso final	74
5.3	Fuselagem	79
5.3.1	Caso analítico	79
5.3.2	Caso final	82
5.4	Peça de contato	85
5.5	Resultado final	87
6	Conclusões e trabalhos futuros	91
7	Bibliografia	93

Lista de Figuras

2.1	Estrutura monocoque vs estrutura semimonocoque [6].	6
2.2	Estrutura tipo treliça [7].	6
2.3	Exemplo de uma estrutura de asa [10].	7
2.4	Diferentes tipos de nervuras [11]	8
2.5	Exemplo de uma cauda de uma aeronave [12]	10
2.6	Tipos de distribuição de fibras [17]	12
2.7	Exemplo de um material <i>sandwich</i> [19].	13
2.8	Exemplo de asas em compósito.	14
2.9	Exemplo de fuselagens em compósito.	15
2.10	<i>Blackwing Ultra RG</i> [25]	16
2.11	<i>Anequim CEA-31</i> [26]	17
3.1	Ultraligeiro <i>Speedster</i>	19
3.2	Longarina em caixão.	22
3.3	Longarina em C.	23
3.4	Vista Isométrica da casca.	24
3.5	Nervura da raiz da asa.	24
3.6	Vista isométrica da fuselagem.	25
3.7	Secção transversal da fuselagem.	25
3.8	Empenagem horizontal, semi-envergadura.	26
3.9	Asa. Zonas de união por pinos.	27
3.10	Empenagem horizontal. Zonas de união por pinos.	28
3.11	Fuselagem. Zonas de união por pinos.	28
3.12	Peça de contato.	29
4.1	Sistema de eixos coordenados.	31
4.2	Diagrama n-V.	32
4.3	Secções da asa e respectivas cordas [mm].	36
4.4	Longarina principal da asa.	37
4.5	Exemplo de uma secção fechada.	42
4.6	Longarina secundária.	45
4.7	Cargas de balanceamento [33].	46
4.8	Diagrama para a obtenção do K_w [30].	47
4.9	Distribuição da carga pela corda.	49
4.10	Secções da empenagem horizontal e respectivas cordas [mm].	49
4.11	Secções da fuselagem.	54
4.12	Equilíbrio na longarina principal da asa.	56
4.13	Equilíbrio na nervura da raiz da asa.	56
4.14	Equilíbrio na longarina da empenagem horizontal.	56

4.15	Equilíbrio na nervura da raiz da empenagem horizontal.	57
4.16	Configuração entre o pino, o casquilho e a nervura	58
4.17	Zonas de acoplamento	60
5.1	Deformação total da configuração inicial da asa.	66
5.2	Asa final. Deformação total.	68
5.3	Asa final. Intensidade de tensão.	68
5.4	Núcleos de madeira da nervura da raiz	70
5.5	Núcleos de madeira da longarina principal	71
5.6	Intensidade de tensões.	72
5.7	Empenagem horizontal inicial. Deformação total	74
5.8	Empenagem horizontal final. Deformação total	75
5.9	Empenagem horizontal final. Intensidade de tensão	75
5.10	Núcleo de madeira da nervura da raiz	77
5.11	Núcleo de madeira da longarina	78
5.12	Cavernas da fuselagem	81
5.13	Longerons da fuselagem	81
5.14	Fuselagem inicial. Deformação total	82
5.15	Caverna 7. Secção 7	83
5.16	Fuselagem final. Deformação total.	84
5.17	Fuselagem final. Intensidade de tensão	84
5.18	Dimensões da peça de contacto, [mm]	86
5.19	Tensão equivalente de Von Mises	86
5.20	Orientações das camadas	90
7.1	Aeronave. <i>Design</i> conceptual	131
7.2	Asa final. Tensão direta em x	133
7.3	Asa final. Tensão direta em y	133
7.4	Asa final. Tensão direta em z	134
7.5	Asa final. Tensão de corte no plano xy	134
7.6	Asa final. Tensão de corte no plano yz	135
7.7	Asa final. Tensão de corte no plano xz	135
7.8	Tensão direta em x	136
7.9	Tensão direta em y	136
7.10	Tensão direta em z	137
7.11	Tensão de corte no plano xy	137
7.12	Tensão de corte no plano yz	138
7.13	Tensão de corte no plano xz	138
7.14	Empenagem horizontal final. Tensão direta em x	139
7.15	Empenagem horizontal final. Tensão direta em y	139
7.16	Empenagem horizontal final. Tensão direta em z	140
7.17	Empenagem horizontal final. Tensão de corte no plano xy	140
7.18	Empenagem horizontal final. Tensão de corte no plano yz	141
7.19	Empenagem horizontal final. Tensão de corte no plano xz	141
7.20	Fuselagem final. Tensão direta em x	142
7.21	Fuselagem final. Tensão direta em y.	142
7.22	Fuselagem final. Tensão direta em z.	143

7.23 Fuselagem final. Tensão de corte no plano xy.	143
7.24 Fuselagem final. Tensão de corte no plano yz.	144
7.25 Fuselagem final. Tensão de corte no plano xz	144

Lista de Tabelas

3.1	Peso dos componentes $[N]$	19
3.2	Características mecânicas dos principais tipos de fibras pultrudidas.	20
3.3	Características mecânicas dos principais tecidos compósito $[0/90]$	21
3.4	Características mecânicas do <i>Rohacell 71 A</i> e do <i>Airex C70 75</i>	22
3.5	Características mecânicas das principais madeiras usadas em aeronáutica.	23
3.6	Características mecânicas do alumínio <i>6061 T6</i> e do alumínio <i>7050 T6</i>	29
3.7	Diferentes classes de pinos.	30
4.1	Dados gerais da aeronave.	31
4.2	Pontos críticos do diagrama n - V , V $[m/s]$	32
4.3	Coeficiente de sustentação, z_{env} $[mm]$	33
4.4	Coeficiente de arrasto, z_{env} $[mm]$	33
4.5	Coeficiente de momento, z_{env} $[mm]$	33
4.6	Centro de pressões, z_{env} $[mm]$, x_{cp} $[\%]$	33
4.7	Força distribuída na asa, c $[mm]$, z_{env} $[mm]$, δL $[N/mm]$	34
4.8	Força de corte na asa, c $[mm]$, z_{env} $[mm]$, S_y $[N]$	35
4.9	Momento fletor na asa, c $[mm]$, z_{env} $[mm]$, M_x $[N.mm]$	35
4.10	Momento torsor na asa, c $[mm]$, z_{env} $[mm]$, M_t $[N.mm]$	35
4.11	Dimensões da longarina principal, b $[mm]$, t $[mm]$, σ $[N/mm^2]$, τ $[N/mm^2]$	39
4.12	Posições iniciais z_i $[mm]$ e finais z_f $[mm]$ das superfícies hipersustentadoras, c_h/c $[\%]$	40
4.13	Secções da asa, c $[mm]$, t_d $[mm]$, x $[mm]$, y $[mm]$, σ_{z_i} $[N/mm^2]$, τ_i $[N/mm^2]$	43
4.14	Reações nos suportes das superfícies hipersustentadoras, S_y $[N]$, z_{env} $[mm]$, M_x $[N.mm]$	44
4.15	Dimensões da longarina secundária, b $[mm]$, t $[mm]$, σ $[N/mm^2]$, τ $[N/mm^2]$	45
4.16	Dados da empenagem horizontal.	46
4.17	Cargas na empenagem horizontal, w $[N/mm]$	48
4.18	Força distribuída na empenagem horizontal, c_{eh} $[mm]$, z_{eh} $[mm]$, L_{eh} $[N/mm]$	50
4.19	Força de corte na empenagem horizontal, c_{eh} $[mm]$, z_{eh} $[mm]$, $S_{y_{eh}}$ $[N]$	50
4.20	Momento fletor na empenagem horizontal, c_{eh} $[mm]$, z_{eh} $[mm]$, $M_{x_{eh}}$ $[N.mm]$	50
4.21	Momento torsor na empenagem horizontal, c_{eh} $[mm]$, z_{eh} $[mm]$, $M_{t_{eh}}$ $[N.mm]$	50
4.22	Dimensões da longarina, z_{env} $[mm]$, b $[mm]$, t $[mm]$, σ $[N/mm^2]$, τ $[N/mm^2]$	51
4.23	Secções da empenagem horizontal, z_{env} $[mm]$, b $[mm]$, t $[mm]$, σ $[N/mm^2]$, τ $[N/mm^2]$	51
4.24	Dados da empenagem vertical.	52
4.25	Cargas na empenagem vertical, w $[N/mm]$	52
4.26	Distribuição dos componentes, S_y $[N]$, z $[mm]$, M_x $[N.mm]$	53
4.27	Secções da fuselagem z $[mm]$, t $[mm]$, x $[mm]$, y $[mm]$, σ_{z_i} $[N/mm^2]$, τ_i $[N/mm^2]$	55

4.28	Reações nos pontos de acoplamento, $[N]$	57
4.29	Tensões entre as zonas de acoplamento, d $[mm]$ e l $[mm]$, σ $[N/mm^2]$, τ $[N/mm^2]$	60
4.30	Casca da asa - rotação, c $[mm]$, t_d $[mm]$, x $[mm]$, y $[mm]$, σ $[N/mm^2]$, τ_i $[N/mm^2]$, θ $[^\circ]$	62
5.1	Largura das zonas de acoplamento da asa, m $[mm]$	65
5.2	Largura das zonas de acoplamento da empenagem horizontal, m $[mm]$	73
7.1	Secção da asa, $c = 1160.00$ mm e $t_d = 0.80$ mm	97
7.2	Secção da asa, $c = 1112.30$ mm e $t_d = 0.50$ mm	99
7.3	Secção da asa, $c = 1036.20$ mm e $t_d = 0.50$ mm	100
7.4	Secção da asa, $c = 960.00$ mm e $t_d = 0.40$ mm	101
7.5	Secção da asa, $c = 891.00$ mm e $t_d = 0.30$ mm	102
7.6	Secção da asa, $c = 823.50$ mm e $t_d = 0.30$ mm	103
7.7	Secção da asa, $c = 750.00$ mm e $t_d = 0.20$ mm	104
7.8	Secção da asa, $c = 673.00$ mm e $t_d = 0.10$ mm	105
7.9	Secção da asa, $c = 578.00$ mm e $t_d = 0.10$ mm	106
7.10	Secção da empenagem horizontal, $c = 687.00$ mm e $t = 0.10$ mm	107
7.11	Secção da empenagem horizontal, $c = 589.00$ mm e $t = 0.10$ mm	110
7.12	Secção da empenagem horizontal, $c = 589.00$ mm e $t = 0.10$ mm	113
7.13	Secção da fuselagem 1 - Fechada, $z = 1214.35$ mm , $t = 0.10$ mm	117
7.14	Secção da fuselagem 2 - Aberta, $z = 1724.35$ mm , $t = 0.10$ mm	118
7.15	Secção da fuselagem 3 - Aberta, $z = 2424.35$ mm , $t = 0.10$ mm	119
7.16	Secção da fuselagem 4 - Fechada, $z = 2789.35$ mm , $t = 0.10$ mm	120
7.17	Secção da fuselagem 5 - Aberta, $z = 3494.35$ mm , $t = 0.10$ mm	121
7.18	Secção da fuselagem 6 - Fechada, $z = 4131.85$ mm , $t = 0.10$ mm	122
7.19	Secção da asa com rotação, $c = 1160.00$ mm e $t_d = 0.20$ mm	123
7.20	Secção da asa com rotação, $c = 1112.30$ mm e $t_d = 0.20$ mm	125
7.21	Secção da asa com rotação, $c = 1036.20$ mm e $t_d = 0.10$ mm	126
7.22	Secção da asa com rotação, $c = 960.00$ mm e $t_d = 0.10$ mm	127
7.23	Secção da asa com rotação, $c = 891.00$ e $t_d = 0.10$	128
7.24	Secção da asa com rotação, $c = 823.50$ e $t_d = 0.10$	129
7.25	Secção da asa com rotação, $c = 750.00$ e $t_d = 0.10$	130

Nomenclatura

b Largura [mm]

c Corda da asa [mm]

ca Centro aerodinâmico [mm]

cg Centro de massa, centroíde [–]

cm Corda média [mm]

E Módulo elástico [N/mm^2]

F_c Fator de compósito [–]

F_s Fator de segurança [–]

g Aceleração gravítica [m/s]

I Momento de inércia [mm^4]

l_T Distância entre o centro aerodinâmico da empenagem e o centro de gravidade da aeronave [mm]

M Momento [$N.mm$]

n Fator de carga [–]

P Pressão [N/mm^2]

p_{din} Pressão dinâmica [N/mm^2]

P_∞ Pressão atmosférica [N/mm^2]

R_e Quociente entre módulos elásticos [–]

S Força de corte [N], Área em planta das superfícies hipersustentadoras [mm^2]

t Espessura [mm]

Ude Velocidade da rajada [m/s]

V Velocidade da aeronave [m/s]

W Peso [N]

w Carga distribuída [N/mm]

x_w Distância entre o centro aerodinâmico da empenagem e o centro de gravidade da aeronave
[mm]

z_{env} Posição ao longo da envergadura [mm]

δL Carga distribuída devido à sustentação [N/mm]

ρ Densidade ao nível do mar [kg/mm³]

σ Tensão direta [N/mm²]

τ Tensão de corte [N/mm²]

1 Introdução

1.1 Prefácio

Desde há muito tempo, um dos sonhos do Homem foi poder voar. Há mais de dois mil anos na China ocorreram os primeiros voos de um objeto denominado por papagaio. Este é constituído por uma superfície fina e uma espécie de rédea. Através da rédea, guia-se a face da superfície fina no ângulo correcto em relação ao vento, permitindo ao papagaio sustentar-se no ar. Alguns destes papagaios, conseguiam gerar sustentação suficiente para levantar um ser humano [1].

Leonardo da Vinci (1452-1519) era um artista, cientista, arquiteto, engenheiro e inventor italiano. Para além das diversas obras de pintura, projetos arquitetónicos e estudos científicos que elaborou, é também considerado um dos precursores da aviação. Nesta área projetou duas máquinas voadoras : o ornitóptero (uma máquina voadora baseada no voo dos morcegos) e o primeiro helicóptero. Vinci também projetou o paraquedas e o anemómetro (instrumento para medir a velocidade do vento) [2]. Estas ferramentas, atualmente, são muito utilizadas no ramo aeronáutico, sendo o paraquedas um utensílio de segurança comum em qualquer aeronave ultraligeira, e o anemómetro um instrumento de medição.

Dois séculos mais tarde, os irmãos Robert concretizaram os primeiros voos em balão a hidrogénio em 1783 em França, que permitiram conhecer as primeiras relações entre as propriedades da atmosfera e da altitude. Os irmãos Wright, por sua vez, construíram diversas aeronaves mais pesadas que o ar, no final do século XIX até ao início do século XX, são alguns exemplos [3].

Como vemos, o sonho de voar já existe há muito tempo. Nos últimos 100 anos, a aviação evoluiu exponencialmente, devido, principalmente, às grandes guerras que ocorreram neste período. O avanço tecnológico ao nível dos materiais, das estruturas e da aerodinâmica permitiram o desenvolvimento de diversos tipos de aeronaves mais pesadas que o ar.

Algumas décadas mais tarde começaram a surgir as primeiras companhias aéreas e o avião começou a subir em popularidade em relação aos demais meios de transporte. O baixo tempo e a comodidade das viagens, comparativamente aos restantes meios de transportes, foram fatores muito importantes para o crescimento desta área. Depois, começaram a surgir as primeiras aeronaves privadas e os primeiros aviões ultraligeiros.

Esta categoria de aviões ultraligeiros é delimitada por um conjunto de normas que podem variar entre países e continentes. No geral, aeronaves pertencentes a esta categoria, possuem pesos inferiores às aeronaves de transporte.

Nos últimos vinte anos, a indústria dos ultraligeiros cresceu exponencialmente. Cada vez mais a indústria leva ao limite a otimização estrutural, a fim de obter a melhor *performance* possível, seja em termos de alcance (planadores), seja em termos de velocidade (ultraligeiros desportivos) ou mesmo em termos de manobrabilidade (ultraligeiros de acrobacia). A evolução dos materiais compósitos e das configurações estruturais permitem obter melhores propriedades mecânicas com menos peso, levando a que os ultraligeiros possuam desempenhos superiores.

1.2 Enquadramento da dissertação

Cada vez mais as empresas ao recrutar, exigem experiência profissional e qualificações. As universidades têm conhecimento desse facto e tentam estabelecer parcerias com diversas entidades a fim de conseguir proporcionar um pouco de experiência no mercado de trabalho aos seus estudantes. As empresas por seu lado, necessitam de desenvolver os seus projetos e portanto existe uma relação de simbiose. Esta dissertação resulta de uma dessas parcerias e segue a dissertação do Eng. Luís Ferreira, que teve como tema "Estudo Preliminar de uma Nova Aeronave Ultraligeira". O projeto da tese foi proposto pela *EurosportAircraft* à Universidade da Beira Interior. A *EurosportAircraft* é uma empresa do setor aeronáutico fundada em 2009, cujo foco empresarial é o fabrico de aeronaves ligeiras.

1.3 Objectivos

Esta tese tem como objetivo o projeto de uma estrutura para a nova aeronave ultraligeira de alta velocidade da *EurosportAircraft* denominada por *Speedster*, que cumpra os requisitos estruturais e que seja o mais leve possível. Os passos da dissertação são:

- Análise dos requisitos necessários da aeronave;
- Cálculo das forças aerodinâmicas aplicadas na aeronave, quer na asa, quer na fuselagem, quer nas empenagens;
- Dimensionamento estrutural com recurso ao *software* de computação numérica *Matlab* e respeitando a norma *CS-VLA*;
- Análise e otimização estruturais usando o *software* de simulação por métodos de elementos finitos *Ansys*;

1.4 Estrutura da tese

A dissertação vai ser dividida em sete capítulos.

O primeiro capítulo encontra-se dividido em quatro sub-capítulos denominados por prefácio, objetivos, enquadramento da dissertação e estrutura da tese.

O segundo capítulo fala sobre o estado da arte referente aos conceitos envolvidos nas aeronaves ultraligeiras. Divide-se em quatro partes: Estrutura, materiais, exemplos de estruturas em compósito e aeronaves. Na primeira parte vai ser feita uma breve abordagem aos principais componentes estruturais de um avião ultraligeira. Esta parte vai ser subdividida em três pontos: asa, fuselagem e empenagens. Nos três pontos os diversos componentes que compõem cada parte estrutural, externa e internamente, vão ser descritos. A segunda parte vai abordar os diferentes tipos de materiais neste tipo de aeronaves. A terceira parte vai falar apresentar alguns conceitos estruturais utilizados em aeronaves ultraligeiras fabricadas em materiais compósitos. A quarta parte vai apresentar as aeronaves que serviram de base à conceção e ao dimensionamento estrutural.

O terceiro capítulo descreve a conceção estrutural inicial e aborda os materiais que vão ser utilizados em cada parte da aeronave. O quarto capítulo mostra os cálculos preliminares realizados e o ponto de partida, em termos de dimensionamento da aeronave.

O quinto capítulo contempla o dimensionamento final da aeronave obtida através de simulações realizadas em *software* com recurso ao método de elementos finitos.

O sexto capítulo consiste na conclusão da tese. Comentários aos resultados obtidos e considerações futuras serão abrangidos neste capítulo.

O sétimo e último capítulo contempla a bibliografia utilizada.

2 Estado da Arte

Este capítulo tem como objetivo dar uma visão geral sobre o estado da arte dos conceitos aplicados nesta tese.

2.1 Estrutura

Existem 3 tipos de estruturas utilizadas na construção de aeronaves. Podem ser monocoque, semimonocoque ou treliça.

2.1.1 Tipos de estruturas

Estrutura semimonocoque: Uma estrutura semimonocoque é uma estrutura híbrida que combina uma casca rígida com elementos unidireccionais, tais como as longarinas, que impedem o *buckling*¹ e suporta as cargas primárias de flexão. Estes elementos longitudinais distribuem-se ao longo da estrutura e são, muitas vezes, suportados por vigas de reforço (*stringers*) [4]. Este tipo de estruturas também possui elementos estruturais transversais, no sentido de aumentar a rigidez da própria.

Estrutura monocoque: Uma estrutura monocoque é uma estrutura que suporta as maioria das cargas a que está sujeita com a casca (*skin*) [5]. Logo, o principal elemento estrutural de uma fuselagem monocoque é a casca. Geralmente, também contém elementos estruturais transversais para aumentar a rigidez.

Estrutura tipo treliça: Uma estrutura tipo treliça é geralmente construída por tubos de alumínio ou de aço ou por madeira, ligados de maneira a que todos os membros da treliça possam suportar cargas de tração e de compressão [4]. Os componentes horizontais denominam-se por *longerons* e os verticais ou diagonais, por *almas*. A casca tem apenas a função de revestir a estrutura. Possuem grande resistência e são fáceis de fabricar. Contudo, não implementam bem o perfil aerodinâmico.

Na Figura 2.1 observa-se a ausência de *stringers* na estrutura monocoque. Contudo, na estrutura tipo semimonocoque, verifica-se a sua presença. Podemos ver também a presença, em ambos os tipos de estruturas, de cavernas (*formers*) e da parede de fogo (*bulkhead*), que funciona como caverna também.

¹É uma falha súbita que pode ocorrer quando um elemento estrutural, está sob uma tensão de compressão elevada, mesmo que esta, seja inferior aos limites do material,

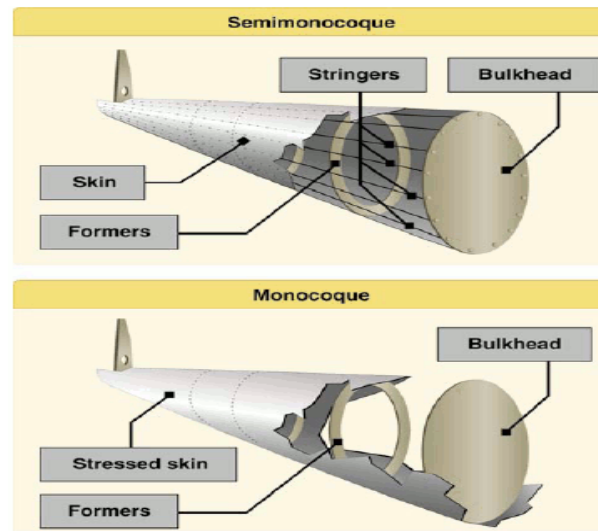


Figura 2.1: Estrutura monocoque vs estrutura semimonocoque [6].

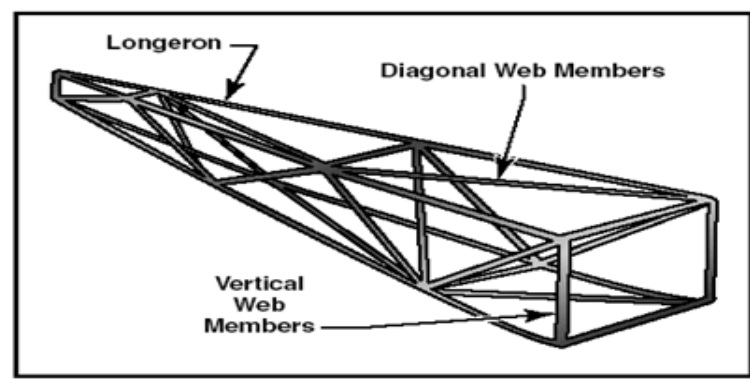


Figura 2.2: Estrutura tipo treliça [7].

A Figura 2.2 contempla a disposição dos *longerons*, das almas (*web*) e a sua interligação, forma por qual o suporte dos esforços ocorre.

Em aviões de grande porte, não é habitual projetar-se estruturas monocoque devido a sua relação força/peso, ser muito baixa [8]. Esta relação é explicada através do facto de estas aeronaves estarem sujeitas a grandes cargas de voo e a resistência de uma estrutura monocoque ser baixa. Neste tipo de estruturas, é necessário dimensionar cascas com espessuras elevadas para estas conseguirem suportar as cargas, o que leva a um aumento significativo do peso. A inexistência de uma estrutura interna de reforço neste tipo de estruturas leva a que, quando ocorre uma falha estrutural na casca, esta seja catastrófica pois não existe qualquer tipo de suporte [5].

Contrariamente, as estruturas semimonocoque possuem rácios de força muito maiores do que as estruturas monocoque, isto porque combina estruturas de reforço com uma casca [8]. A possibilidade de definir e dimensionar todos os componentes, impede a fuselagem de ficar sobredimensionada e conseqüentemente, leva a uma redução do peso. Para além disso, como possui diversos membros estruturais que definem a rigidez e a resistência, uma estrutura semimonocoque suporta mais danos.

No entanto, no caso dos ultraligeiros é normal as fuselagens serem monocoques, pois as cargas a que estão sujeitas são relativamente baixas.

A seguir vamos abordar os componentes que fazem parte da estruturas da asa, da fuselagem e das empenagens.

2.1.2 Asa

Produzir sustentação para a aeronave é a função principal das asas. Estruturalmente, estas possuem uma parte externa e uma parte interna. A parte externa é composta pela casca e a parte interna é composta por todos os outros componentes, tais como as longarinas e as nervuras [8].

Casca: A casca tem como funções dar a forma aerodinâmica à asa, suportar uma parte dos carregamentos a que a asa está sujeita e funcionar como tanque de combustível. Existem casos em que a casca suporta totalmente os carregamentos aplicados na asa. Quando isto acontece a casca, normalmente é composta por um material *sandwich* [9], material este, que vai ser falado no subcapítulo seguinte.

Longarina: A longarina é um dos principais componentes estruturais da asa. Tem como função suportar as cargas provocadas pelo voo da aeronave, que provocam a flexão da asa para cima, e o peso das asas quando o avião está pousado. Como ocorre essa flexão, as longarinas também suportam a maioria das cargas provocadas pelo corte. Normalmente, as aeronaves possuem uma ou mais longarinas em cada asa, no sentido de distribuir as cargas a que estão sujeitas [9].

- Longarina Principal: Como nome indica, é a longarina principal da asa. Todas as asas possuem este elemento estrutural, uma vez que é este componente que suporta grande parte das cargas aerodinâmicas impostas, bem como o próprio peso da asa [8].
- Longarina Secundária: As longarinas secundárias são longarinas que servem de suporte à longarina principal e estabilizam a asa em situações onde as cargas aerodinâmicas provocam uma torção elevada da asa. O momento torsor provocado pela carga aerodinâmica por sua vez, vai induzir uma flexão em cada longarina [9]. Esta longarina secundária também pode ser utilizada para sustentar e proporcionar pontos de fixação às superfícies hipersustentadoras, como ailerons ou flaps.
- Longarina Falsas: Em alguns casos, para suportar as superfícies hipersustentadoras, como os flaps e os ailerons, colocam-se longarinas falsas [9]. Contrariamente às longarinas secundárias, estas não possuem funcionalidade estrutural servindo apenas de suporte.

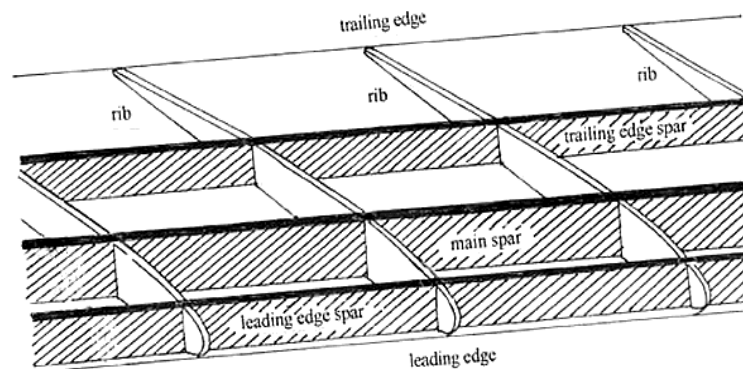


Figura 2.3: Exemplo de uma estrutura de asa [10].

Na Figura 2.3 pode-se observar a longarina principal (*main spar*) e duas longarinas secundárias, uma próxima do bordo de ataque (*leading edge spar*) e outra próxima do bordo de fuga (*trailing edge spar*). Verifica-se também várias nervuras (*ribs*) dispostas transversalmente em relação às longarinas.

Dependendo do objetivo que se quer atingir as longarinas podem apresentar diversos tipos de geometria. Longarinas em I e as longarinas em caixão apresentam-se como sendo as geometrias mais utilizadas no ramo aeronáutico devido a sua razão inércia/área ser elevada. Contudo, as longarinas em caixão são mais fáceis de construir do que as longarinas em I. No caso das longarinas secundárias é comum, estas possuam geometrias em C. Uma longarina é constituída por mesas e almas variando em número, largura e em espessura, dependendo da geometria da mesma. As mesas suportam a maioria das cargas longitudinais e as almas suportam a maioria das cargas transversais. Dependendo dos requisitos estruturais, as secções da longarina podem ter várias formas geométricas e diversas combinações de mesas e de almas, cada uma com comprimento e espessura variáveis.

Nervuras: As nervuras têm como função manter a forma aerodinâmica da asa, suportar a casca em termos de *buckling* e providenciar pontos de ligação para a transmissão das cargas. Também têm a função de separar as células individuais de combustível. As nervuras podem ser principais, dianteiras ou traseiras.

- Nervuras principais: As nervuras principais podem-se estender desde o bordo de ataque até ao bordo de fuga, ou, no caso de asas com duas longarinas, até à posição da longarina secundária. As suas funções são manter a forma aerodinâmica da asa, suportar a casca e proporcionar a transferência dos esforços da casca para as longarinas [9].
- Nervuras dianteiras: As nervuras dianteiras (*nose rib*) começam no bordo de ataque. Dependendo do que se pretende estas nervuras podem-se estender até à posição da longarina principal. A sua função é fixar a forma do perfil no bordo de ataque [9].
- Nervuras traseiras: As nervuras traseiras (*rear rib*) situam-se na zona de fixação da asa à fuselagem. Estas nervuras, em asas que possuem duas longarinas, são chamadas de nervuras de compressão uma vez que estas são projetadas para absorver as cargas de compressão que tendem a unir as longarinas [9].

Na Figura 2.4, podemos observar os diferentes tipos de nervuras.

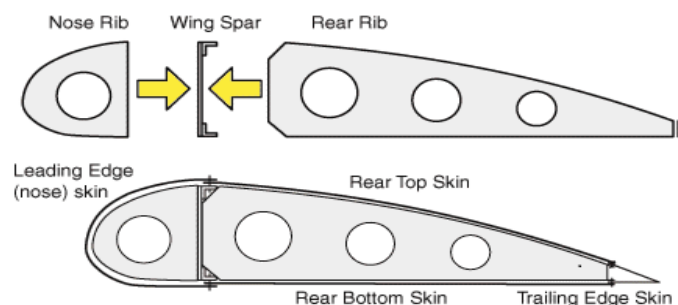


Figura 2.4: Diferentes tipos de nervuras [11]

2.1.3 Fuselagem

A fuselagem suporta o peso da carga e é a estrutura à qual todas as outras partes da aeronave se conectam. Tem de resistir a momentos de flexão, causados pelo peso e pela sustentação da cauda e das asas, às cargas de torção, provocadas pelo estabilizador e pela empenagem verticais, e à pressurização da cabine² [8].

A resistência e a rigidez estrutural deve ser elevada, no sentido de conseguir suportar todas as cargas anteriormente mencionadas ao mesmo tempo. Tal como a asa, a parte estrutural externa da fuselagem é composta pela casca e a sua parte estrutural interna é constituída pelos restantes elementos estruturais, tais como as cavernas, as vigas de reforço, os longerons e pela parede de fogo.

Cavernas: As cavernas (*frame* ou *former*) são elementos estruturais que servem para manter a forma geométrica da casca da fuselagem. Também suportam uma parte dos esforços transversos a que a fuselagem está sujeita. Estas podem ser abertas ou fechadas dependendo da secção [8].

Vigas de reforço: As vigas de reforço são menores e mais leves que os *longerons*. Estas possuem alguma rigidez, mas têm como função principal dar forma e fixar o revestimento [8].

Longerons: Os *longerons* são elementos estruturais que percorrem a fuselagem ao longo do seu comprimento. A sua função é prevenir o aparecimento de fenómenos de *buckling*. Estes fenómenos podem ocorrer devido às cargas de compressão que os momentos fletores provocam e à inércia das asas. Estes momentos e a torção devem-se aos efeitos aerodinâmicos e ao movimento de controlo da aeronave [8].

Parede de fogo: A parede de fogo tem como função separar o motor dos passageiros. Também funciona como caverna.

2.1.4 Empenagens

As empenagens são as estruturas que compõem a cauda de uma aeronave. Têm como função estabilizar a aeronave, e incorporam as superfícies de controlo.

Empenagem Horizontal: A empenagem horizontal é geralmente composta por uma parte fixa, que serve de estabilizador horizontal (*horizontal stabilizer*), permitindo estabilizar a arfagem da aeronave durante o voo, e por uma parte traseira móvel que controla as mudanças na arfagem da aeronave (*elevator*). São semelhantes às asas em termos de construção e os seus elementos estruturais principais são as longarinas, as nervuras e a casca [9].

Empenagem Vertical: A empenagem vertical é composta por uma parte fixa, que serve de estabilizador vertical (*vertical stabilizer*), que permite estabilizar a guinada da aeronave durante o voo, e por uma parte traseira móvel que controla as mudanças na guinada da aeronave (*rudder*). Em combinação com os ailerons, o (*rudder*) permite à aeronave realizar uma volta coordenada. A empenagem vertical, estruturalmente é considerada como um prolongamento da fuselagem. A empenagem vertical é composta por longarinas, nervuras e casca [9].

²Secção da aeronave onde os passageiros viajam

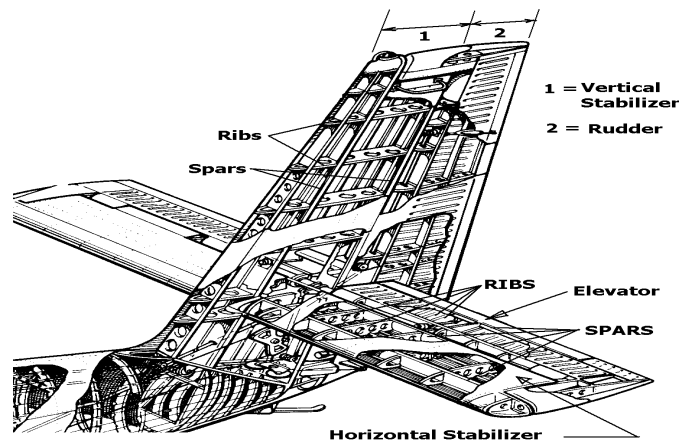


Figura 2.5: Exemplo de uma cauda de uma aeronave [12]

Para além da empenagem horizontal e da empenagem vertical, na Figura 2.5 observam-se os componentes transversais e longitudinais que constituem as empenagens, bem como os estabilizadores. As empenagens apresentam uma configuração estrutural semelhante à configuração estrutural de uma asa. As longarinas servem para suportar a maioria das cargas de flexão e de corte, as nervuras conferem rigidez e a casca reveste a asa.

2.2 Materiais

A indústria aeronáutica usa um vasto número de materiais diferentes, desde as superligas metálicas até aos materiais compósitos. Estes últimos têm sido cada vez mais usados devido à enorme capacidade destes materiais se adaptarem às necessidades impostas pela indústria. Na vertente dos ultraligeiros, a presença dos compósitos tem crescido face aos outros materiais.

2.2.1 Materiais compósitos

Os materiais compósitos são materiais compostos por dois ou mais materiais, de forma a combinar as suas propriedades específicas, no sentido de se obter um material de melhor desempenho. Os seus constituintes não se misturam de forma homogénea a nível macroscópico.

Um material compósito é composto por um material matriz e um ou mais materiais de reforço que podem ser partículas ou fibras [13].

Fibras de reforço: Os materiais mais usados para reforçar a matriz de um material compósito são as fibras de vidro, de carbono e de aramida.

- Fibra de vidro: Existem vários tipos de fibra de vidro tais como as fibras de vidro E^3 , as fibras de vidro T^4 e as fibras de vidro C^5 . As fibras de vidro E são as mais usadas e possuem resistência à tracção e um módulo de elasticidade inferiores às fibras de vidro S . Todavia, as fibras de vidro S são mais caras e são usadas, maioritariamente, para fins militares e aeroespaciais [13]. As fibras T são usadas para isolamento [14].

³Low electrical conductivity - Mau condutor elétrico

⁴Thermal insulator - Isolamento térmico

⁵High tension strength - Alta resistência à tracção

- Fibras de carbono: Os materiais compósitos reforçados por estas fibras, possuem baixo peso, elevada rigidez e resistência mecânica, o que as torna muito adequadas para a indústria aeronáutica. Por terem um custo elevado, as fibras de carbono são usadas, geralmente, em aplicações de alto desempenho. Actualmente, os dois tipos de fibras de carbono mais usados são o *HT*⁶ e *HM*⁷. As fibras de carbono *HT* possuem uma maior tensão de rutura enquanto que as fibras de carbono *HM* possuem um maior módulo elástico [13].
- Fibras de aramida⁸: As fibras de aramida dividem-se em dois tipos comerciais, o *Kevlar 29* e o *Kevlar 49*. O primeiro é mais usado para o fabrico têxtil e cordas enquanto que o segundo é bastante usado no ramo aeronáutico e aeroespacial. Estas fibras, comparativamente às fibras de carbono, apresentam maior resistência no sentido transversal [13]. Contudo, possuem um módulo elástico menor.

Matrizes: Os materiais plásticos termoendurecíveis são os mais comuns na produção de matrizes para materiais compósitos. As resinas de viniléster, epoxídica e as resinas de poliéster são as mais usadas no fabrico de compósitos [16].

- Resinas viniléster: As resinas viniléster são muito usadas em aplicações estéticas. Não devem ser utilizadas para fins estruturais, pois não aderem bem às fibras de carbono nem às fibras de aramida. São geralmente usadas como *gelcoat*⁹ ou *clearcoat*¹⁰ [16].
- Resinas poliéster: Estas resinas são as mais baratas. Possuem fracas capacidades de ligação e de aderência com as fibras de aramida e com as fibras de carbono e portanto não devem ser utilizadas com este tipo de fibras. Contudo, possui boas características de união com a fibra de vidro [16].
- Resinas epoxídicas: As resinas epoxídicas são mais caras e possuem características mecânicas muito superiores, comparativamente às resinas poliéster e viniléster. A aderência e as capacidades de ligação desta resina são muito superiores em comparação às resinas poliéster e às resinas viniléster [16].

Contudo, as propriedades destas matrizes podem ser alteradas dependendo da forma como são utilizadas e aplicadas. A qualidade destas é afetada por vários fatores:

- * Tempo de cura
- * Quantidade de resina
- * Temperatura de cura
- * Interação entre temperatura de cura e a quantidade de resina
- * Interação entre o tempo de cura e a quantidade de resina

Estas variáveis alteram as características mecânicas do compósito onde as resinas estão inseridas, sendo que, é difícil avaliar qualitativamente, uma matriz aplicada.

⁶*High tension strength* - Alta resistência à tracção

⁷*High modulus* - Alto módulo elástico

⁸*Kevlar*

⁹É um material que é usado para dar um acabamento de alta qualidade a superfícies feitas em compósitos. As resinas epoxídicas e as poliéster também podem ser usadas como *gelcoat*.

¹⁰É um material que é aplicado como revestimento final, que protege da abrasão, a superfície onde está aplicado.

Tipos de distribuição de fibras: Os materiais compósitos apresentam várias distribuições de fibras diferentes dependendo da aplicação. Estas podem ser:

- Camadas paralelas: Um compósito com esta distribuição, apresenta a melhor resistência mecânica longitudinal. É pouco resistente a cargas transversais [13].
- Camadas cruzadas: Um compósito com esta distribuição, apresenta uma maior ambiguidade em termos de resistência mecânica longitudinal e transversal, dependente do número e da orientação das camadas aplicadas. Esta distribuição e a anterior apresentam os maiores volumes de fibra [13].
- Fibras picadas (*whiskers*): Os materiais compósitos que tem esta distribuição de fibras, são menos resistentes mecanicamente e possuem menos volume de fibras do que os compósitos que possuem as distribuições previamente mencionadas [13].
- Partículas (*particles*): Os materiais compósitos reforçados por partículas são semelhantes aos reforçados por fibras picadas. As diferenças estão ao nível do reforço que neste caso não possuem dimensão longitudinal. Devido a isso, os compósitos reforçados por partículas são os compósitos que possuem resistências mecânicas mais baixas [17].
- Tecido trançado (*fabric*): Nesta distribuição as fibras são entrelaçadas umas nas outras, juntamente com a resina, obtendo-se características longitudinais e transversais muito semelhantes [13].

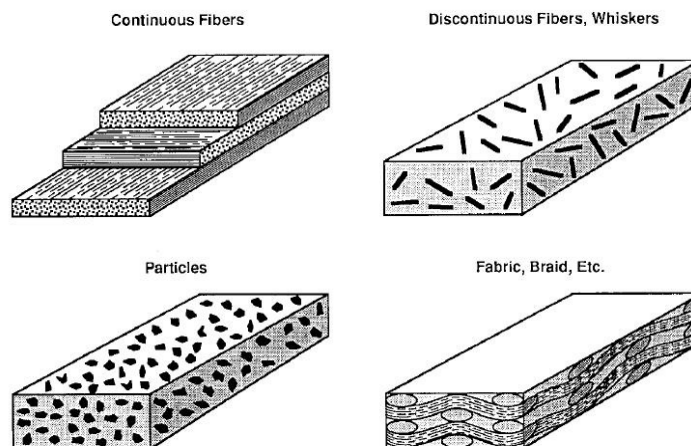


Figura 2.6: Tipos de distribuição de fibras [17]

A Figura 2.6 mostra os diferentes tipos de fibras. Não faz referência, especificamente, às distribuições por camadas paralelas e por camadas cruzadas, pois estas, geralmente, são englobadas na distribuição por fibras contínuas (*continuous fibers*).

2.2.2 Espumas estruturais

A indústria aeronáutica utiliza as espumas estruturais como materiais para construção de muitos componentes estruturais estabilizadores. Estas não possuem resistência e rigidez comparáveis aos materiais compósitos. Contudo, são mais leves e podem desempenhar funções de estabilização nas almas das longarinas ou podem ser usadas na construção das nervuras, onde uma das principais funções é a transmissão os esforços da casca para a longarina. Algumas das

marcas de espumas mais avançadas e utilizadas no ramo aeronáutico, são o *Airex* e o *Rohacell*. Cada uma destas marcas possui diversas sub-gamas que oferecem diferentes propriedades.

2.2.3 Materiais *sandwich*

Um material *sandwich* é um material composto por duas camadas finas de um material unidas a um núcleo de outro material. O material presente nas camadas finas possui elevada resistência e o material que compõem o núcleo, normalmente, possui baixa resistência mas é leve e possui boa rigidez. Isto permite que os materiais *sandwich* possuam elevada resistência à flexão e uma baixa densidade. A maioria destas estruturas possuem um material espuma como núcleo e laminados de fibra de vidro ou de carbono. Este tipo de materiais são muito utilizados em conceitos monocoque, uma vez que os materiais *sandwich* são fabricados de modo a não necessitarem de outros componentes estruturais para manter a forma e a rigidez [18] da estrutura.

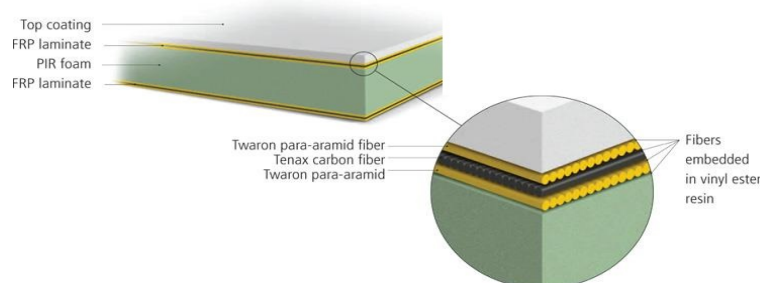


Figura 2.7: Exemplo de um material *sandwich* [19].

Na Figura 2.7 contempla-se um material *sandwich* composto por camadas finas de compósito FRP¹¹ e por um núcleo de espuma PIR¹². Na zona amplificada podemos ver que o FRP é composto por 2 camadas de fibras de paramida e 1 camada fibra de carbono e que as próprias estão embebidas em resina de viniléster.

2.3 Exemplos de estruturas em compósito

2.3.1 Asa

Na Figura 2.8 são apresentados 3 asas fabricadas em compósito. A asa da Figura 2.8(a) é fabricada num material *sandwich* composto por fibra de carbono e espuma *Nomex* e apresenta um conceito estrutural monocoque. A asa da Figura 2.8(b) é fabricada em fibra de vidro e apresenta um conceito estrutural semimonocoque, onde se verifica a existência de nervuras na estrutura interna da asa. A asa da Figura 2.8(c) é fabricada em fibra de vidro e apresenta um conceito estrutural semimonocoque onde se verifica a existência de nervuras na estrutura interna da asa. Também são visíveis as zonas onde os pinos provenientes da fuselagem vão acoplar, no sentido de unir a asa à fuselagem. As empenagens apresentam concepções estruturais semelhantes às asas da Figura 2.8.

¹¹Fiber Reinforce Polyester - Poliéster reforçado com fibra

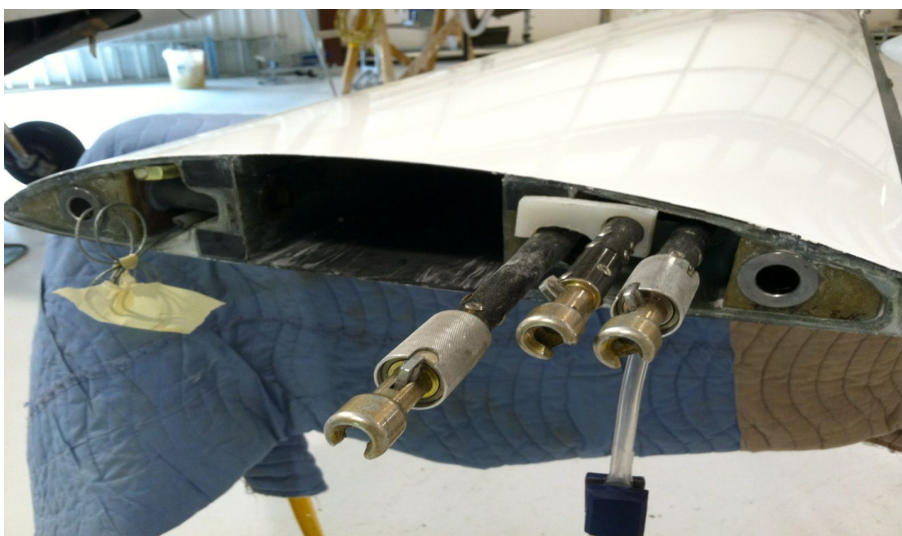
¹²Polyisocyanurate - Poliisocianurato



(a) Asa do *Algie Composite Aircraft LP1* [20].



(b) Asa do *Lancair IV* [21].



(c) Asa do *Concordia Sailplane* [22].

Figura 2.8: Exemplo de asas em compósito.

2.3.2 Fuselagem



(a) Fuselagem do *Algie Composite Aircraft LP1* [20].



(b) Fuselagem do *Blackwing Sweden Ab* [23].



(c) Fuselagem do *HP 24 Sailplane* [24].

Figura 2.9: Exemplo de fuselagens em compósito.

Na Figura 2.9 são apresentados 3 fuselagens fabricadas em fibra de carbono. Quer na Figura 2.9(a), quer na Figura 2.9(b) observa-se a ausência de estruturas internas tais como os *longerons* e as vigas de reforço. Na fuselagem da Figura 2.9(b), as cavernas só vão ser introduzidas após a união das duas partes da fuselagem. A fuselagem da Figura 2.9(c) apresenta um conceito estrutural semimonocoque, onde se verifica a existência de *longerons* e de vigas de reforço na estrutura interna da fuselagem. Também é visível o acoplamento entre as duas longarinas principais das asas, conseguida através de pinos. Esta união situa-se dentro da fuselagem.

2.4 Aeronaves

2.4.1 *Blackwing Sweden Ab*

O *Blackwing* é um avião ultraligeiro de alta performance de dois lugares, lançado no final de 2015, com uma excelente razão resistência estrutural/peso. Possui uma VNE¹³ de 400 km/h e uma velocidade de perda de 65 km/h, aguenta -7.5 g's até 12 g's e possui uma massa de 297.5 kg o que torna apropriado, quer para voos recreativos, quer para voos acrobáticos. Para além disso, possui uma envergadura de 8.4 m e uma área alar de 9.4 m². Quer as asas, quer a empenagem, quer a fuselagem foram construídas de forma monocoque e são fabricadas em compósito, sendo que a maior parte em *Textreme*.



Figura 2.10: *Blackwing Ultra RG* [25]

2.4.2 *Anequim CEA-311*

É um avião ultraligeiro de um lugar construído por alunos e professores da Universidade Federal de Minas Gerais do Brasil que bateu 5 recordes mundiais de velocidade, e possui uma velocidade máxima de 521,1 km/h. É uma aeronave que possui uma massa de 330 kg e foi toda construída através de moldes e peças feitas em máquinas de CNC¹⁴. A precisão da fibra de carbono utilizada é de 0.0508 mm que permitiu obter um design extremamente uniforme. Esta aeronave foi construída para quebrar recordes de velocidade e não vai ser comercializada. Devido a isso não existe muita informação disponível sobre o desempenho e a estrutura desta.

¹³Velocidade a não exceder

¹⁴Comando numérico computadorizado



Figura 2.11: Anequim CEA-31 [26]

3 Concepção estrutural da aeronave

O objetivo do dimensionamento e da configuração estrutural da aeronave representada na Figura 3.1, que vai ser o objeto de estudo desta dissertação, é não ultrapassar os 472.50 N de peso máximo à descolagem. A Tabela 3.1 apresenta o peso dos diversos componentes, considerados na dissertação anterior [27].

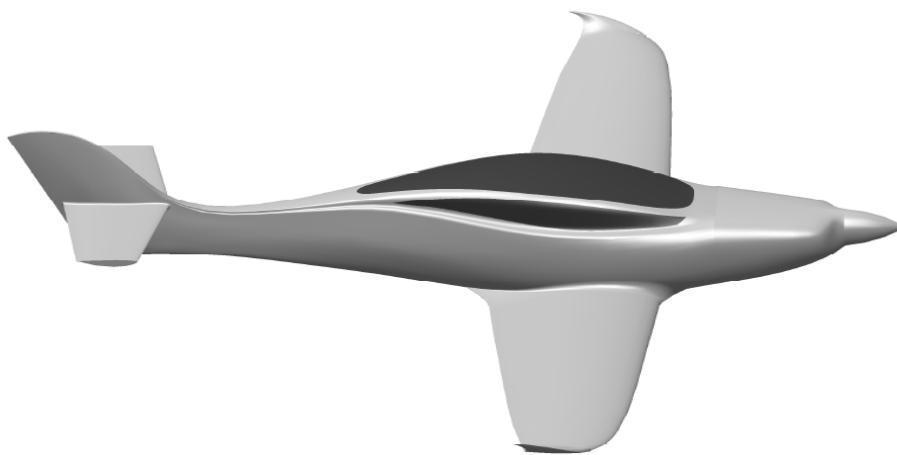


Figura 3.1: Ultraligeiro *Speedster*

Tabela 3.1: Peso dos componentes [N]

Componentes	Peso
Peso hélice	9.93
Peso motor	105.95
Peso paraquedas balístico	11.77
Peso trem frente	6.17
Peso trem asa	12.36
Peso sistema de combustível	11.77
Peso tripulantes	168.67
Peso carga	4.90
Peso empenagem horizontal	11.80
Peso empenagem vertical	6.27

Tendo em conta o peso total de 472.50 N, a estrutura (asa + fuselagem + empenagens) pode pesar no máximo 122.90 N. Quer os materiais que se vão escolher, quer o dimensionamento que se vai realizar, têm em vista a obtenção de um peso inferior à condição imposta visto que é benéfico ao nível da *performance* da aeronave.

De seguida vão ser apresentados os materiais e as concepções estruturais que foram escolhidos para este projeto.

3.1 Asa

A asa é a principal estrutura do avião visto que é devido a esta que a sustentação desta torna-se possível. O perfil da asa foi escolhido na dissertação anterior e é o *NACA 65(2)-215* [27]. A asa vai ser desmontável e portanto, vai ser necessário configurar um sistema que permita esta mobilidade. A configuração escolhida foi a utilização de pinos que vão acoplar as asas à fuselagem e um sistema de longarinas principais amovíveis. Estas longarinas vão estar acopladas unicamente entre si sem qualquer união à fuselagem.

3.1.1 Longarina principal

As longarinas, como já mencionado anteriormente, são os principais elementos estruturais da asa. As principais cargas que estas vão suportar são as forças induzidas pela flexão da asa. Essa flexão dá origem a uma força de corte e a um momento fletor. Logo, as longarinas terão de ser fabricadas em materiais com módulos elásticos e módulos de rigidez longitudinais elevados. A secção escolhida para a longarina principal foi uma secção em caixão. Esta secção possui duas almas, uma superior e outra inferior, e duas mesas laterais. A longarina principal age como um todo mas as almas e as mesas tem diferentes funções. As mesas vão suportar a maior parte do momento fletor e as almas a maior parte da força de corte. No sentido de maximizar a eficiência da longarina, as mesas terão um material diferente das almas.

Para as mesas vai-se escolher um material com um módulo elástico significativo e resistência quer à compressão, quer à tração muito elevadas, pois o momento fletor devido à sustentação vai provocar uma compressão na mesa superior e tração na mesa inferior.

Tendo em conta esta necessidade os compósitos pultrudidos apresentam-se como a melhor opção para as mesas devido à sua tração e compressão de rutura serem elevadas.

* Compósitos Pultrudidos

Estes materiais compósitos são conseguidos através do fabrico por pultrusão. Neste processo, as fibras previamente impregnadas com resina são puxadas continuamente contra uma fieira ou molde de aço aquecido de modo a adquirirem a forma da secção do perfil desejado [13]. Como as fibras neste processo são distribuídas paralelamente, os materiais compósitos fabricados por este método possuem elevado módulo elástico e elevada rigidez longitudinal. Exemplos: FC¹ pultrudido, fibra de aramida pultrudida e FV² pultrudida.

Tabela 3.2: Características mecânicas dos principais tipos de fibras pultrudidas.

Propriedades	Unidades	FC pultrudida	FV pultrudida	Kevlar pultrudido
Densidade	kg/m ³	1600	1900	1400
Tensão de rutura compressão 0°	Mpa	1200	600	280
Tensão de rutura compressão 90°	Mpa	250	110	140
Tensão de rutura tração 0°	Mpa	1500	1000	1300
Tensão de rutura tração 90°	Mpa	50	30	30
Tensão de rutura corte no plano	Mpa	70	40	60
Módulo elástico 0°	Gpa	135	40	75
Módulo elástico 90°	Gpa	10	8	6

¹Fibra de carbono

²Fibra de vidro

Com base na Tabela 3.2, o carbono pultrudido apresenta melhores características face aos outros tipos de fibras pultrudidas e por isso é a opção escolhida para o fabrico das mesas.

Para as almas o material escolhido tem de possuir maior resistência ao corte, do aquele usado para as mesas. No sentido de manter o peso mínimo, a configuração escolhida foi uma *sandwich* de espuma revestida por um tecido compósito. A função da espuma é estabilizar a própria longarina.

Tabela 3.3: Características mecânicas dos principais tecidos compósito [0/90].

Propriedades	Unidades	Tecido FC	Tecido FV	Tecido Kevlar	Textreme
Densidade	kg/m ³	1600	1900	1400	1550
Tensão de rutura à compressão 0°	Mpa	570	425	480	1063.5
Tensão de rutura à compressão 90°	Mpa	570	425	480	1063.5
Tensão de rutura à tração 0°	Mpa	600	440	480	1088
Tensão de rutura à tração 90°	Mpa	600	440	480	1088
Tensão de rutura ao corte no plano	Mpa	90	40	50	160
Módulo elástico 0°	Gpa	70	25	30	69
Módulo elástico 90°	Gpa	70	25	30	69

Comparando os dados entre os tecidos compósitos da Tabela 3.3, o tecido que melhor vai ao encontro do que se pretende, ou seja, densidade baixa e propriedades mecânicas elevadas, é o *Textreme*.

* *Textreme*

As fibras, normalmente, são compostas por aglomerados elípticos de filamentos. Esses aglomerados, posteriormente, são utilizados no fabrico de tecidos e em outros tipos de compósitos. A geometria do aglomerado não é ideal pois permite a formação de espaços vazios. No caso do *Textreme*, a distribuição dos filamentos das fibras utilizadas é linear e paralela, o que leva a que o tecido obtido possua menos espaço vazio e conseqüentemente menos resina, e melhores propriedades mecânicas. Outra característica importante, é o facto de cada camada deste tecido já incluir a resina (pre-preg) e possuir uma espessura de 0.1 mm, já com a resina. Esta espessura é a espessura mínima que se pode utilizar este material.

Como existem diversas espumas para o mesmo fim, teve-se de restringir a procura às espumas mais avançadas e com melhores características estruturais. A gama *C70* da marca *Airex* e a gama *A* da marca *Roacell*, são as gamas mais apropriadas ao nosso fim pois possuem um elevado rácio rigidez/peso.

* *Airex C70*

É um polímero de célula fechada que possui boa rigidez e uma razão força/peso bastante elevada. É compatível com a maior parte das resina e é idealmente utilizada em estruturas *sandwich*. Devido ao baixo peso que possui, é muito utilizada em aeronaves onde a obtenção de um baixo peso é uma prioridade. A espessura mínima de produção do *Airex C70* é 0.5 mm.

* *Roacell A*

É um polímero semelhante ao *Airex C70* em termos de propriedades de construção mas possui características mecânicas ligeiramente superiores e densidade inferior.

Na Tabela 3.4 que se segue compara-se uma sub-gama do *Airex* e outra do *Rohacell* com densidades semelhantes.

Tabela 3.4: Características mecânicas do *Rohacell 71 A* e do *Airex C70 75*.

Propriedades	Unidades	<i>Rohacell 71 A</i>	<i>Airex C70 75</i>
Densidade	kg/m^3	75	80
Tensão de rutura à compressão	<i>Mpa</i>	1.50	1.45
Tensão de rutura à tração	<i>Mpa</i>	2.80	2.00
Tensão de rutura ao corte	<i>Mpa</i>	1.30	1.20
Módulo elástico	<i>Mpa</i>	92.00	66.00

Comparando os materiais a escolha recai no carbono pultrudido para as mesas e numa *sandwich* composta por *Rohacell 71A* e por *Textreme* para as almas. No entanto, como a empresa *Eurosportaircraft* utiliza *Airex*, a espuma que se vai considerar inicialmente é o *Airex C70 75*. A figura que se segue resume o conceito da longarina principal que se escolheu.



Figura 3.2: Longarina em caixão.

Na Figura 3.2 temos representadas a vermelho as almas e a verde as mesas. A espuma é delimitada pelas dimensões exteriores, ou seja, pelas mesas e pelas longarinas.

As longarinas principais vão ser acopladas, entre si, através de pinos dentro da fuselagem. Nas zonas que coincidem com a posição onde os pinos se vão inserir, a *sandwich* passa a conter madeira em seu núcleo em vez de *Airex C70 75* para aumentar a resistência aos esforços transmitidos pelos pinos.

* Madeira

Considerado como "compósito natural", a madeira é um material fibroso e poroso encontrado nas raízes e nos caules das árvores. Este material compósito é composto por fibras de celulose distribuídas longitudinalmente que resistem à tração e por uma matriz de lignina que resiste à compressão. Como existe grande número de espécies de madeiras com diferentes propriedades mecânicas e de características fisiológicas, tais como a idade e a humidade, que afetam estas propriedades, é difícil avaliar as propriedades da madeira. A madeira de mogno, a madeira de carvalho e a madeira de nogueira são 3 das madeiras

mais utilizadas na aviação. A Tabela 3.5 apresenta as propriedades (valores médios) dessas madeiras.

Tabela 3.5: Características mecânicas das principais madeiras usadas em aeronáutica.

Propriedades	Unidades	<i>Mahogany, African</i>	<i>Oak Red, Cherrybark</i>	<i>Walnut, Black</i>
Humidade	%	12.00	12.00	12.00
Densidade	kg/m^3	420.00	680.00	550.00
Tensão de rutura à compressão	<i>Mpa</i>	44.50	60.30	52.30
Tensão de rutura ao corte	<i>Mpa</i>	10.30	13.80	9.40
Módulo elástico x	<i>Mpa</i>	485.00	1287.40	649.60
Módulo elástico y	<i>Mpa</i>	1076.70	2417.80	1229.60
Módulo elástico z	<i>Mpa</i>	9700.00	15700.00	11600.00
Módulo rigidez xy	<i>Mpa</i>	203.70	-	243.60
Módulo rigidez yz	<i>Mpa</i>	853.60	1397.30	986.00
Módulo rigidez xz	<i>Mpa</i>	572.30	1271.70	719.20
Rácio de Poisson xy	-	0.264	0.292	0.378
Rácio de Poisson yz	-	0.033	0.064	0.052
Rácio de Poisson xz	-	0.032	0.033	0.035

Tendo em conta os dados da Tabela 3.5, a madeira escolhida para as zonas de acoplamento dos pinos é a madeira de carvalho vermelho, pois possui melhores propriedades em comparação com as outras.

3.1.2 Longarina secundária

Esta longarina tem como principal função suportar as cargas derivadas das superfícies hipersustentadoras. A secção escolhida para esta longarina foi em 'C'. Esta geometria possui duas mesas e uma alma. As mesas vão constituidas por carbono pultrudido e as almas por uma *sandwich* de *Airex C70 75* e *Textreme*.



Figura 3.3: Longarina em C.

Da mesma forma que na longarina principal, a vermelho encontra-se representada a alma e a verde as mesas. Se for necessário estabilizar esta longarina, utiliza-se espuma que vai ser delimitada pelo tamanho da alma e das mesas.

3.1.3 Casca

A casca da asa vai ter como funções dar a forma aerodinâmica à asa e suportar uma parte dos carregamentos aplicados na asa. Tanto os momentos de flexão como as forças de corte

provocadas, quer pela sustentação, quer pelo arrasto, vão estar aplicados na casca na asa. Devido a isso e tendo em conta que a longarina já suporta parte da força de corte e do momento devido à sustentação, o material que vai ser aplicado na casca terá de possuir módulos elásticos e de rigidez, longitudinais e transversais bastante elevados. Tendo em conta estas características, um material sandwich de espuma *Airex C70 75* e casca *Textreme* apresenta-se como a melhor opção para a casca. A utilização deste material não implicará o uso de nervuras adicionais, pois a rigidez da estrutura é assegurada pela *sandwich*. Para o cálculo analítico não se vai considerar a espuma, uma vez que esta não tem relevância estrutural ao nível das tensões.

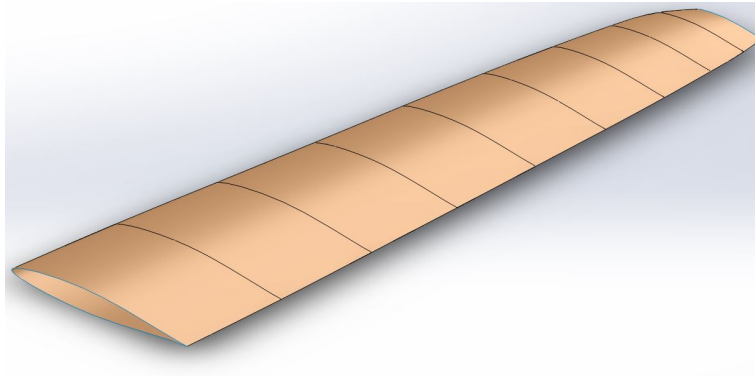


Figura 3.4: Vista Isométrica da casca.

3.1.4 Nervuras

As nervuras possuem funções de estabilização da casca e de transmissão de esforços importantes. O material escolhido tem de ser leve e possuir alguma rigidez, no sentido de manter estável o perfil aerodinâmico.

Um material *sandwich* composto por *Textreme* e *Airex C70 75* apresenta-se como um material bastante versátil que cumpre esses requisitos. A asa vai possuir 6 nervuras, uma na raiz da asa, uma na ponta desta e as restantes vão situar-se no início e no final do *aileron* e do *flap*. A nervura da raiz da asa vai ser bastante mais espessa do que as restantes pois é onde 2 pinos vão acoplar a asa à fuselagem. Nesta zonas específicas de acoplamento, o material *sandwich*, em vez de ter espuma em seu núcleo, vai possuir madeira de carvalho no sentido de aumentar a rigidez.

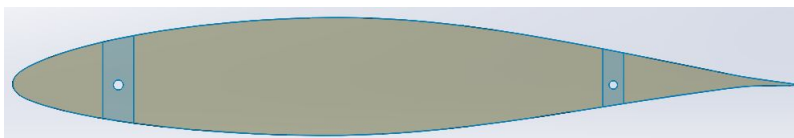


Figura 3.5: Nervura da raiz da asa.

A Figura 3.5 mostra a nervura da raiz da asa. A azul estão representadas as zonas que envolvem os furos onde os pinos se inserem, e que vão ser compostas pela *sandwich* com núcleo em madeira e a cinzento estão representadas as zonas constituídas por uma *sandwich* com núcleo em *Airex C70 75* que é também, a constituição das restantes nervuras.

3.2 Fuselagem

3.2.1 Casca

A casca da fuselagem vai suportar o momento torsor da asa, as forças de corte devido ao peso dos componentes e da tripulação e o momento provocado por esses mesmos componentes. O material escolhido é o *Textreme*, pois, como já visto anteriormente, possui elevada resistência longitudinal e transversal e tem uma densidade baixa. Tal como a casca da asa, a casca da fuselagem pode ser composta por cavernas e por uma casca, ou exclusivamente por uma casca em *sandwich*. Todavia, a aeronave vai necessitar de cavernas nas zonas onde os pinos da asa se acolpam à fuselagem para reforçar e suportar parte dos esforços transmitidos pelos pinos à fuselagem e portanto, a configuração *sandwich* não vai ser necessária, visto que as cavernas vão assegurar a rigidez da fuselagem. A configuração inicial escolhida será uma casca simples *Textreme*.

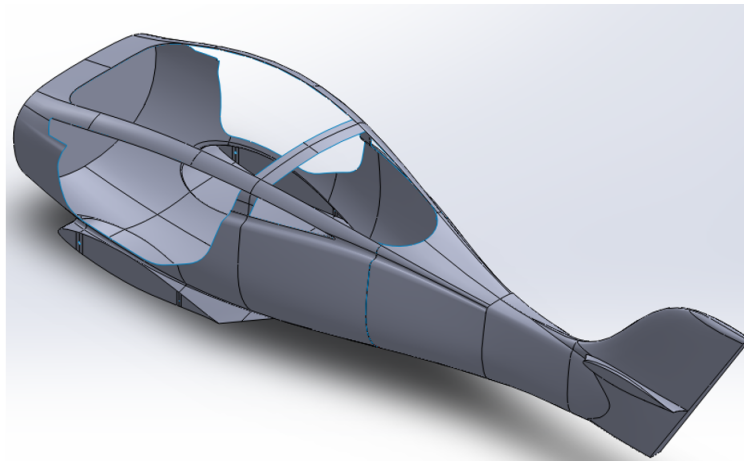


Figura 3.6: Vista isométrica da fuselagem.

3.2.2 Cavernas

As cavernas vão manter a forma geométrica da fuselagem e aumentar a rigidez desta. As cavernas vão ser compostas por uma *sandwich* de *Airex C70 75* e de *Textreme*.

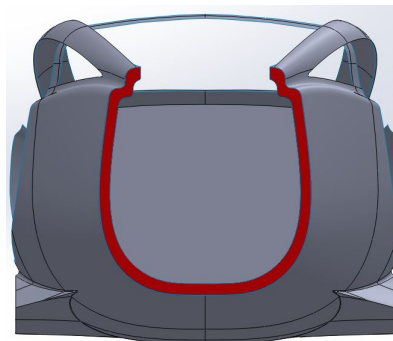


Figura 3.7: Secção transversal da fuselagem.

Na Figura 3.7 podemos ver a vermelha a caverna. Esta tem a forma da secção da casca e como possui uma espessura transversal, aumenta a rigidez neste plano da fuselagem.

3.3 Empenagem horizontal

A empenagem horizontal é uma estrutura que dá estabilidade à aeronave e suporta os lemes de profundidade que controlam arfagem. O perfil alar da empenagem horizontal escolhido na dissertação anterior é o *NACA 0012* [27]. A empenagem horizontal vai ser fixa à fuselagem, exceto o leme de direcção. No sentido de fixar a empenagem horizontal à fuselagem, as longarinas da empenagem horizontal vão-se acoplar à longarina da empenagem vertical (fixa dentro da fuselagem), através de 4 pinos, no sentido de suportar parte das forças de corte derivadas da sustentação da empenagem horizontal. Devido a isso, a nervura da raiz da empenagem horizontal vai ser acoplada apenas por um pino à fuselagem. As longarinas da empenagem horizontal, tal como as longarinas principais das asas, vão ser adjacentes uma à outra.

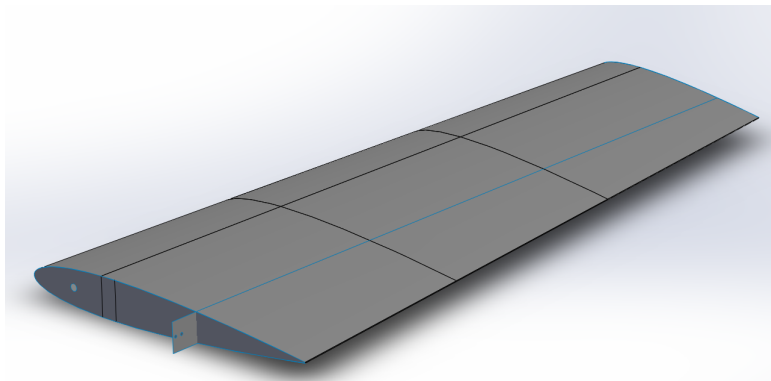


Figura 3.8: Empenagem horizontal, semi-envergadura.

3.3.1 Longarina

A empenagem horizontal vai ser composta por uma longarina em caixão, semelhante à longarina principal da asa, ou seja, almas em *sandwich* de *Airex C70 75* e *Textreme* e mesas de carbono pultrudido. Nas zonas onde se vão acoplar os pinos, a espuma das almas vai ser substituída por madeira de carvalho vermelho.

3.3.2 Casca

A empenagem horizontal vai ser composta por uma casca *sandwich* de *Airex C70 75* e *Textreme*.

3.3.3 Nervuras

A empenagem horizontal vai ser composta por 2 nervuras, uma na raiz e uma na ponta desta. Vão ser compostas por uma *sandwich* de *Textreme* e *Airex c70 75*. A nervura da raiz da empenagem horizontal vai ser bastante mais espessa do que a outra, uma vez que é onde o pino vai acoplar. Nesta zona específica de acoplamento, o material *sandwich*, em vez de ter espuma em seu núcleo, vai possuir madeira de carvalho vermelho no sentido de aumentar a rigidez.

3.4 Empenagem vertical

A empenagem vertical é uma estrutura que dá estabilidade à aeronave e suporta os lemes de direção que controlam a guinada. O perfil alar desta empenagem é igual ao perfil da empenagem horizontal, *NACA 0012* [27]. Esta empenagem não vai necessitar de pinos de acoplamento pois é parte integrante da fuselagem.

3.4.1 Longarina

A empenagem vertical vai ser composta por uma longarina em caixão com a mesma configuração de materiais da longarina principal da asa. Vai ser posicionada à frente do bordo de ataque do leme de direção.

3.4.2 Casca

A empenagem vertical vai possuir uma casca em *Textreme* como a fuselagem.

3.5 Pinos de acoplamento

3.5.1 Contatos

Os pinos vão ser usados para unir as duas longarinas principais da asa entre si e as asas com a fuselagem. A empenagem horizontal vai ter uniões semelhantes conseguidas também, através de pinos. Os pinos que vão unir as longarinas da asa vão apenas transmitir o momento fletor de cada asa entre si, enquanto que as longarinas da empenagem horizontal vão transmitir, para além do momento fletor, parte das forças de corte para a fuselagem. Os pinos que acoplam a nervura da raiz das asas e das empenagens horizontais, por sua vez, vão transmitir as forças de corte de cada superfície respetiva para a fuselagem.

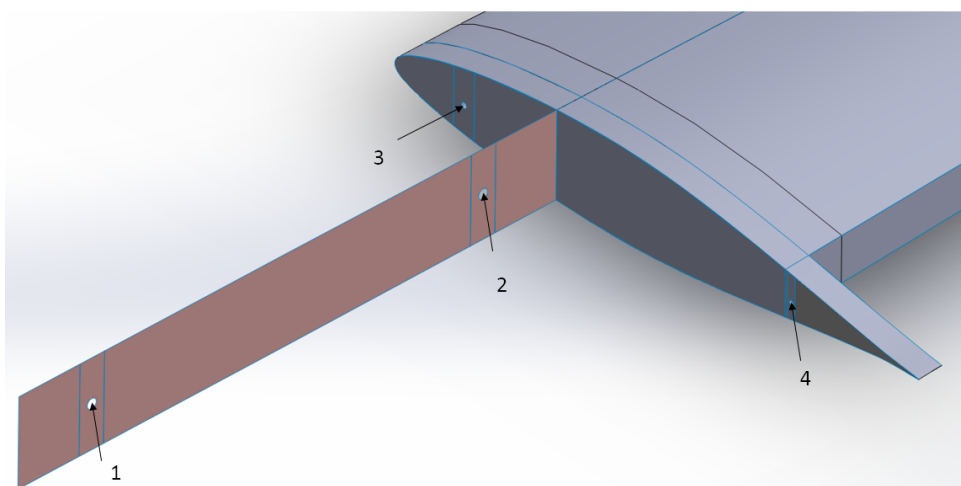


Figura 3.9: Asa. Zonas de união por pinos.

Na Figura 3.9 as zonas 3 e 4 dizem respeito às zonas de união da fuselagem com as asas. As zonas 1 e 2 dizem respeito à zona de ligação entre longarinas. A zona a vermelho representa a longarina principal e é a zona que vai ficar dentro da fuselagem e encostada à longarina principal

da outra asa. No sentido de ser possível este acoplamento, as longarinas principais vão ficar desfasadas uma da outra. As posições de cada longarina em relação à corda da raiz da asa respectiva vão ser alteradas de forma a ser possível o seu acoplamento.

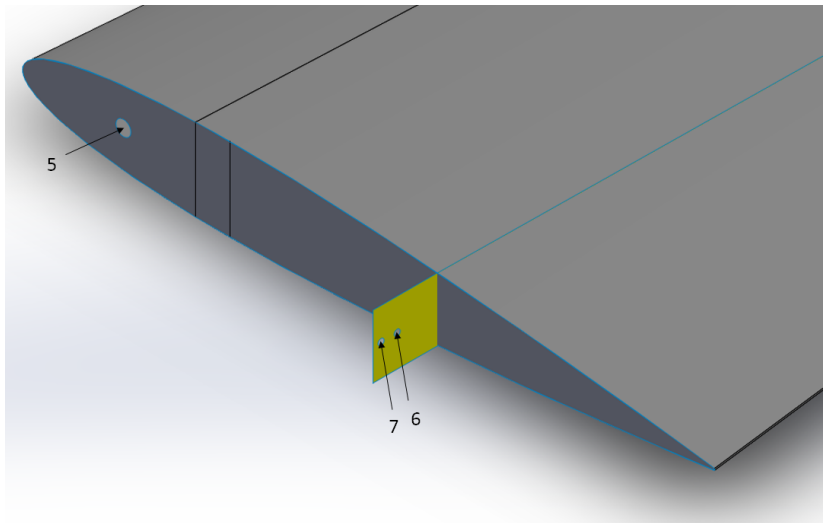


Figura 3.10: Empenagem horizontal. Zonas de união por pinos.

Na Figura 3.10 a zona 5 diz respeito à zona de união da fuselagem com a empenagem horizontal. As zonas 6 e 7 coincidem com a zona de ligação das longarinas da empenagem horizontal com a longarina da empenagem vertical. A zona a amarelo representa a longarina da empenagem horizontal e é a zona que vai ficar dentro da fuselagem encostada à longarina da outra empenagem horizontal e unida à empenagem vertical. Ainda se pode observar que, devido à longarina da empenagem horizontal estar acoplada à fuselagem e esta transmitir parte dos esforços de corte, a nervura da raiz empenagem horizontal possui só 1 pino de acoplamento contrariamente à asa. As longarinas da empenagens horizontais vão se acoplar entre si. No sentido de possibilitar o acoplamento vão se alterar as posições das longarinas em relação à corda da raiz da empenagem horizontal respectiva, da mesma forma que foi feito com as longarinas principais das asas.

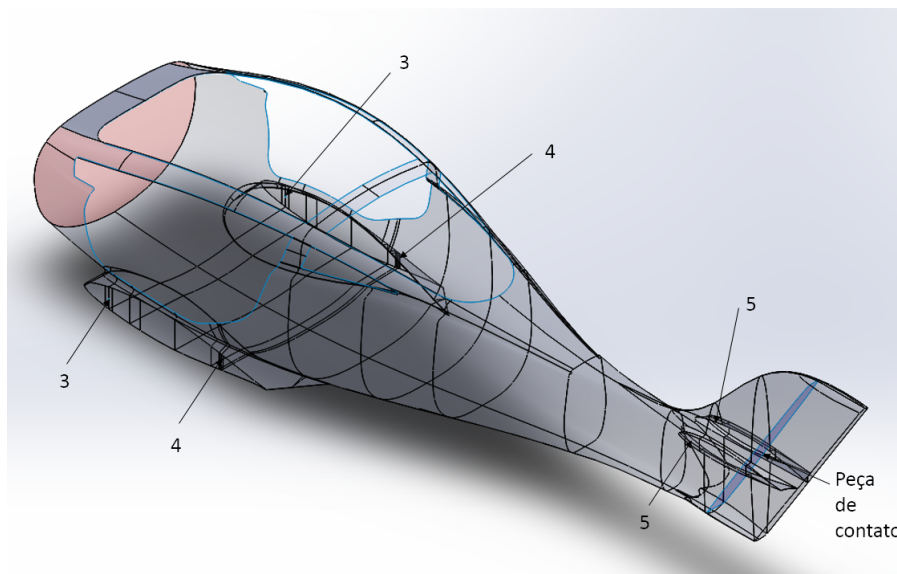


Figura 3.11: Fuselagem. Zonas de união por pinos.

Na Figura 3.11 observa-se as zonas de ligação comuns. Verifica-se que a longarina da empenagem vertical não é paralela às longarinas da empenagem horizontal. No sentido de viabilizar a união foi necessário criar uma peça de contato que compatibilize a inclinação entre as longarinas da empenagem horizontal e longarina da empenagem vertical.

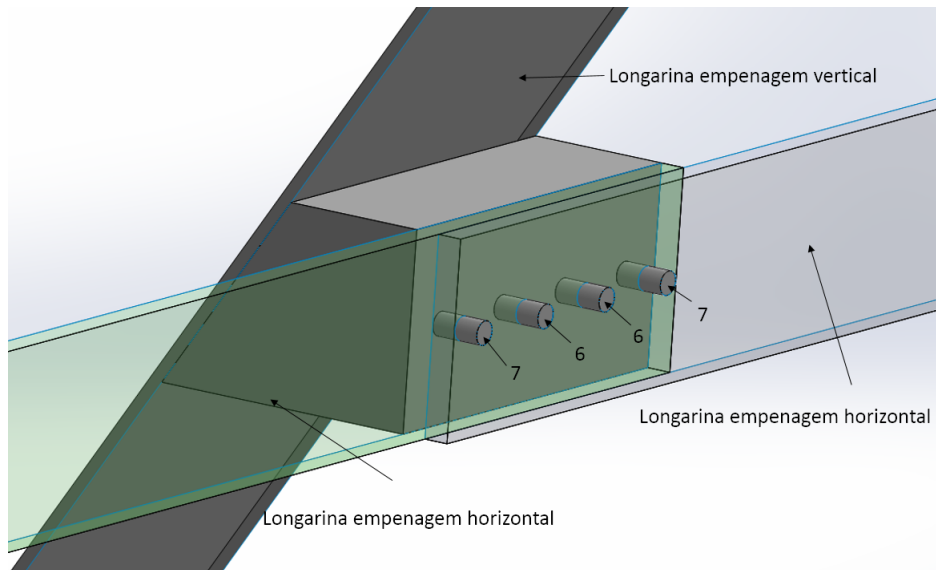


Figura 3.12: Peça de contato.

A Figura 3.12 apresenta a peça de contato criada que permite compatibilizar a inclinação entre as longarinas da empenagem horizontal e a longarina principal. Nesta figura observa-se quer a disposição dos pinos, quer a sobreposição das longarinas da empenagem horizontal. Os pinos atravessam as longarinas da empenagem horizontal e a peça de contato. Como a peça de contato possui dimensões reduzidas e vai estar sujeita a cargas muito elevadas foi necessário utilizar um material mais resistente do que a *sandwich* de madeira e compósito. Para tal, escolheu-se o alumínio que para além de ser um dos metais mais leves possui boa resistência mecânica.

* Alumínio

O alumínio é um dos metais mais leves que existem. Para além de ser barato, possui boas características mecânicas, térmicas e elétricas. Este metal atualmente, é mais utilizado como material inicial de diversas ligas. Estas ligas possuem diferentes propriedades, dependendo dos elementos que compõem a liga e dos tratamentos químicos e térmicos a que foram sujeitas. Na indústria aeronáutica algumas das ligas de alumínio mais usadas são as séries 6061 e 7075.

Tabela 3.6: Características mecânicas do alumínio 6061 T6 e do alumínio 7050 T6.

Propriedades	Unidades	Alumínio 6061 T6	Alumínio 7050 T6
Densidade	kg/m ³	2700	2810
Tensão de rutura à compressão	Mpa	310	572
Tensão de rutura à tração	Mpa	310	572
Tensão de rutura ao corte	Mpa	207	331
Módulo elástico	Mpa	68900	71700

Apesar da liga de alumínio 7050 T6 possuir melhores qualidades mecânicas do que o alumínio 6061 T6, o material escolhido para peça de contato é o alumínio 6061 T6 visto que possui propriedades estruturais suficientes para a sua aplicação e é mais barato. As zonas de interface entre o alumínio e o *Textreme* vão ser constituídas por um laminado de fibra de vidro, no sentido de prevenir a corrosão galvânica³ que ocorre se o carbono estiver em contato com o alumínio, pois o carbono tem maior potencial eletroquímico⁴ do que o alumínio [28]. Estes laminados de fibra de vidro não vão ter relevância estrutural. Os casquilhos, que se vão falar no subcapítulo 4.6.2, vão ser também constituídos nesta liga metálica.

Antes de se começar a dimensionar analiticamente a estrutura, falta escolher o material de fabrico dos pinos.

3.5.2 Pinos

Os pinos vão ser feitos em aço. Existem diversas classes de pinos de aço e é necessário escolher a mais apropriada para a respetiva aplicação.

Tabela 3.7: Diferentes classes de pinos.

Propriedades	Unidades	Class 8.8	Class 10.9	Class 12.9
Diâmetro	<i>mm</i>	<= 16	5 até 100	1.6 até 100
Tensão de rutura ao corte	<i>Mpa</i>	384.00	564.00	660.00.
Tensão de rutura à tração	<i>Mpa</i>	800.00	1040.00	1220.00

Na Tabela 3.7 estão apresentados as classes de pinos que vão de encontro aos requisitos, ou seja, maior resistência ao corte. A classe de pinos escolhida foi a 12.9. É importante notar que esta escolha é condicionada pelo diâmetro do pino necessário, que se vai obter do cálculo analítico realizado no capítulo seguinte, pois cada classe possui um intervalo de diâmetros de produção.

3.6 Trem de aterragem

A aeronave vai ter um trem triciclo. A roda frontal vai ser fixada na zona da carenagem do motor e as restantes duas rodas vão ser fixadas às asas. Esta configuração é estável direccionalmente e permite obter boa visibilidade no solo e bom controlo, mesmo em situações de vento cruzado [29].

O trem de aterragem e as interfaces de fixação não vão ser dimensionados nesta dissertação. Nas zonas de fixação será necessário refazer a análise estrutural no sentido de averiguar se as zonas de fixação conseguem suportar os esforços provenientes do trem.

³A corrosão galvânica é um processo eletroquímico onde um material sofre corrosão em relação a outro, num mesmo eletrólito, devido a possuírem potenciais de eléctrodo diferentes.

⁴É a tendência de uma espécie química ser reduzida.

4 Cálculo Preliminar

Antes de se prosseguir para o cálculo analítico é necessário definir os eixos de referência usados para evitar ambiguidades. O sistema de eixos coordenados está definido na imagem seguinte. Quer a asa, quer a fuselagem, quer as empenagens vão se distribuir longitudinalmente ao longo do eixo z e os planos xy e yz coincidem com os planos transversais destes componentes.

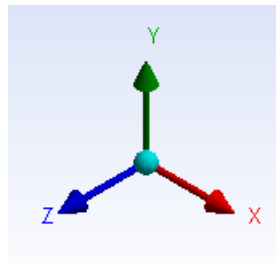


Figura 4.1: Sistema de eixos coordenados.

A primeira fase do projeto foi calcular analiticamente as dimensões das espessuras dos componentes estruturais, através do *Matlab*, no sentido de se obter um ponto de partida dimensional para, posteriormente, se simular e otimizar a estrutura com recurso ao *Ansys*.

4.1 Diagrama n-V

Inicialmente é necessário saber quais são os pontos críticos do voo da aeronave.

Tendo em conta as normas da *CS-VLA* e a dissertação do Eng. Luís Ferreira [27] foi possível realizar o diagrama n-V. Este diagrama relaciona o fator de carga n e a velocidade da aeronave V [m/s]. As normas *CS-VLA* [30] são as normas europeias que se vão utilizar para se obter as condições para o dimensionamento estrutural. Os dados utilizados para elaborar o diagrama encontram-se na Tabela 4.1.

Tabela 4.1: Dados gerais da aeronave.

Coeficiente de sustentação máximo sem <i>flaps</i>	—	1.36
Coeficiente de sustentação máximo com <i>flaps</i>	—	2.46
Velocidade de perda sem <i>flaps</i>	m/s	28.30
Velocidade máxima de operação com <i>flaps</i>	m/s	39.62
Velocidade de perda com <i>flaps</i>	m/s	18.00
Velocidade de cruzeiro	m/s	103.90
Velocidade de manobra	m/s	53.60
Velocidade máxima	m/s	115.40
Velocidade de mergulho	m/s	129.84
Corda média,	mm	920.00
Variação do coeficiente de sustentação da asa, a	rad ⁻¹	5.07
Área alar, S	m ²	7.800

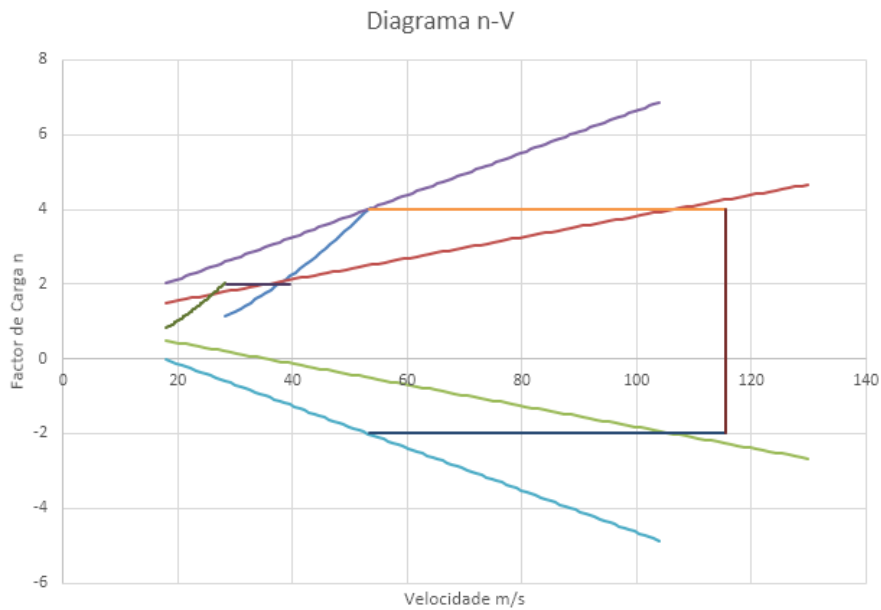


Figura 4.2: Diagrama n-V.

Através do diagrama n-V, observa-se os pontos críticos do envelope de voo.

Tabela 4.2: Pontos críticos do diagrama n-V, V [m/s].

Pontos críticos	n	V
1	2	39.62
2	4	53.60
3	4	115.40
4	-2	53.60
5	-2	115.40
6	6.87	103.90
7	4.67	129.84
8	-4.87	103.90
9	-2.67	129.84

Os pontos críticos da Tabela 4.2 estão descritos a seguir:

1. fator de carga positivo velocidade máxima de operação com flaps;
2. limite estrutural positivo em velocidade de manobra;
3. limite estrutural positivo em velocidade máxima;
4. limite estrutural negativo em velocidade de manobra;
5. limite estrutural negativo em velocidade máxima;
6. fator de carga positivo em velocidade de rajada;
7. fator de carga positivo em velocidade de mergulho;
8. fator de carga negativo em velocidade de rajada;
9. fator de carga negativo em velocidade de mergulho;

O ponto mais crítico do diagrama n-V é o ponto 6.

4.2 Asa

4.2.1 Forças impostas

A asa é o principal elemento sustentador e portanto, grande parte das cargas aerodinâmicas são suportadas por esta. Utilizando o software *XFLR5*, o perfil aerodinâmico *NACA 65(2)-215*, que foi escolhido na dissertação anterior [27] e, a norma *CS-VLA* [30], obtiveram-se todos os coeficientes e parâmetros necessários para cada ponto crítico do diagrama n-V, a fim de se calcular as forças aerodinâmicas impostas na asa.

- Coeficiente de sustentação c_l
- Coeficiente de arrasto c_d
- Coeficiente de momento c_m
- Centro de pressões x_{cp} [%]

Os valores mais críticos obtiveram-se para a condição 6 da Tabela 4.2 do diagrama n-V. Isto significa que a asa e a aeronave vão dimensionadas para esta condição, exceto a longarina secundária que vai ter em conta a condição 1 do diagrama. As Tabelas 4.3, 4.4, 4.5 e 4.6 apresentam os coeficientes para a condição mais crítica, onde z_{env} é a posição ao longo da envergadura em milímetros.

Tabela 4.3: Coeficiente de sustentação, z_{env} [mm].

z_{env}	c_l
0	0.6759
671.89	0.6889
1327.23	0.7019
1949.89	0.7047
2524.54	0.7002
3037.02	0.6861
3474.73	0.6599
3826.87	0.6121
4084.79	0.5318
4242.12	0.3665

Tabela 4.4: Coeficiente de arrasto, z_{env} [mm].

z_{env}	c_d
0	0.02425
671.89	0.02315
1327.23	0.02196
1949.89	0.02164
2524.54	0.02130
3037.02	0.02316
3474.73	0.02523
3826.87	0.02854
4084.79	0.03233
4242.12	0.03330

Tabela 4.5: Coeficiente de momento, z_{env} [mm].

z_{env}	c_m
0	-0.04389
671.89	-0.04381
1327.23	-0.04361
1949.89	-0.04338
2524.54	-0.04315
3037.02	-0.04282
3474.73	-0.04255
3826.87	-0.04242
4084.79	-0.04164
4242.12	-0.04181

Tabela 4.6: Centro de pressões, z_{env} [mm], x_{cp} [%].

z_{env}	x_{cp}
0	30.97
671.89	30.82
1327.23	30.64
1949.89	30.58
2524.54	30.59
3037.02	30.73
3474.73	30.97
3826.87	31.42
4084.79	32.43
4242.12	36.25

Tendo em conta que o coeficiente de arrasto é muito pequeno comparativamente ao coeficiente de sustentação, no sentido de facilitar os cálculos, este vai ser desprezado ao dimensionarmos os componentes estruturais.

Com os coeficientes de momento e de sustentação calcula-se:

- Força distribuída ao longo da envergadura devido à sustentação [N/mm]

$$\delta L = c_l c p_{din}, \quad (4.1)$$

onde c é a corda da asa e p_{din} é a pressão dinâmica.

- Força de corte ao longo da envergadura devido à sustentação [N]

$$S_y = \oint L dz \quad (4.2)$$

- Momento fletor ao longo da envergadura devido à sustentação [$N.mm$]

$$M_x = \oint S_y dz \quad (4.3)$$

- Momento ao longo da envergadura devido à torção¹ [$N.mm$]

$$M_t = \sum_{i=1}^n c_m c^2 z_{env} p_{din}, \quad (4.4)$$

Tabela 4.7: Força distribuída na asa, c [mm], z_{env} [mm], δL [N/mm].

c	z_{env}	δL
1160.00	0	5.18
1112.30	671.89	5.01
1036.20	1327.23	4.81
960.00	1949.89	4.47
891.00	2524.54	4.13
823.50	3037.02	3.74
750.00	3474.73	3.27
673.00	3826.87	2.72
578.00	4084.79	2.03
440.00	4242.12	1.07

¹O momento torsor é produzido pelas forças aerodinâmicas se estas estiverem aplicadas no centro aerodinâmico e é equilibrado através da sustentação da empenagem horizontal.

Tabela 4.8: Força de corte na asa, c [mm], z_{env} [mm], S_y [N].

c	z_{env}	S_y
1160.00	0	17500.70
1112.30	671.89	14057.00
1036.20	1327.23	10821.30
960.00	1949.89	7931.49
891.00	2524.54	5460.92
823.50	3037.02	3446.65
750.00	3474.73	1912.92
673.00	3826.87	857.12
578.00	4084.79	243.76
440.00	4242.12	0.00

Tabela 4.9: Momento fletor na asa, c [mm], z_{env} [mm], M_x [N.mm].

c	z_{env}	M_x
1160.00	0	32544100.00
1112.30	671.89	21942500.00
1036.20	1327.23	13790600.00
960.00	1949.89	7952290.00
891.00	2524.54	4104330.00
823.50	3037.02	1821820.00
750.00	3474.73	648870.00
673.00	3826.87	161143.00
578.00	4084.79	19175.80
440.00	4242.12	0.00

Tabela 4.10: Momento torsor na asa, c [mm], z_{env} [mm], M_t [N.mm].

c	z_{env}	M_t
1160.00	0	-61435.10
1112.30	671.89	-56386.90
1036.20	1327.23	-48709.00
960.00	1949.89	-41592.80
891.00	2524.54	-35634.20
823.50	3037.02	-30208.90
750.00	3474.73	-24897.10
673.00	3826.87	-19987.00
578.00	4084.79	-14474.20
440.00	4242.12	0.00

Com as forças aerodinâmicas atuantes na aeronave começa-se a dimensionar as asas da aeronave. A asa foi dividida de acordo com os pontos do *XFLR5*, ou seja em 10 secções, sendo que a última é irrelevante, pois coincide com a ponta da asa e como se observa nas Tabelas 4.3, 4.4, 4.5 e 4.6, os valores derivados da sustentação são nulos.

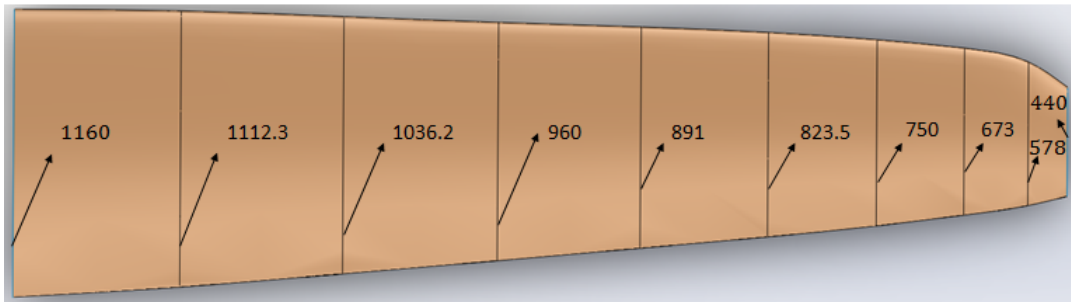


Figura 4.3: Secções da asa e respetivas cordas [mm].

Os cálculos realizados nos próximos subcapítulos relativos ao dimensionamento da longarina principal e ao dimensionamento da casca da asa estão de acordo com esta divisão.

4.2.2 Longarina principal

Esta longarina, como o próprio nome indica, é o principal elemento estrutural da asa. Esta vai suportar as forças de corte e os momentos devido à sustentação e ao arrasto. As longarinas tem de ser retilíneas e portanto toda esta vai ser posicionada de acordo com o centro de pressões inicial 30.97 % da corda, que foi extraído da Tabela 4.6.

Tensão direta

A longarina tem de suportar as tensões diretas provocadas pela cargas aerodinâmicas a que está sujeita. Antes de se proceder ao cálculo das tensões é necessário relacionar os materiais utilizados na longarina principal, pois possuem propriedades elásticas diferentes. Nesse sentido, é calculado o quociente entre os módulos elásticos dos diversos materiais utilizados R_e , tendo em conta um valor referência E_{ref} , que é um valor do módulo elástico do material de um dos materiais utilizados.

$$R_e = \frac{E_{material}}{E_{ref}}, \quad (4.5)$$

A equação seguinte permite calcular as tensões diretas [31].

$$\sigma_z = R_e \left[\frac{M_x(I_{yy} y - I_{xy} x)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} + \frac{M_y(I_{xx} x - I_{xy} y)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} \right], \quad (4.6)$$

onde I é o momento de inércia e σ_z é a tensão direta. Para o cálculo da tensão direta temos de considerar, não só o fator de segurança F_s (1.5) mas também o fator de compósito F_c (1.25) por causa do uso de materiais compósitos. Estes fatores são multiplicados na tensão direta obtida.

$$\sigma_{ulttens} = R_e F_s F_c \left[\frac{M_x (I_{yy} y - I_{xy} x)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} + \frac{M_y (I_{xx} x - I_{xy} y)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} \right] \quad (4.7)$$

Como o arrasto foi desprezado, $M_y = 0$ e $S_x = 0$ são cortados da equação das tensões diretas.

$$\sigma_{ulttens} = R_e F_s F_c \left[\frac{M_x (I_{yy} y - I_{xy} x)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} \right] \quad (4.8)$$

A secção inicial escolhida para a longarina foi uma secção em caixão.

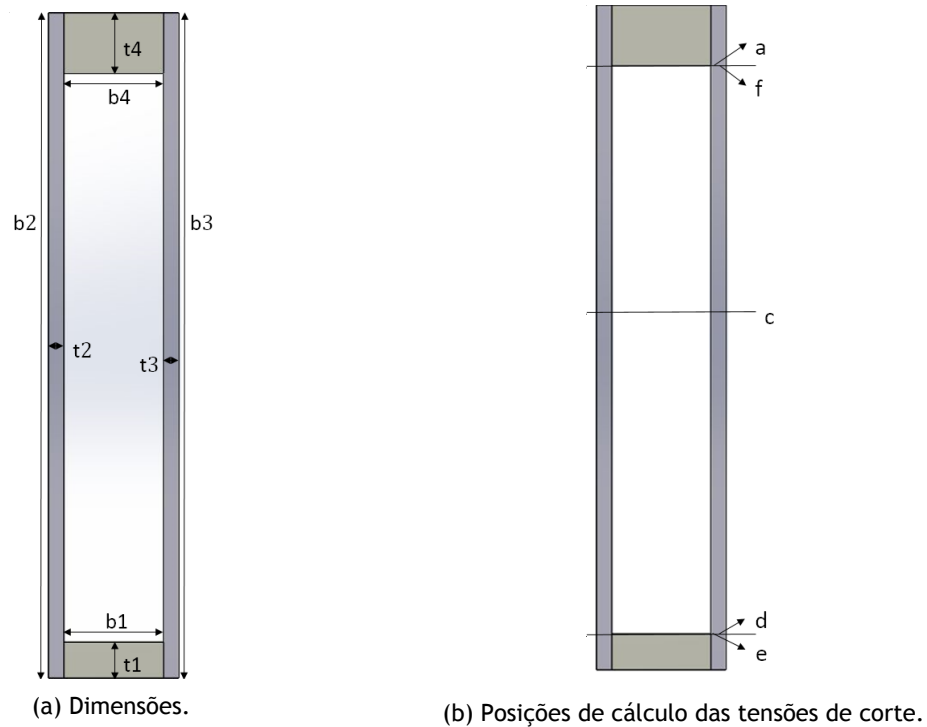


Figura 4.4: Longarina principal da asa.

A Figura 4.4(a) permite retirar algumas conclusões:

- Largura da mesa superior igual ao da mesa inferior $b1 = b4$
- Espessura da alma esquerda igual à da alma direita $t2 = t3$
- No sentido de facilitar a construção, $b1 = b4$ vão ter a mesma dimensão, em toda a longarina.
- Altura da alma esquerda igual à da alma direita $b2 = b3$ e esta têm de respeitar a espessura do perfil e uma suposta espessura da casca, $h_{perfil} - t_{casca} = b2 = b3$.

Tendo em conta estas condições itera-se as variáveis $b1, t2, b2, t1, t4$, a fim de se encontrar os valores mínimos possíveis, no sentido de reduzir o peso.

Para cada iteração, calcula-se o centróide (x_{cg}, y_{cg}) e, a posteriori, os momentos de inércia I_{xx} e I_{yy} da secção. I_{yy} vai ser nulo, pois as almas vão ter a mesma espessura e as mesas vão possuir a mesma largura e portanto, a longarina vai ser simétrica, em relação ao eixo y . A ponderação entre os diferentes materiais R_e também vai ser aplicada no cálculo dos momentos de inércia, I^* .

$$I_{xx}^* = R_e \sum (b_{r_i} y_{r_i}^2) \quad (4.9)$$

Como a longarina é simétrica, pelo menos num dos eixos, então $I_{xy} = 0$. Assim, a Equação 4.7 fica mais simples:

$$\sigma = R_e F_s F_c \left(\frac{M_x y}{I_{xx}^*} \right) \quad (4.10)$$

Sendo y a distância vertical entre o centróide e o ponto que se quer calcular, para obter-se a tração e a compressão máximas, y vai tomar valores máximos, ou seja, ou toma o valor da distância do centróide em relação à mesa superior ou toma o valor da distância do centróide à mesa

inferior. Isto divide a longarina na posição do centróide. Dependendo do sentido do momento fletor M_x , este provoca tração na parte inferior e compressão na parte superior da longarina, ou vice-versa. Tendo em conta os valores da Tabela 4.9, o momento fletor vai provocar compressão na parte superior y_c e tração na parte inferior da longarina y_t .

- Tração

$$\sigma_t \geq R_e F_s F_c \left(\frac{M_x y_t}{I_{xx}^*} \right) \quad (4.11)$$

- Compressão

$$\sigma_c \geq R_e F_s F_c \left(\frac{M_x y_c}{I_{xx}^*} \right) \quad (4.12)$$

Por fim verifica-se os valores de σ_t e de σ_c se são inferiores ou iguais à tração e compressão de rutura do material.

Contudo, é necessário verificar se as dimensões obtidas são suficientes para suportar as tensões de corte.

Tensão de corte

Para o cálculo das tensões de corte, S_x não é considerado pois o arrasto foi desprezado. A tensão de corte [31], tendo em conta o fator de segurança e de compósito, é dada por:

$$\tau = R_e F_s F_c \left(\frac{S_y Q}{I_{xx}^* t} \right), \quad (4.13)$$

$$Q = R_e A y \quad (4.14)$$

onde A é área desde a extremidade da longarina até ao ponto objeto de cálculo. A extremidade pode ser a extremidade superior ou a extremidade inferior da longarina, dependendo se o ponto, para o qual se quer obter a tensão de corte, se situa acima ou abaixo do centróide (posição da tensão de corte máxima), respetivamente. y é a distância desta ao centróide e t é a espessura da secção alvo do cálculo da tensão de corte.

As tensões de corte nas longarinas e nas vigas, normalmente são calculadas na zona de ligação das mesas para as almas e no centro da viga. Os pontos escolhidos estão apresentados na Figura 4.4(b).

A diferença entre τ_a e τ_f e entre τ_d e τ_e é a espessura t da secção a considerar. Em τ_a e τ_e , t assume a largura da mesa, enquanto que em τ_f e τ_d , assume o valor da espessura das almas.

As dimensões mínimas possíveis da longarina que respeitam as tensões de rutura de tração, de compressão e de corte do *Textreme* e do carbono pultrudido encontram-se na Tabela 4.11.

Tabela 4.11: Dimensões da longarina principal, b [mm], t [mm], σ [N/mm²], τ [N/mm²].

(a) Tensões de tração e de compressão.

z_{env}	$b1$	$t2$	$t3$	$b4$	$t1$	$b2$	$b3$	$t4$	σ_c	σ_t
0	22.00	2.50	2.50	22.00	11.00	160.00	160.00	14.00	1196.32	1343.84
671.89	22.00	2.40	2.40	22.00	5.00	155.00	155.00	9.00	1183.47	1494.99
1327.23	22.00	2.30	2.30	22.00	3.00	145.00	145.00	5.00	1187.49	1395.20
1949.89	22.00	2.30	2.30	22.00	1.00	135.00	135.00	3.00	1062.03	1312.07
2524.54	22.00	1.40	1.40	22.00	1.00	125.00	125.00	1.00	1196.26	1196.26
3037.02	22.00	0.20	0.20	22.00	1.00	115.00	115.00	1.00	1163.11	1163.11
3474.73	22.00	0.20	0.20	22.00	1.00	105.00	105.00	1.00	460.51	460.51
3826.87	22.00	0.10	0.10	22.00	1.00	90.00	90.00	1.00	145.66	145.66
4084.79	22.00	0.10	0.10	22.00	1.00	75.00	75.00	1.00	21.12	21.12
4242.12	22.00	0.10	0.10	22.00	1.00	40.00	40.00	1.00	0.00	0.00

(b) Tensões de corte.

z_{env}	τ_a	τ_f	τ_c	τ_d	τ_e
0	7.44	40.16	48.38	36.54	6.77
671.89	5.82	32.49	42.50	23.70	4.24
1327.23	4.11	23.77	37.37	17.07	2.95
1949.89	2.84	16.40	31.17	6.88	1.19
2524.54	1.49	13.21	37.83	13.21	1.49
3037.02	2.16	121.09	152.31	121.09	2.16
3474.73	1.33	74.64	92.17	74.64	1.33
3826.87	0.76	84.67	93.19	84.67	0.76
4084.79	0.26	29.28	31.71	29.28	0.26
4242.12	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

Com base na Tabela 4.11 verifica-se que as espessuras das mesas e das almas diminuem ao longo da envergadura. Repara-se também que, como o carbono pultrudido possui menos resistência à compressão do que à tração, $t4$ nunca é inferior a $t1$. É importante realçar que, τ_a e τ_e estão relacionados com as mesas, e portanto são comparadas aos valores do carbono pultrudido enquanto que τ_f , τ_c e τ_d relacionam-se com as almas e com as propriedades do *Textreme*. As tensões diretas e as tensões de corte obtidas respeitam os limites dos materiais utilizados na longarina principal da asa.

4.2.3 Casca

Para o dimensionamento da casca utilizou-se as coordenadas da perfil para se iniciar a idealização estrutural. A idealização estrutural permite simplificar uma secção estrutural complexa, num modelo mecânico mais simples, que se comporta de maneira semelhante à secção complexa inicial através do uso de *booms*. O objetivo é descobrir a espessura mínima que respeite os limites de tração, de compressão e de corte do material. t_d é a espessura da casca e vai ser o objeto da iteração.

Os *booms* foram posicionados segundo as coordenadas do perfil permitindo que as distâncias entre eles sejam relativamente curtas. É necessário ter em conta as zonas da asa, onde se situam os dispositivos hipersustentadores e a percentagem de corda que cada um destes ocupa, visto

que não contribuem para o suporte das forças derivadas da sustentação. A Tabela 4.12 apresenta as posições, na semi-envergadura da asa, do *flap* e do *aileron*, bem como a percentagem de corda que ocupam, c_h/c [%] onde c_h é a corda dos respectivos dispositivos.

Tabela 4.12: Posições iniciais z_i [mm] e finais z_f [mm] das superfícies hipersustentadoras, c_h/c [%].

Componentes	z_i	z_f	c_h/c
<i>Aileron</i>	600.10	3438.80	25.00
<i>Flap</i>	3494.60	4170.90	25.00

Centróide

Para se calcular as tensões diretas e as tensões de corte na casca é preciso obter primeiro os momentos de inércia e a área da casca. Como o perfil possui uma geometria complexa é necessário iterar o centróide. Para descobrir o centróide é necessário utilizar as fórmulas:

$$y_{cg} = \frac{\sum A y}{\sum A}; \quad (4.15)$$

$$x_{cg} = \frac{\sum A x}{\sum A}, \quad (4.16)$$

sendo A a área da secção e x e y são as distâncias ao centróide.

No caso da idealização estrutural tem-se de utilizar as áreas dos *booms* e as suas repetidas posições para determinar o c_g do perfil.

$$y_{cg} = \frac{\sum (b_r y_0)}{\sum b_r} \quad (4.17)$$

$$x_{cg} = \frac{\sum (b_r x_0)}{\sum b_r}, \quad (4.18)$$

onde b_r é a área do *boom* e (x_0, y_0) a distância à origem do referencial em uso.

Todavia, o cálculo das áreas dos *booms* implica o uso do mesmo c_g . É necessário então, supor um c_g inicial. O processo para determinar o c_g real consiste nos seguintes passos:

1. Com o y_{cg} inicial, calcular as áreas de cada boom b_{r_i} [31] :

$$b_{r_i} = \left[\frac{t_d d_{i+1}}{6} \left(2 + \frac{y_{r_{i+1}}}{y_{r_i}} \right) \right] + \left[\frac{t_d d_{i-1}}{6} \left(2 + \frac{y_{r_{i-1}}}{y_{r_i}} \right) \right] + A_o, \quad (4.19)$$

onde d_{i+1} é a distância entre o *boom* e o *boom* seguinte, d_{i-1} é a distância entre o *boom* e o *boom* anterior, y_{r_i} é a distância do *boom* ao y_{cg} e A_o representa as áreas de outros componentes estruturais que estejam entre os *booms* em questão.

2. De seguida, resolver a equação:

$$y_{cg} = \frac{\sum (b_r y_0)}{\sum b_r} \quad (4.20)$$

3. Com o novo y_{cg} repetir os passos anteriores, até o y_{cg} estabilizar. Quando estabilizar, descobre-se o y_{cg} .
4. Para se obter x_{cg} , repetir o processo, substituindo y_{cg} , $y_{r_{i-1}}$, $y_{r_{i+1}}$ e y_{r_i} por x_{cg} , $x_{r_{i-1}}$, $x_{r_{i+1}}$ e x_{r_i} respetivamente.

Este processo vai ser utilizado também para se iterar o centróide das secções da casca da fuselagem e da empenagem horizontal.

Tensões diretas

Através do centróide, calcula-se as áreas finais de cada *boom* b_{r_i} através da Equação 4.19. Para se resolver a equação das tensões diretas é necessário calcular os momentos de inércia.

$$I_{xx} = \sum (b_{r_i} y_{r_i}^2) \quad (4.21)$$

$$I_{yy} = \sum (b_{r_i} x_{r_i}^2) \quad (4.22)$$

$$I_{xy} = \sum (b_{r_i} y_{r_i} x_{r_i}) \quad (4.23)$$

Como a longarina está a contribuir para o suporte do momento fletor e das forças de corte, também se tem de considerar os seus momentos de inércia (I_{xx}^* , I_{zz}^* , I_{xy}^*) no dimensionamento da casca. Deste modo as equações dos momentos de inércia ficam:

$$I_{xx}^* = \sum R_e (b_{r_i} y_{r_i}^2) + I_{xxl}^* \quad (4.24)$$

$$I_{yy}^* = \sum R_e (b_{r_i} x_{r_i}^2) + I_{zzl}^* \quad (4.25)$$

$$I_{xy}^* = \sum R_e (b_{r_i} y_{r_i} x_{r_i}) + I_{xyl}^* \quad (4.26)$$

Com isto, resolve-se a Equação 4.27.

$$\sigma_z = R_e \left[\frac{M_x (I_{yy}^* y - I_{xy}^* x)}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} + \frac{M_y (I_{xx}^* x - I_{xy}^* y)}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} \right], \quad (4.27)$$

onde σ_z é a tensão direta. Similarmente ao caso da longarina principal, o fator de segurança e o fator de compósito encontram-se presentes. Como o efeito do arrasto foi desprezado, o momento M_y é cortado da equação.

A equação fica, para cada *boom* :

$$\sigma_{z_i} = R_e F_s F_c \left(\frac{M_x (I_{yy}^* y_{r_i} - I_{xy}^* x_{r_i})}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} \right) \quad (4.28)$$

Para verificar se a espessura t_d é válida esta tem de respeitar as seguintes condições:

$$\sigma_{ulttrac} \geq \sigma_{z_i} \quad (4.29)$$

quando σ_{z_i} é negativo e

$$\sigma_{ultcomp} \geq \sigma_{z_i} \quad (4.30)$$

quando σ_{z_i} é positivo.

$\sigma_{ulttrac}$ e $\sigma_{ultcomp}$ é a tração e a compressão de rutura do material, respetivamente. Neste caso, como M_x é positivo, a tensão direta se for positiva representa a tensão de compressão e se for negativa representa a tensão de tração. Após o cálculo destas tensões é necessário calcular as tensões de corte, utilizando a espessura t_d obtida e verificar se esta não ultrapassa a resistência ao corte do material.

Tensão de corte

Como a casca da asa é totalmente composta por secções fechadas, o fluxo de corte vai ser calculado através da seguinte equação [31]:

$$q_s = q_b + q_{s,0}, \quad (4.31)$$

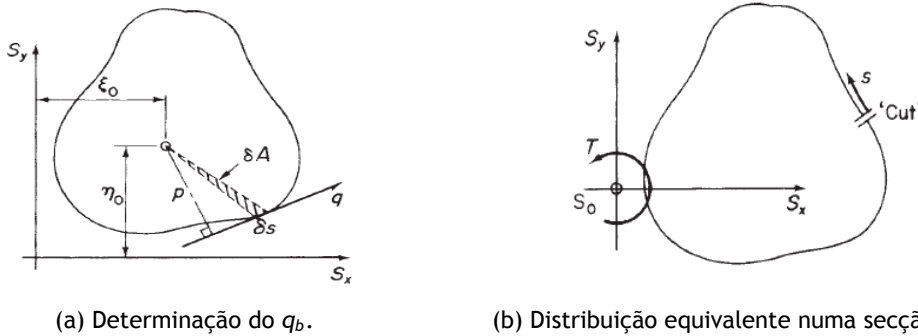
onde q_b é o fluxo de corte transversal ao longo de uma secção aberta e $q_{s,0}$ é o fluxo de corte no ponto inicial. Esta equação é reescrita por:

$$q_s = \left(\frac{S_x I_{xx}^* - S_y I_{xy}^*}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} \right) \left(\int_0^s t_D x ds + \sum_{r=1}^n B_r x_r \right) - \left(\frac{S_y I_{yy}^* - S_x I_{xy}^*}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} \right) \left(\int_0^s t_D y ds + \sum_{r=1}^n B_r y_r \right) + q_{s,0} \quad (4.32)$$

O efeito do arrasto S_x é desprezado. t_D é a espessura de outros elementos estruturais que existam entre os respetivos *booms*, que neste caso não vão ser considerados, $t_D = 0$.

Utilizando os momentos de inércia da secção e as áreas dos *booms* calculados anteriormente, e desprezando o arrasto a equação do fluxo de corte fica:

$$q_s = \left(\frac{-S_y I_{xy}^*}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} \right) \left(\sum_{r=1}^n B_r x_r \right) - \left(\frac{S_y I_{yy}^*}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} \right) \left(\sum_{r=1}^n B_r y_r \right) + q_{s,0}, \quad (4.33)$$



(a) Determinação do q_b .

(b) Distribuição equivalente numa secção aberta.

Figura 4.5: Exemplo de uma secção fechada.

Como q_b é o fluxo de corte transversal ao longo de uma secção aberta, tem-se de abrir a secção fechada em algum ponto, no sentido de calcular o q_b tal como mostra a Figura 4.5. Nesse ponto o q_b vai ser nulo. Depois, calcula-se de *boom* para *boom*, tendo em conta a influência do q_b anterior:

$$q_{b_i} = q_{b_{i-1}} + \left(\frac{-S_x I_{xy}^*}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} \right) \left(\sum_{r=1}^n B_{r_i} x_{r_i} \right) - \left(\frac{S_y I_{yy}^*}{I_{xx}^* I_{yy}^* - I_{xy}^{*2}} \right) \left(\sum_{r=1}^n B_{r_i} y_{r_i} \right) \quad (4.34)$$

Para se calcular $q_{s,0}$, é necessário igualar-se os momentos internos aos momentos externos da secção.

$$M_t + S_y \xi = \oint p q_{b_i} ds + 2 A q_{s,0}, \quad (4.35)$$

onde A é a área total da secção, ξ é a distância ao ponto onde se situa S_y . p é o tamanho da reta com origem no centróide e é normal à superfície entre os *booms* respetivos ao q_{b_i} , como se verifica pela Figura 4.5.

Tendo q_{b_i} e $q_{s,0}$, calcula-se q_{s_i} , através da Equação 4.32.

Dividindo o fluxo de corte q_{s_i} pela espessura t_d obtida no cálculo das tensões diretas verifica-se se esta tensão de corte resultante é inferior ou igual à tensão de corte de rutura do material.

$$\tau_i = \frac{F_c F_s q_{s_i}}{t_d}, \quad (4.36)$$

$$\tau_{uss} \geq \tau_i, \quad (4.37)$$

onde τ_{uss} é a resistência ao corte do material.

A secção com espessura t_d , tem de resistir tanto às tensões diretas como às tensões de corte. Se alguma destas condições não se verificar tem-se de iterar novamente até se encontrar uma espessura que permita o suporte destas tensões pela secção. A Tabela 4.13 apresenta para cada secção, o valor de tensão mais crítico e respetivo *boom*. A totalidade dos resultados obtidos podem ser consultados no Anexo A.

Tabela 4.13: Secções da asa, c [mm], t_d [mm], x [mm], y [mm], σ_{z_i} [N/mm²], τ_i [N/mm²].

c	t_d	x	y	σ_{z_i}	τ_i
1160.00	0.80	1102.23	83.18	-4.83	153.83
1112.30	0.50	833.50	39.81	-281.30	158.11
1036.20	0.50	776.48	37.09	-224.90	141.10
960.00	0.40	719.38	34.36	-196.42	144.35
891.00	0.30	667.67	31.89	-165.34	149.42
823.50	0.30	617.09	29.47	-97.50	113.42
750.00	0.20	562.01	26.84	-57.26	97.87
673.00	0.10	504.31	24.09	-28.83	86.68
578.00	0.10	433.12	20.69	-4.54	30.13

Pela Tabela 4.13 observa-se uma diminuição da espessura à medida que esta se aproxima da ponta da asa, semelhante ao que acontece com as dimensões da longarina principal. Como *Textreme* apresenta maior resistência à compressão e à tração do que ao corte, observa-se que o fator que limita a espessura da casca é a tensão de corte.

4.2.4 Longarina secundária

A função da longarina secundária, como já dito anteriormente, é suportar o *flap* e o *aileron*. Para o seu dimensionamento, é necessário calcular as forças que vão ser exercidas nos dispositivos hipersustentadores, a fim de se obter a reação nos suportes e posteriormente, as dimensões da longarina secundária. Considerou-se, nesta fase do dimensionamento, que, quer o *aileron*, quer o *flap*, são suportados por 2 suportes cada. As posições iniciais e finais, bem como a percentagem de corda que o *aileron* e o *flap* ocupam encontram-se na Tabela 4.12.

Forças impostas

O caso mais crítico do flap, como se pode observar no diagrama n-V, é o ponto $n = 2$ e $V = 39$ m/s. Através do *XFLR5*, obtém-se a distribuição do coeficiente de pressão c_p da asa, tendo em conta a deflexão máxima do flap e do aileron. Quer a deflexão máxima do aileron, quer a deflexão máxima do flap, são de 30° e foram extraídas da dissertação onde foi feito o

estudo preliminar. Com este coeficiente calcula-se a pressão P [32].

$$c_p = \frac{P - P_\infty}{0.5 \rho V^2}, \quad (4.38)$$

onde P_∞ é a pressão atmosférica.

Tendo em conta as posições iniciais e finais do *flap* e do *aileron*, calcula-se a diferença entre a pressão do extradorso e do intradorso e obtém-se a pressão ao longo da corda. Como o *flap* e o *aileron* se situam a 75% da corda, interessa a pressão exercida nos restantes 25%.

A força distribuída ao longo da corda é obtida através da equação:

$$Dl_y = \oint P dx \quad (4.39)$$

onde Dl_y é a força distribuída.

Para se obter a força de corte ao longo da asa tem-se de integrar Dl_y ao longo da envergadura.

$$S_y = \oint Dl_y dy \quad (4.40)$$

Sabendo S_y , elabora-se um diagrama de esforços no sentido de saber as reações resultantes dos suportes. Resolve-se um diagrama de esforços para o *aileron* e outro para o *flap*. A Tabela 4.14 apresenta os valores das reações dos suportes, z_{env} indica a posição dos suportes ao longo da envergadura.

Tabela 4.14: Reações nos suportes das superfícies hipersustentadoras, S_y [N], z_{env} [mm], M_x [N.mm].

Suportes	S_y	z_{env}	M_x
Suporte 1 <i>flap</i>	4829.20	1327.20	2951700.00
Suporte 2 <i>flap</i>	101.43	2524.50	104736.90
Suporte 1 <i>aileron</i>	59.41	3826.90	7006.00
Suporte 2 <i>aileron</i>	-5.09	4084.80	-5.09

Tensão direta e tensão de corte

Com as reações dos suportes, dimensiona-se a longarina secundária da mesma forma que o dimensionamento da longarina principal da asa foi feito. Utilizando as Equações 4.6 e 4.13 e a Figura 4.6, iteram-se as dimensões até se encontrar valores mínimos que respeitem as propriedades do material.

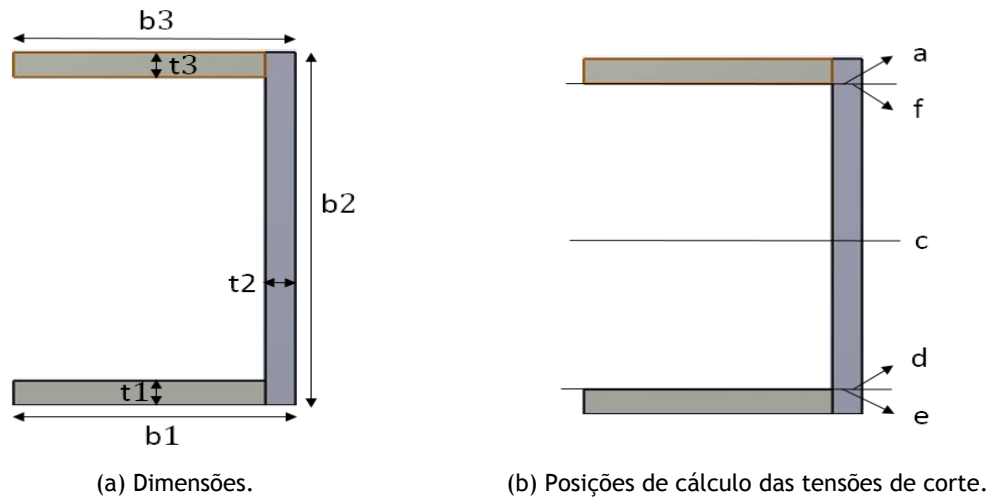


Figura 4.6: Longarina secundária.

Tabela 4.15: Dimensões da longarina secundária, b [mm], t [mm], σ [N/mm²], τ [N/mm²].

(a) Tensão de tração e de compressão.

z_{env}	$b1$	$t2$	$b3$	$t1$	$b2$	$t3$	σ_c	σ_t
1327.20	8.00	3.90	8.00	4.00	74.00	6.00	1194.29	1348.98
2524.50	8.00	0.10	8.00	1.00	62.00	1.00	382.87	382.87
3826.90	8.00	0.10	8.00	1.00	42.00	1.00	39.18	39.18
4084.80	8.00	0.10	8.00	1.00	36.00	1.00	0.03	0.03

(b) Tensão de corte.

z_{env}	τ_a	τ_f	τ_c	τ_d	τ_e
1327.20	9.00	27.45	39.32	21.47	7.04
2524.50	0.36	29.37	32.12	29.37	0.36
3826.90	0.32	26.11	27.73	26.11	0.32
4084.80	-0.03	-2.63	-2.77	-2.63	-0.03

Tal como a longarina principal, a largura das mesas foi mantida constante a fim de permitir uma maior facilidade na construção.

4.3 Empenagem Horizontal

4.3.1 Cargas

As cargas na empenagem horizontal podem ser agrupadas em 4 grupos principais e vão ser calculadas para a condição de voo mais crítica, $V = 103.9 \text{ m/s}$ e $n = 6.87$, através dos dados da extraídos da dissertação anterior [27]. Esses dados são apresentados na Tabela 4.16.

Tabela 4.16: Dados da empenagem horizontal.

Varição do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal, a_{eh}	1/rad	4.19
Área da empenagem horizontal, S_{eh}	m^2	1.506
Corda média da empenagem horizontal, cm_{eh}	mm	616.00
Peso da empenagem horizontal, W_{eh}	N	118.00
Raio de giração do avião em arfagem, K_y	mm	1060.00
Fator de <i>downwash</i> , $(\frac{d\varepsilon}{da})$	–	0.34
Afilamento	–	0.58

Para se dimensionar a empenagem horizontal é necessário verificar qual a combinação de cargas mais crítica a que está sujeita, visto que as cargas não atuam separadamente. Em seguida são apresentadas as 3 combinações possíveis.

- Carga de manobra + carga de balanceamento
- Carga de manobra + carga de balanceamento + carga de inércia
- Carga de rajada + carga de inércia + carga de manobra

Cargas de balanceamento

As cargas de balanceamento representam as forças que equilibram a aeronave. A Figura 4.7 representa esse equilíbrio.

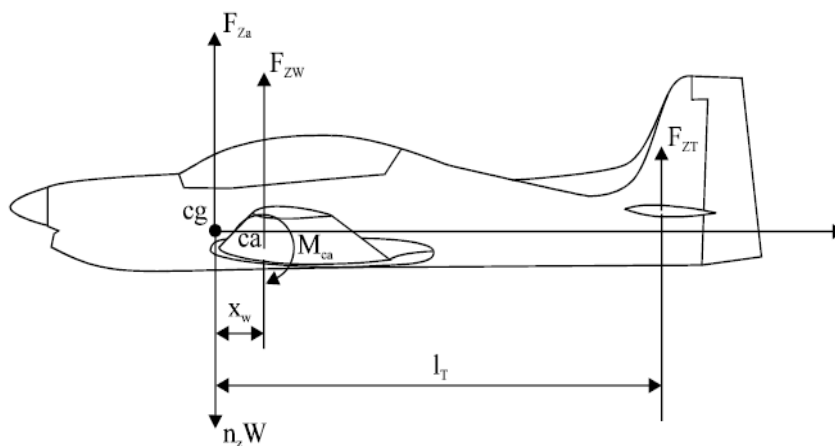


Figura 4.7: Cargas de balanceamento [33].

A equação de equilíbrio dos momentos em torno do centro aerodinâmico da asa [30] é:

$$M_t - n W x_w - F_{Z_T}(l_T - x_w) = 0, \quad (4.41)$$

onde n é o fator de carga da condição de voo, W é o peso da aeronave, x_w é a distância do ca , que é o centro aerodinâmico da asa (25% da corda), ao centro de gravidade da aeronave, F_{Z_T} é a carga de balanceamento na empenagem horizontal, l_T é a distância do ca_{eh} , que é o centro aerodinâmico da empenagem horizontal, ao centro de gravidade da aeronave. Evidenciando F_{Z_T} , obtém-se a carga de balanceamento na empenagem horizontal.

$$F_{Z_t} = \frac{M_t - n W x_w}{l_T - x_w}, \quad (4.42)$$

Cargas de manobra

Segundo a CS-VLA [32] a empenagem horizontal deve ser projetada para condições de manobra não corrigida e corrigida.

- Manobra não corrigida: A empenagem deve ser projetada para a carga que resulta da deflexão rápida do leme de profundidade até à sua posição máxima. A equação seguinte permite calcular a carga de manobra não corrigida $(F_{Z_T})_M$ [30]:

$$(F_{Z_T})_M = w S_{eh} \quad (4.43)$$

onde S_{eh} é a área da empenagem horizontal e w é a carga por unidade de área. w é calculado através da seguinte equação [30]:

$$w = \frac{K_w n_{max}}{4.4} \quad (4.44)$$

onde n_{max} é o fator de carga máximo da condição de voo e K_w é uma constante que se obtém através do Figura 4.8, que foi extraída da CS-VLA [30].

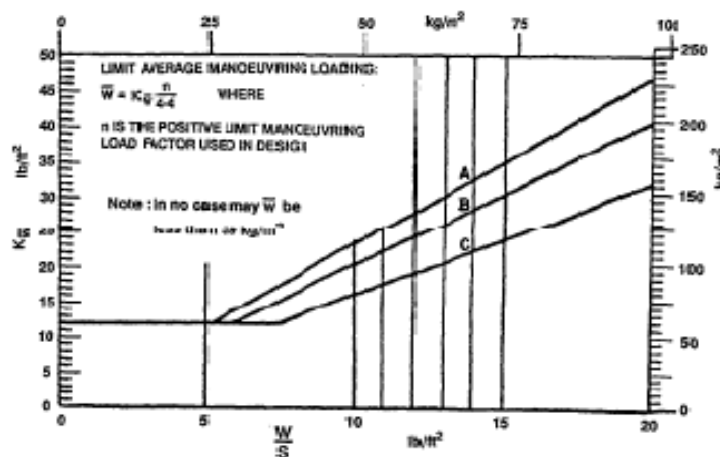


Figura 4.8: Diagrama para a obtenção do K_w [30].

- Manobra corrigida: Nestas condições a empenagem horizontal é sujeita a certas cargas que não provocam acelerações em arfagem. A carga devido à manobra corrigida é dada por $(F_{Z_T})_M$ [30].

$$(F_{Z_T})_M = \frac{d^2\theta}{dt^2} \frac{W K_y^2}{g l_T}, \quad (4.45)$$

onde g é a aceleração da gravidade e $\frac{d^2\theta}{dt^2}$ é a aceleração angular em arfagem.

Segundo a CS-VLA, a aceleração angular é calculada de duas formas, dependendo do n que se tem [30].

Quando $n = 1$:

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = \frac{20.1}{V} n_{max} (n_{max} - 1.5) \quad (4.46)$$

Quando $n = n_{max}$:

$$\frac{d^2\theta}{dt^2} = -\frac{20.1}{V} n_{max} (n_{max} - 1.5) \quad (4.47)$$

Cargas de rajada

As cargas de rajada são obtidas através da soma da carga de balanceamento, calculada para a condição de rajada, e do incremento de carga devido à rajada. O incremento de carga devido à rajada Lr_{eh} é dado por [30]:

$$Lr_{eh} = \frac{K_g U_{de} V a_{eh} S_{eh}}{16.3} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da}\right), \quad (4.48)$$

onde K_g é o fator de alívio de rajada da aeronave e U_{de} é a velocidade de rajada, que assume o valor de 15.24 m/s , pois a condição, para a qual se está a calcular, é a de cruzeiro. K_g é dado por:

$$K_g = \frac{2 \frac{W}{S_a}}{\rho c_m a_{eh}} \quad (4.49)$$

A carga de rajada $(F_{Z_T})_R$ é dada por:

$$(F_{Z_T})_R = F_{Z_t} + Lr_{eh} \quad (4.50)$$

Cargas de inércia

As cargas de inércia são obtidas através da seguinte equação [30]:

$$(F_{Z_T})_I = n W_{eh} \quad (4.51)$$

onde $(F_{Z_T})_I$ é a carga de inércia. Quando existe aceleração de arfagem, vai existir uma força de inércia adicional. A equação seguinte permite calcular a carga de inércia já com o contributo da aceleração de arfagem.

$$(F_{Z_T})_I = \left(n_{cg} - \frac{d^2\theta}{dt^2} l_T\right) W_{eh}, \quad (4.52)$$

Combinação de cargas

As cargas na empenagem horizontal atuam sempre de forma combinada. A Tabela 4.17 mostra os resultados das diferentes combinações cargas da empenagem horizontal.

Tabela 4.17: Cargas na empenagem horizontal, w [N/mm].

Cargas	w
1 - <i>upload</i> ² e manobra corrigida	-0.28
1 - <i>upload</i> e manobra não corrigida	0.14
1 - <i>download</i> ³ e manobra corrigida	0.004
1 - <i>download</i> e manobra não corrigida	0.196
2 - <i>upload</i> e manobra corrigida	-1.38
2 - <i>upload</i> e manobra não corrigida	-0.96
2 - <i>download</i> e manobra corrigida	0.18
2 - <i>download</i> e manobra não corrigida	0.37
3 - <i>upload</i> e manobra corrigida	-1.09
3 - <i>upload</i> e manobra não corrigida	-0.87
3 - <i>download</i> e manobra corrigida	0.18
3 - <i>download</i> e manobra não corrigida	0.37

1. Carga de manobra + carga de balanceamento
2. Carga de manobra + carga de balanceamento + carga de inércia
3. Carga de rajada + carga de inércia + carga de manobra

A combinação de cargas mais crítica que a empenagem sofre, é a combinação 2 - (*upload* e manobra corrigida) como se pode constatar na Tabela 4.17. O passo seguinte é calcular a distribuição desta ao longo da empenagem. Esta empenagem possui um afilamento, e portanto, a distribuição da carga não vai ser constante ao longo da envergadura. Cada tipo de carga distribui-se ao longo da corda da empenagem horizontal de maneira diferente. A Figura 4.9 mostra a distribuição da carga de balanceamento e da carga de manobra corrigida para cima ao longo da corda.

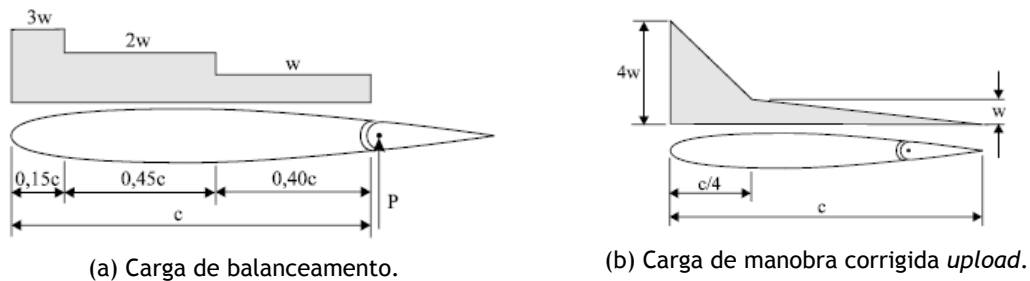


Figura 4.9: Distribuição da carga pela corda.

A Figura 4.9 apresenta a distribuição da carga de balanceamento e a carga de manobra corrigida *upload* ao longo da corda. A distribuição da carga de inércia é uniforme ao longo da corda. Com as distribuições das cargas, obtêm-se os momentos torsores respetivos.

A empenagem horizontal é dividida em 4 secções sendo que a última é irrelevante, pois é referente à ponta da empenagem e, nessa posição quer as forças de corte, quer os momentos são nulos.

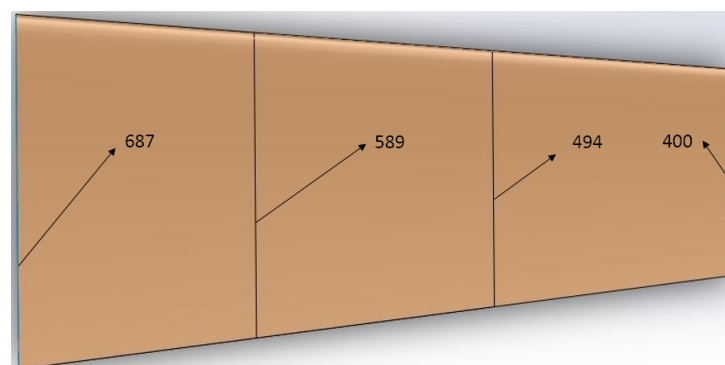


Figura 4.10: Secções da empenagem horizontal e respetivas cordas [mm].

As Tabelas 4.18, 4.19, 4.20 e 4.21 apresentam as forças e os momentos que atuam na empenagem horizontal. Quer as forças, quer os momentos, resultam da combinação de cargas mais crítica.

Tabela 4.18: Força distribuída na empenagem horizontal, c_{eh} [mm], z_{eh} [mm], L_{eh} [N/mm].

c_{eh}	z_{eh}	L_{eh}
687.00	0.00	-0.27
589.00	461.00	-0.23
494.00	923.33	-0.19
440.00	1385.00	0.00

A Tabela 4.18 apresenta a distribuição da carga pela semi-envergadura da empenagem horizontal. Todos os cálculos relativos à empenagem horizontal que se seguem têm como referência as secções da Figura 4.10.

Da mesma maneira que se fez com a força distribuída na asa, utiliza-se as Equações 4.3 e 4.4 para calcular a força de corte e momento fletor.

Tabela 4.19: Força de corte na empenagem horizontal, c_{eh} [mm], z_{eh} [mm], $S_{y_{eh}}$ [N].

c_{eh}	z_{eh}	$S_{y_{eh}}$
687.00	0.00	-255.64
589.00	461.00	-140.53
494.00	923.33	-43.69
400.00	1385.00	0.00

Tabela 4.20: Momento fletor na empenagem horizontal, c_{eh} [mm], z_{eh} [mm], $M_{x_{eh}}$ [N.mm].

c_{eh}	z_{eh}	$M_{x_{eh}}$
687.00	0.00	-143987.00
589.00	461.00	-52671.10
494.00	923.33	-10085.60
400.00	1385.00	0.00

O momento torsor que atua na empenagem horizontal é obtido através da soma de cada momento torsor calculado para cada tipo de carga e sua respectiva distribuição ao longo da corda, Figura 4.9.

Tabela 4.21: Momento torsor na empenagem horizontal, c_{eh} [mm], z_{eh} [mm], $M_{t_{eh}}$ [N.mm].

c_{eh}	z_{eh}	$M_{t_{eh}}$
687.00	0.00	-34465.89
589.00	461.00	-17827.90
494.00	923.33	-6823.38
400.00	1385.00	0.00

4.3.2 Longarina

Para dimensionar a longarina da empenagem horizontal, usa-se o mesmo método do dimensionamento da longarina principal da asa e, tal como esta, é dimensionada tendo em conta as resistências à tração, à compressão e ao corte dos materiais envolvidos. Utilizando os esforços

calculados nas Tabelas 4.19, 4.20 e 4.21, a Figura 4.4 e as Equações 4.6 e 4.13, as dimensões da longarina da empenagem horizontal vão ser iteradas até atingir valores mínimos. Esta vai ser posicionada a 60 % da corda da empenagem horizontal, posição à frente do eixo de articulação do leme.

Tensão direta e tensão de corte

A Tabela 4.22 apresenta as dimensões mínimas possíveis obtidas.

Tabela 4.22: Dimensões da longarina, z_{env} [mm], b [mm], t [mm], σ [N/mm²], τ [N/mm²].

(a) Tensão de tração e de compressão.

z_{env}	b_1	t_2	t_3	b_4	t_1	b_2	b_3	t_4	σ_c	σ_t
0.00	4.00	0.10	0.10	4.00	1.00	56.00	56.00	1.00	1001.68	1001.68
461.00	4.00	0.10	0.10	4.00	1.00	45.00	45.00	1.00	477.97	477.97
923.33	4.00	0.10	0.10	4.00	1.00	33.00	33.00	1.00	132.51	132.51
1385.00	4.00	0.10	0.10	4.00	1.00	21.00	21.00	1.00	0.00	0.00

(b) Tensão de corte.

z_{env}	τ_a	τ_f	τ_c	τ_d	τ_e
0.00	-1.71	-35.83	-47.66	-35.83	-1.71
461.00	-1.22	-25.58	-32.27	-25.58	-1.22
923.33	-0.54	-11.42	-13.55	-11.42	-0.54
1385.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

Tal como as restantes longarinas, a largura das mesas foi mantida constante a fim de permitir uma maior facilidade na construção.

4.3.3 Casca

Da mesma forma que se calcula a casca da asa, ou seja, iterando a espessura desta e tendo em conta as Equações 4.28 e 4.33 e a Figura 4.10, a Tabela 4.23 apresenta para cada secção a espessura mínima possível e o *boom* onde a tensão é mais crítica. A totalidade dos resultados podem ser consultados no Anexo B.

Tabela 4.23: Secções da empenagem horizontal, z_{env} [mm], b [mm], t [mm], σ [N/mm²], τ [N/mm²].

c_{eh}	t	x	y	σ_{z_i}	τ_i
687.00	0.10	687.00	40.36	1.80	-42.83
589.00	0.10	589.00	34.61	0.88	-26.37
494.00	0.10	494.00	29.03	0.22	-8.17

Na Tabela 4.23 verifica-se que as tensões obtidas são inferiores às tensões de rutura do *Textreme*. Os valores positivos da tensão direta representam a compressão e os valores negativos da tensão representam a tração.

4.4 Empenagem Vertical

4.4.1 Cargas

Similarmente à empenagem horizontal, é necessário calcular as cargas a que está sujeita a empenagem vertical para a condição de voo mais crítica, a fim de saber qual a carga maior para a qual se vai dimensionar a empenagem vertical. Os dados relativos à empenagem vertical, extraídos da dissertação anterior [27], estão apresentados na Tabela 4.24.

Tabela 4.24: Dados da empenagem vertical.

Variação do coeficiente de sustentação da empenagem vertical, a_{ev}	1/rad	4.29
Área da empenagem vertical, S_{ev}	m^2	0.741
Corde média da empenagem vertical, cm_{ev}	mm	406.00
Raio de giração do avião em rolamento, K_z	mm	1950.00

As cargas principais, que uma empenagem vertical está sujeita podem ser divididas em duas e vão ser descritas de seguida.

Cargas de manobra

Os cálculo realizado, anteriormente, através da Equação 4.44, para a obtenção da carga de manobra não corrigida vai ser usado para o cálculo da carga de manobra da empenagem vertical. A única diferença está na equação de $(F_{z_t})_M$, onde S_{eh} vai ser substituído por S_{ev} , que é área da empenagem vertical.

Cargas de rajada

As cargas de rajada da empenagem vertical são calculadas através da equação extraída da CS-VLA [30]:

$$L_{vtg} = \frac{K_{gt} U_{de} V a_{vt} S_{ev}}{16.3}, \quad (4.53)$$

onde K_{gt} é o fator de alívio de rajada de cauda e é dado por:

$$K_{gt} = \frac{0.88 \mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}, \quad (4.54)$$

em que μ_{gt} é o rácio de massa lateral e é dado por:

$$\mu_{gt} = \frac{2 m}{\rho C_{m_{ev}} g a_{vt} S a_{ev}} \left(\frac{K}{l_{T_{ev}}} \right)^2, \quad (4.55)$$

onde $l_{T_{ev}}$ é a distância do c_g ao $c_{g_{ev}}$, que é o centro aerodinâmico da empenagem vertical, K é o raio de giração em guinada da aeronave. Os valores das cargas obtidos estão apresentados na Tabela 4.25.

Tabela 4.25: Cargas na empenagem vertical, w [N/mm].

Cargas	w
Carga de manobra	0.17
Carga de rajada	0.05

Na Tabela 4.25 vemos que a carga de manobra é a carga mais crítica que a empenagem vertical está sujeita, e portanto, é para esta que tem de ser dimensionada.

Como a empenagem vertical é considerada uma extensão da fuselagem, a casca desta vai ser dimensionada no dimensionamento da casca da fuselagem. A longarina da empenagem vertical vai ser dimensionada de raiz com recurso ao *software Ansys*.

4.5 Fuselagem

4.5.1 Peso e Centragem

O peso e centragem da aeronave foi feito na dissertação precedente [27]. Contudo, foi necessário calcular as forças e os momentos devido ao peso dos componentes obtidos no peso e centragem. Os valores dos pesos dos componentes também foram extraídos da dissertação anterior [27].

Tabela 4.26: Distribuição dos componentes, S_y [N], z [mm], M_x [N.mm].

Componentes	S_y	z	M_x
Peso hélice	-99.32	280.00	-27809.00
Peso motor	-1059.48	830.00	-879368.00
Peso paraquedas balístico	-117.68	1220.00	-143570.00
Peso trem frente	-61.78	1310.00	-80934.40
Pino 3	3053.09	1725.50	5268100.00
Momento tursor da asa	0.00	1855.19	-333325.00
Peso trem asa	-123.56	2135.29	-263845.00
Peso sistema de combustível	-117.68	2135.29	-251281.00
Peso asa	-768.00	2135.29	-1639900.00
Peso fuselagem	-486.66	2360.00	-1148520.00
Peso tripulantes	-1686.74	2410.00	-4065050.00
Pino 4	1493.39	2425.50	3622230.00
Peso carga	-49.03	3150.00	-154454.00
Peso empenagem horizontal	-118.00	4935.00	-582330.00
Força de corte empenagem horizontal	255.64	4935.00	1007510.00
Peso empenagem vertical	-62.69	5223.00	-327440.00

Na Tabela 4.26 pode-se verificar, não só os pesos dos diversos componentes, mas também a influência da sustentação da empenagem, calculada no capítulo da respetiva. Os pinos 3 e os pinos 4 da Tabela 4.26 são os referidos nas Figuras 3.9 e 3.11 e são os pinos que acoplam as asas à fuselagem. A força de corte da empenagem horizontal foi retirada da Tabela 4.19.

4.5.2 Casca

Tendo em conta a distribuição de cargas e momentos na fuselagem calculados no subcapítulo anterior, o dimensionamento da casca vai ter em conta várias secções dispostas ao longo da fuselagem.

As coordenadas relativas a cada secção foram extraídas do desenho em 3 dimensões fornecido pela empresa *Eurosportaircraft*.

O processo para se dimensionar a casca da fuselagem é semelhante ao do cálculo da casca da asa. Para cada secção da fuselagem, é necessário efetuar o cálculo das tensões diretas e das tensões de corte. A fuselagem foi dividida em 6 secções, 3 fechadas e 3 abertas, o que implica diferenças no processo de cálculo. Enquanto que o cálculo das tensões diretas é feito da mesma maneira, quer em secções abertas, quer em fechadas, o cálculo das tensões de corte é diferente. A Figura 4.11 mostra as 6 secções que vão ser o objeto do dimensionamento da casca.

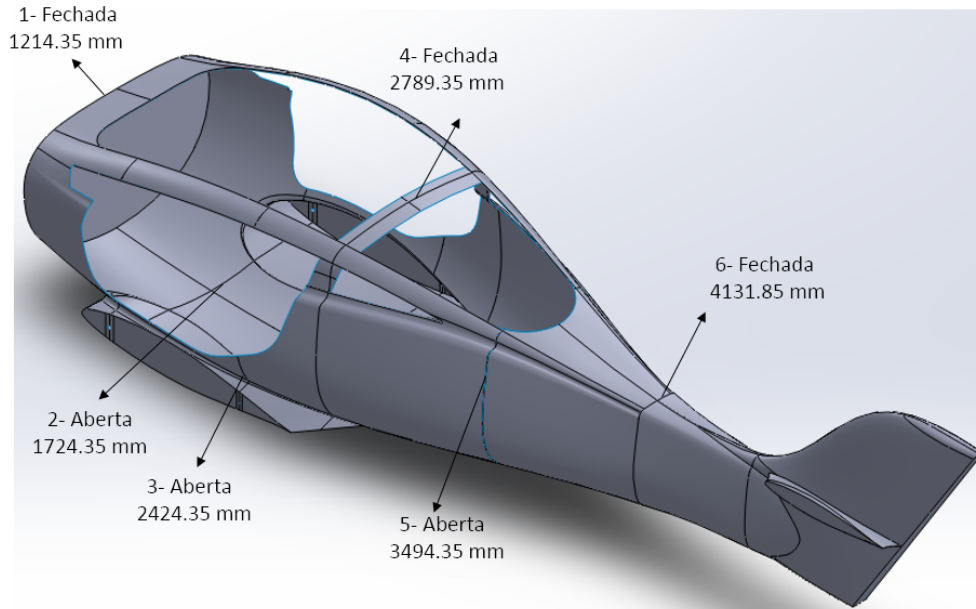


Figura 4.11: Secções da fuselagem.

Na Figura 4.11 estão identificadas as secções e as suas posições e estão indicadas aquelas que são abertas e as que são fechadas. As posições das secções são relativas à posição 383 mm da Figura 7.1 do Anexo E que coincide com a posição inicial da carenagem do motor.

Tensão direta

As diferenças em relação ao cálculo da casca da asa e ao cálculo da casca da empennagem, é o facto das secções serem simétricas e de não existir elementos longitudinais de suporte devido à estrutura ser monocoque o que implica que $I_{xy} = 0$. Como a carga da empennagem vertical são pequenas quando comparadas aos pesos dos componentes, M_y pode ser desprezado. Devido a isso, a Equação 4.27 fica:

$$\sigma_z = \frac{F_s F_c M_x y}{I_{xx}}, \quad (4.56)$$

Depois disto é necessário verificar se a espessura t consegue suportar estas tensões diretas. Tal como no cálculo da casca da asa e da empennagem horizontal, as seguintes condições têm de ser verificadas para cada *boom*:

$$\sigma_{ulttrac} \geq \sigma_{z_i} \quad (4.57)$$

$$\sigma_{ultcomp} \geq \sigma_{z_i} \quad (4.58)$$

Após o cálculo destas tensões, é necessário verificar se t suporta as tensões de corte.

Tensão de corte

Tendo em conta as condições já referidas no cálculo das tensões diretas e as equações usadas no cálculo da tensão de corte da casca da asa, utiliza-se Equação 4.33 para as secções fechadas,

tal como foi feito na asa. S_x é desprezado pois, a carga da empenagem vertical é pequena.

No caso da secção ser aberta, $q_{s,0}$ não entra para o cálculo das tensões de corte. Logo a Equação 4.31 fica:

$$q_s = q_b \quad (4.59)$$

ou seja:

$$q_s = -\left(\frac{S_y}{I_{yy}}\right) \left(\int_0^s t_D y ds + \sum_{r=1}^n B_r z_r \right) \quad (4.60)$$

Como a casca da fuselagem não possui outros elementos estruturais, $t_D = 0$. S_y é a força de corte imposta na secção, no eixo y , para a qual estamos a calcular.

Tal como no cálculo da casca da asa, a tensão de corte obtida tem de ser inferior à tensão de rutura ao corte do material.

$$\tau_{uss} \geq \frac{F_s F_c q_s}{t} \quad (4.61)$$

onde τ_{uss} é a tensão de rutura ao corte do material.

Para a espessura t ser válida é necessário que esta verifique as condições das tensões diretas e as condições das tensões de corte. A totalidade dos resultados pode ser consultada no anexo C.

Tabela 4.27: Secções da fuselagem z [mm], t [mm], x [mm], y [mm], σ_{z_i} [N/mm²], τ_i [N/mm²].

Secções	z	t	x	y	σ_{z_i}	τ_i
1	1214.35	0.10	498.55	-271.43	-2.92	21.03
2	1724.35	0.10	551.63	-523.86	196.01	108.74
3	2424.35	0.10	498.66	-516.14	-0.34	1.10
4	2789.35	0.10	483.56	0.00	0.53	-0.33
5	3494.35	0.10	294.73	-69.51	-2.08	-0.45
6	4131.85	0.10	94.50	-106.19	-8.47	0.65

Como se pode observar, as tensões de corte continuam a ser as mais críticas, comparativamente às propriedades mecânicas do material utilizado. z é a posição da secção (ver Fig.4.12).

4.5.3 Cavernas

Devido ao dimensionamento das cavernas fechadas implicar um sistema indeterminado, estas não vão ser dimensionadas analiticamente. Tendo isso em conta, quer as cavernas fechadas, quer as cavernas abertas, vão ser dimensionadas de raiz com recurso ao software *Ansys*.

4.6 Pinos de acoplamento

4.6.1 Reações nos pinos

Neste subcapítulo vai-se dimensionar os 7 pinos da aeronave. Os cálculos quer para a união entre longarinas, quer para as uniões das asas e das empenagens com a fuselagem procedem-se de igual forma.

Através de equações de equilíbrio calcula-se as reações que cada pino vai suportar. As figuras seguintes representam as equações de equilíbrio.



Figura 4.12: Equilíbrio na longarina principal da asa.

A Figura 4.12 representa os esforços provocados por uma asa, nos pinos que acoplam as longarinas principais. Os pinos 1 e 2 vão suportar unicamente, o momento fletor M_x devido à sustentação da asa, pois os pinos não vão ser acoplados à fuselagem. O comprimento da parte da longarina, que está representada na Figura 4.12 e que representa a largura da fuselagem no eixo da longarina, é de 1100 mm . Metade desse comprimento já pertence ao dimensionamento normal da longarina e a outra metade é acrescentada, no sentido de se obter uma zona de acoplamento mais distante, para reduzir as reações nos pinos. O centro dos pinos 1 e 2 situam-se a 150 mm e 950 mm relativamente à asa direita, respetivamente, e a metade da altura máxima da longarina, 80 mm .

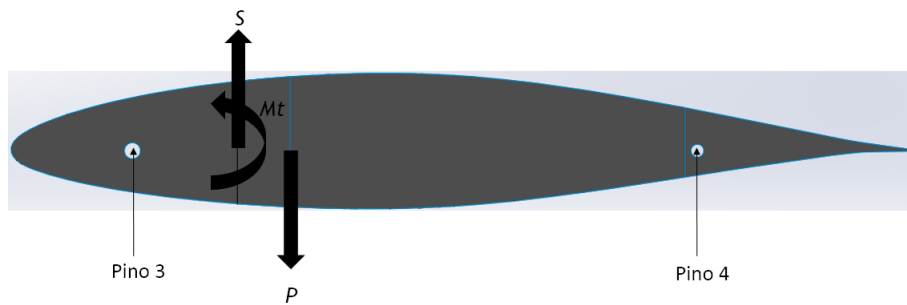


Figura 4.13: Equilíbrio na nervura da raiz da asa.

A Figura 4.13 representa os esforços envolvidos na nervura da raiz da asa. Os pinos 3 e 4 são os pinos que vão suportar a força de corte derivada da sustentação da asa S_y , o momento torsor da asa M_t e o peso dos componentes P . As distâncias dos centros dos pino 3 e 4 ao bordo de ataque da nervura da raiz são de 150 mm e 850 mm , respetivamente. Como o perfil alar da asa não é simétrico, as distâncias dos pinos aos limites superiores e inferiores da nervura não vão ser iguais. Devido à assimetria, os centros dos pinos vão ter em conta a distância menor no cálculo das tensões. Situam-se a 45 mm e 27 mm do limite inferior da nervura.



Figura 4.14: Equilíbrio na longarina da empenagem horizontal.

A Figura 4.14 representa os esforços provocados por uma empenagem horizontal nos pinos.

Contrariamente às longarinas principais da asa, os pinos acoplam as longarinas da empenagem horizontal à peça de contacto, e posteriormente à empenagem vertical, como mostra a Figura 3.12, e fixa a empenagem horizontal à fuselagem. Devido a isso, esta suporta a força de corte derivada da sustentação da asa S_y e o momento fletor da asa M_x . Os centros dos pinos 6 e 7 situam-se a 40 mm e 56 mm respetivamente, da empenagem direita. No sentido da longarina acoplar à peça de contacto (ver Fig. 3.12), os centróides dos pinos situam-se a 17 mm do limite inferior da longarina.

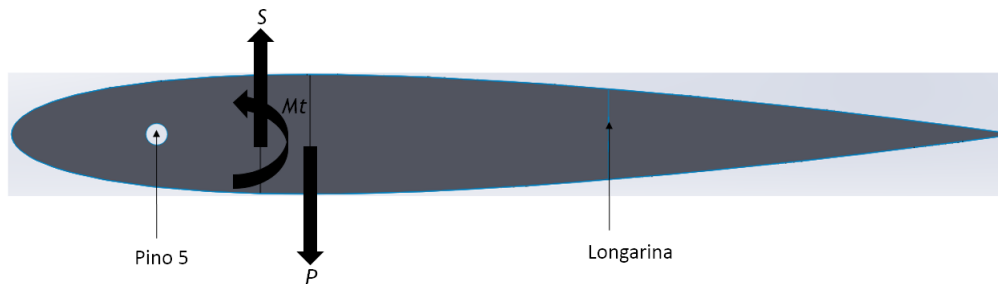


Figura 4.15: Equilíbrio na nervura da raiz da empenagem horizontal.

A Figura 4.15 representa os esforços envolvidos na nervura da raiz da empenagem horizontal. O pino 5 e a longarina vão suportar a força de corte derivada da sustentação da asa S_y , o momento torsor da asa M_t e o peso dos componentes P . Devido à longarina estar fixa à fuselagem e consequentemente, suportar S_y não é necessário utilizar-se outro pino. O efeito local da reação obtida na longarina vai ser testado, quando se simular a empenagem horizontal. Os pinos 5 e a longarina situa a 92.80 mm e 380.76 mm (60 % da corda), respetivamente, do bordo de ataque da nervura da raiz da empenagem horizontal. Como o perfil alar é simétrico, o centro do pino situa-se a 30 mm do limite delimitado quer pelo extradorso, quer pelo intradorso.

As posições escolhidas para os pinos tiveram em conta, o fato das reações serem menores quanto maiores forem as distâncias dos momentos às posições das reações, e permitir a montagem dos componentes.

Na Tabela 4.28 são apresentados as reações nos diversos pinos utilizados, e na longarina empenagem horizontal.

Tabela 4.28: Reações nos pontos de acoplamento, [N].

Pinos	Reações
Pino 1	40680.10
Pino 2	-40680.10
Pino 3	-14316.10
Pino 4	-2175.32
Pino 5	103.49
Longarina empenagem horizontal	270.14
Pino 6	-8120.44
Pino 7	8376.07

Como se pode observar na Tabela 4.28, os pinos 1 e 2 vão estar sujeitos à maior carga. Isto era esperado, pois vão suportar o momento fletor da asa.

4.6.2 Dimensionamento dos pinos

As reações obtidas vão provocar tensões de corte nos pinos, bem como tensões de compressão e de corte na *sandwich* de madeira e de compósito que envolvem os pinos.

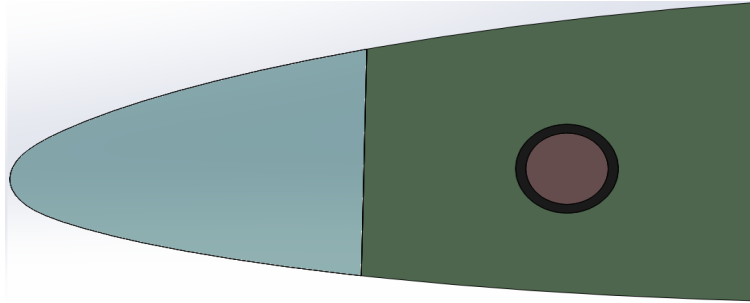


Figura 4.16: Configuração entre o pino, o casquilho e a nervura

A Figura 4.16 mostra o bordo de ataque da nervura principal. A zona a vermelho representa o pino, a zona a preto representa o casquilho, a zona a verde representa a *sandwich* de *Textreme* e madeira de carvalho e a zona a azul a *sandwich* de *Textreme* e de *Airex C70 75*. Esta configuração vai ser usada para todas as zonas de acoplamento de pinos, à exceção da peça de contacto de alumínio, que liga as longarinas da empenagem horizontal à longarina da empenagem vertical. A tensão de corte no pino é dada por [34]:

$$\tau_{pino} = \frac{S_{pino} F_s}{\pi r^2}, \quad (4.62)$$

onde S_{pino} é a força de corte no pino no eixo y e r é o raio do pino. Para se calcular as tensões na *sandwich* de madeira e de compósito, utiliza-se as equações da deformação. No sentido de facilitar os cálculos vai se considerar que a madeira e o compósito, se deformam ambos da mesma forma.

$$\varepsilon = \varepsilon_{wood} = \varepsilon_{comp}, \quad (4.63)$$

onde ε é a deformação devida à compressão e

$$\gamma = \gamma_{wood} = \gamma_{comp}, \quad (4.64)$$

onde γ é a deformação devida ao corte.

Tendo em conta as considerações anteriores, calcula-se a deformação devida à compressão [35].

$$\varepsilon = \frac{S_{pino}}{d_{furo} t_{wood} E_{wood} + d_{furo} t_{comp} E_{comp}}, \quad (4.65)$$

onde d_{furo} é o diâmetro do furo onde o pino se insere. d_{furo} pode não ser igual a d_{pino} , ou seja, $d_{furo} \geq d_{pino}$. Se o diâmetro do furo for superior ao do pino, utiliza-se frequentemente um casquilho em alumínio para compensar a diferença entre os diâmetros, como mostra a Figura 4.16.

A deformação devida ao corte é calculada por [35]:

$$\gamma = \frac{S_{pino}}{l t_{wood} G_{wood} + l t_{comp} G_{comp}}, \quad (4.66)$$

onde G é o módulo de rigidez do material e l é a altura do material até ao diâmetro do furo, coincidente com o sentido da reação do pino correspondente. Se a reação for positiva, l é altura do pino até ao limite superior da *sandwich*, e vice-versa.

Como se verifica existe uma relação entre os dois tipos de deformação, uma vez que l e d depende um do outro. Quando d é máximo, l é mínimo e vice-versa, traduzindo-se nas diferentes deformações. Tendo em conta os materiais escolhidos observa-se que possuem maior resistência à compressão do que ao corte e consequentemente, o fator que vai limitar o dimensionamento vai ser l , já que está delimitado pelo próprio componente.

No caso da peça de contacto de alumínio que permite o acoplamento entre as longarinas da empenagem horizontal e a longarina da empenagem vertical, uma vez que é composta unicamente por um material, as deformações são calculadas por:

$$\varepsilon = \frac{S_{pino}}{d_{furo} t_{al} E_{al}}, \quad (4.67)$$

$$\gamma = \frac{S_{pino}}{l t_{al} G_{al}} \quad (4.68)$$

De seguida, varia-se l e calcula-se a tensão de compressão e a tensão de corte, tendo em conta F_s e F_c :

$$\sigma_{wood} = F_c F_s \varepsilon E_{wood} \quad (4.69)$$

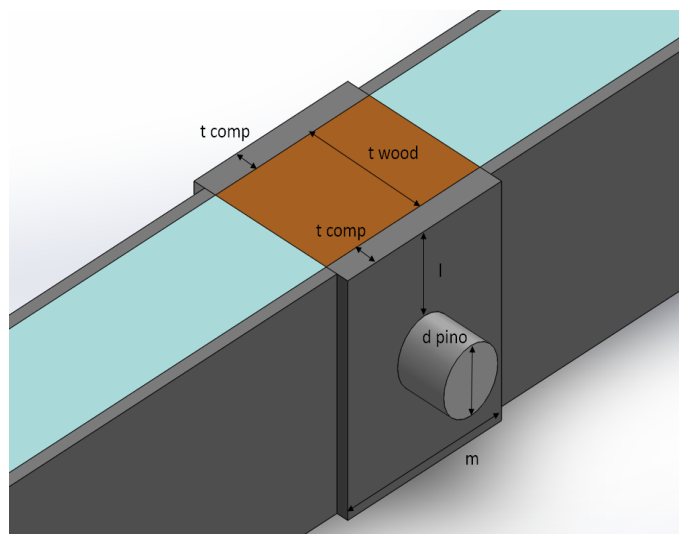
$$\sigma_{comp} = F_c F_s \varepsilon E_{comp} \quad (4.70)$$

$$\sigma_{al} = F_s \varepsilon E_{al} \quad (4.71)$$

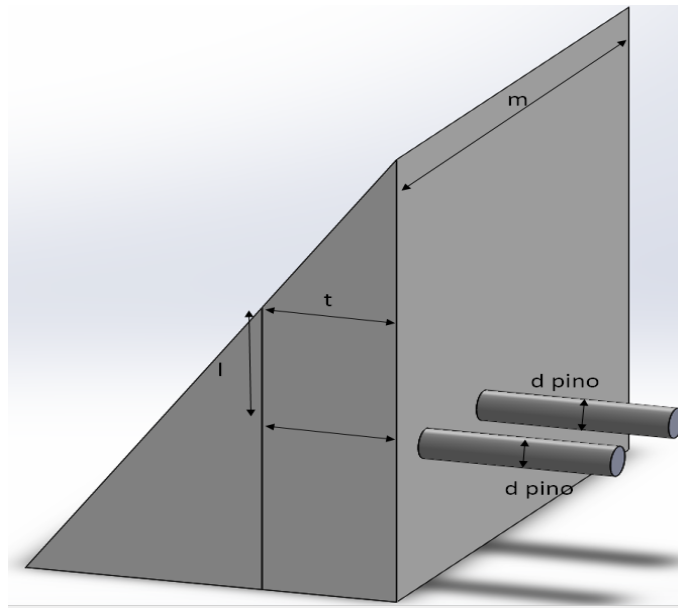
$$\tau_{wood} = F_c F_s \gamma G_{wood} \quad (4.72)$$

$$\tau_{comp} = F_c F_s \gamma G_{comp} \quad (4.73)$$

$$\tau_{al} = F_s \gamma G_{al} \quad (4.74)$$



(a) Representação da longarina.



(b) Representação do peça de contato.

Figura 4.17: Zonas de acoplamento

A Figura 4.17 mostra a disposição das zonas de acoplamento. m é a largura da zona de acoplamento centrada com o pino e não tem relação direta com as deformações calculadas e, portanto vai ser definida com base nos resultados retirados do *Ansys*. A Figura 4.17(b) representa as dimensões da peça de contacto. Como a geometria da peça é complexa, assegurou-se que a parte delimitada suporta os esforços dos pinos. m toma o valor da largura entre empenagens, dentro da fuselagem, que é de 64 mm .

Comparando estes valores com as tensões de rutura dos materiais, quer para o corte, quer para a compressão e verificando a condição $d_{furo} \geq d_{pino}$, obtêm-se os valores mínimos. A Tabela 4.29 apresenta os resultados para as 7 zonas de acoplamento.

Tabela 4.29: Tensões entre as zonas de acoplamento, d [mm] e l [mm], σ [N/mm²], τ [N/mm²].

(a) Longarina principal asa/ longarina principal asa.

Pinos	τ_{pino}	d_{pino}	τ_{wood}	σ_{wood}	τ_{comp}	σ_{comp}	d_{furo}	t_{wood}	t_{comp}	l
Pino 1	653.93	10.90	13.79	59.93	54.47	262.37	15.40	22.00	13.80	72.30
Pino 2	653.93	10.90	13.79	59.93	54.47	262.37	15.40	22.00	13.80	72.30

(b) Nervura da raiz da asa/ fuselagem.

Pinos	τ_{pino}	d_{pino}	τ_{wood}	σ_{wood}	τ_{comp}	σ_{comp}	d_{furo}	t_{wood}	t_{comp}	l
Pino 3	647.14	6.50	13.75	59.80	54.33	262.83	8.80	22.00	6.60	40.60
Pino 4	614.58	2.60	3.30	30.76	13.04	135.17	2.60	22.00	6.60	25.70

(c) Nervura da raiz da empenagem horizontal/ fuselagem.

Pinos	τ_{pino}	d_{pino}	τ_{wood}	σ_{wood}	τ_{comp}	σ_{comp}	d_{furo}	t_{wood}	t_{comp}	l
Pino 5	549.05	0.60	3.73	57.37	14.71	252.16	1.80	1.00	0.20	29.10

(d) Peça de contacto.

Pinos	τ_{pino}	d_{pino}	τ_{al}	σ_{al}	d_{furo}	t	l
Pino 6	645.94	4.90	54.21	177.43	4.90	14.00	16.05
Pino 7	639.89	5.00	56.09	179.38	5.00	14.00	16.00

(e) Longarina da empenagem horizontal.

Pinos	τ_{pino}	d_{pino}	τ_{wood}	σ_{wood}	τ_{comp}	σ_{comp}	d_{furo}	t_{wood}	t_{comp}	l
Pino 6	645.94	4.90	13.32	39.68	52.62	174.37	4.90	8.00	16.00	16.05
Pino 7	639.89	5.00	13.79	40.11	54.46	176.26	5.00	8.00	16.00	16.00

Como se pode observar, todas as zonas de acoplamento, exceto na peça de contato e na longarina da empenagem horizontal, os pinos possuem diâmetros inferiores aos diâmetros dos furos, o que implica a utilização de casquilhos de alumínio para compensar essa diferença. l traduz-se na distância mínima a que o pino e o respetivo furo têm de ser posicionados em relação ao limite superior ou inferior, dependendo do sinal da reação dos componentes onde estão inseridos.

4.7 Círculo de Mohr

O círculo de Mohr é um sistema bidimensional representativo da lei de transformação do tensor de tensão de Cauchy. Este sistema permite determinar as componentes de tensão em relação a um sistema rodado, isto é, agindo sobre um plano de orientação diferente, obtendo-se diferentes tensões dependendo do ângulo de rotação das tensões iniciais [36].

O objetivo é diminuir a espessura de *Textreme* utilizada rodando o próprio material, a fim de se conseguir reduzir as tensões de corte. Consequentemente, isto vai aumentar as tensões diretas no material. Como o *Textreme* possui maior resistência às tensões diretas do que às tensões de corte, a rotação vai permitir otimizar o uso do material.

A abcissa σ e a ordenada τ de cada ponto do círculo de Mohr são as magnitudes da tensão normal e da tensão de corte que estão a atuar num determinado sistema, enquanto θ é o ângulo mínimo de rotação em graus, σ_x representa a tensão direta em x e σ_y a tensão direta em y .

Neste caso específico vai-se utilizar o círculo de Mohr para otimizar a casca da asa, visto que é a única que possui espessuras acima da mínima, 0.10 mm.

4.7.1 Casca da Asa

Para otimizar a casca da asa, calcula-se novamente a tensão direta e de corte, através das Equações 4.28 e 4.36, com uma espessura inferior à obtida anteriormente. A Tabela 4.30 seguinte mostra os resultados obtidos.

Tabela 4.30: Casca da asa - rotação, c [mm], t_d [mm], x [mm], y [mm], σ [N/mm²], τ_i [N/mm²], θ [°].

c	t_d	x	y	σ_{z_i}	τ_i	θ	σ_x	σ_y
1160.00	0.20	1102.23	83.18	-9.46	397.98	-44.66	393.28	-402.74
1112.30	0.20	833.50	39.81	-446.49	288.60	-26.14	141.62	-588.11
1036.20	0.10	776.48	37.09	-263.40	406.57	-29.36	228.75	-722.62
960.00	0.10	719.38	34.36	-418.82	372.59	-30.33	218.00	-636.82
891.00	0.10	667.67	31.89	-328.92	332.79	-31.85	206.75	-535.67
823.50	0.10	617.09	29.47	-223.86	277.92	-34.03	187.68	-411.55
750.00	0.10	562.01	26.84	-93.26	168.33	-37.26	128.04	-221.30

Como previsto, os valores de τ_i são muito superiores aos limites do material, *Textreme*, pois a espessura é muito inferior à requerida. Os valores de σ_{z_i} , também aumentaram consideravelmente, mas ainda são menores do que a tensão de rutura à compressão do material. A rotação das tensões anulou as tensões de corte, mas aumentou, consideravelmente, σ_x e σ_y como era esperado. Todavia, a resistência do *Textreme* à compressão e à tração não foi ultrapassada. A rotação θ permitiu otimizar o uso do tecido na casca da asa, pois permitiu uma grande redução da espessura, como podemos comparar na Tabela 4.30. Todavia, o ângulo de rotação obtido θ varia em todas as secções, o que não é prático. Devido a isso, a orientação escolhida para a casca da aeronave vai ser de 45°, resultado semelhante ao obtido na primeira secção. As duas últimas secções, $c = 673.00$ mm e $c = 578.00$ mm não se encontram na Tabela 4.30, pois as espessuras obtidas inicialmente, coincidem com a espessura mínima do *Textreme*, 0.10 mm. Os resultados na totalidade podem ser consultados no Anexo D.

5 Simulação e análise da estrutura

Após os cálculos analíticos terem fornecido o ponto de partida para a estrutura da aeronave, simular a estrutura é o próximo passo. As simulações vão ter como ponto inicial as dimensões obtidas analiticamente. É necessário ter em conta que, o dimensionamento analítico não teve em conta a deformação, nem a rigidez dos materiais, e devido a isso, os resultados obtidos pelas simulações vão ser diferentes do previsto.

As simulações vão ser feitas através do software *Ansys*, que é um software multidisciplinar que utiliza o método de elementos finitos para obter resultados extremamente fidedignos. Nestas análises tem-se em conta a transmissão dos esforços e as interações entre cada componente, as condições de fronteira e as cargas a que cada componente está sujeito. Em seguida, vão ser apresentados os passos que se realizaram para se proceder às simulações.

1. Desenha-se a asa, a empenagem horizontal a fuselagem e a peça de contacto, em 3 dimensões, utilizando o software de desenho computacional *Solidworks*. No sentido de facilitar, a posteriori, o processo de simulação, todos os desenhos são feitos em superfícies, a fim de possibilitar o uso de elementos de casca (*shell elements*) nas respetivas malhas, à exceção da peça de contacto, que vai ser desenhada como sólido e vai utilizar elementos de sólido (*solid elements*) na malha respetiva. A diferença entre os *solid elements* e os *shell elements* é o facto destes últimos precisarem de menos elementos para analisar o componente ou a estrutura, e conseqüentemente, menos tempo. Contudo estes só podem ser incorporados em superfícies de pequena espessura. A peça de contacto possui uma espessura mais elevada, e portanto, a utilização de *solid elements* é mais indicada.
2. O tipo de análise que se vai fazer é uma análise estrutural estática. Importa-se os desenhos para o software *Ansys*, e inicia-se uma análise estrutural estática (*Static Structural Analysis*), no sentido de se proceder à simulação.
3. Define-se todos os materiais que se vão aplicar no componente.
4. Utilizando a ferramenta *DesignModeler* do *Ansys*, atribui-se aos eixos coincidentes com as mesas das diversas longarinas, as diversas secções através da função *Cross Section*, concordantes com as mesas utilizadas e suas dimensões, no sentido de transformar estes eixos em elementos viga.
5. Ainda utilizando a ferramenta *DesignModeler* do *Ansys*, aplica-se a cada estrutura uma condição *Shared Topology*, que permite relacionar todas superfícies e obter uma malha contínua em todas as intersecções entre superfícies. Esta ferramenta evita o uso de condições de contacto.
6. Na ferramenta *Ansys Multiphysics*, procede-se à atribuição dos materiais respetivos para cada componente da estrutura. A função *Layered Section* permite atribuir a combinação de materiais por camadas, bem como a espessura e a orientação de cada camada.

7. Após a definição dos materiais, procede-se à aplicação de malha. Foram aplicadas malhas diferentes para cada componente. Estas definições estão especificadas nos subcapítulos seguintes.
8. O uso de superfícies em eixos planos perpendiculares, implica o uso da função *Mesh Connection*. Esta função vai permitir unir por completo a malha e permitir que esta seja contínua, mesmo em planos perpendiculares.
9. Procede-se à definição das condições de fronteira e à aplicação das cargas. Estas condições são diferentes para cada componente e portanto, vão ser descritas separadamente, nos subcapítulos seguintes.
10. Tendo verificado se todos os passos foram realizados de maneira correta, inicia-se a simulação. O *Ansys Multiphysics* verifica automaticamente, se o problema é linear ou não linear, e utiliza os métodos de resolução indicados para cada tipo de problema. A convergência da solução depende da qualidade da malha utilizada e do algoritmo escolhido para a resolução. Este algoritmo é escolhido pelo *Ansys* de acordo com o problema.
11. Por fim, verifica-se os resultados.

Os próximos subcapítulos descrevem as definições específicas de cada componente, e apresentam os resultados obtidos.

5.1 Asa

A asa inclui a longarina principal, a longarina secundária, a casca e as nervuras. Quer as definições específicas relacionadas com as malhas e com o posicionamento das forças e das restrições ao deslocamento, quer os resultados obtidos encontram-se abaixo. O desenho da asa foi otimizado para a simulação estrutural. Isto significa que a zona do *aileron* e a zona do *flap*, não foram incluídas no desenho, pois não contribuem para o suporte das cargas aplicadas na asa.

- A malha que se vai aplicar nesta estrutura, é uma malha de quadrática com *shell elements* de 6mm . A malha quadrática é a mais eficaz na modelagem em 3 dimensões, permitindo que esta se mantenha com as mesmas propriedades espaciais mesmo sob deformação. Contudo, nas zonas dos vértices não é possível aplicar este tipo de malha, devido à própria geometria da asa. Nestas zonas vai-se aplicar uma malha triangular com elementos de 6mm . Este tipo de malha tende a dar problemas ao nível da deformação uma vez que, geralmente, não mantém as propriedades espaciais mas é facilmente aplicável. Como as zonas de aplicação desta malha triangular são pequenas, a eficácia da malha final praticamente, não vai ser alterada. Relativamente ao tamanho dos elementos, quanto mais pequenos forem mais precisos são os resultados mas também, mais tempo demoram as simulações e maior capacidade de processamento o computador precisa. 6mm foi o tamanho encontrado que permite obter uma boa precisão e um tempo de simulação relativamente baixo. A malha da estrutura vai possuir 9792 nós.
- O método de resolução que se vai escolher vai ser o método direto, já que este assegura a convergência da solução, apesar de necessitar que o computador tenha mais capacidade de processamento, em comparação à utilização do método iterativo. A convergência da solução foi obtida pelo *Ansys* de forma linear.

- Quer as forças de corte, quer os momentos torsores, são extraídos, respetivamente, das Tabelas 4.8 e 4.10 e vão ser posicionados a 25% da corda, posição do centro aerodinâmico da asa, ao longo da envergadura. De acordo com Figura 3.9, nas posições dos pinos 3 e 4 vão ser impostas condições que vão restringir os deslocamentos normais ao eixo dos furos e as rotações nos restantes eixos. Nas posições dos pinos 1 e 2, por sua vez, vão ser aplicadas restrições ao deslocamento em todos os eixos e rotações, exceto na rotação em torno dos eixos destes pinos. Estas condições vão simular a funcionalidade real dos pinos.
- Nas zonas que envolvem os pinos, como vão ser os locais de tensões mais críticas, procede-se a um refinamento da malha nessas zonas que vai permitir um aumento de subdivisões na malha e conseqüentemente, um maior número de elementos de modo a obter uma maior precisão.

Em seguida vão ser apresentados os resultados obtidos. Estas simulações tem em conta todos os materiais bem como suas características.

5.1.1 Caso analítico

Para este caso foram considerados os seguintes dados e configurações:

- As dimensões da casca vão ser atribuídas de acordo com a Tabela 4.30, as dimensões da longarina principal com a Tabela 4.11 e as dimensões da longarina secundária com a Tabela 4.15. Ambas as longarinas vão possuir *Airex C70 75* no seu interior onde este é delimitado pela a altura das almas e pela largura e espessura das mesas.
- A nervura da raiz vai ter a espessura máxima ($t_{wood} + t_{comp}$), extraída da Tabela 4.29(b). As zonas que não são de acoplamento vão ser constituídas por um núcleo em *Airex C70 75*, com a espessura de t_{wood} máxima, e por um laminado de *Textreme* com a espessura de t_{comp} máxima da tabela respetiva. A espessura do laminado utilizado nesta nervura é dividida de igual forma pela face superior e inferior do núcleo. A *sandwich* que constitui as restantes nervuras vai ter um núcleo de 0.5 mm de *Airex C70 75* e 0.2 mm de *Textreme* em cada face do núcleo.
- As zonas de acoplamento da longarina principal vão ser dimensionadas de acordo com a Tabela 4.29(a).
- Todas as camadas de *Textreme*, à exceção das que constituem a asa, encontram-se orientadas a 0°.
- A configuração da largura m , da Figura 4.17, vai ser apresentada na Tabela 5.1.

Tabela 5.1: Largura das zonas de acoplamento da asa, m [mm].

Zonas de acoplamento	m
Pino 1	80.00
Pino 2	80.00
Pino 3	60.00
Pino 4	20.00

A massa estimada para esta configuração da asa é de 11.20 kg. Os resultados da deformação total da asa são apresentados de seguida. Os eixos da figura seguinte são relativos aos eixos globais da estrutura e não aos eixos locais do laminado.

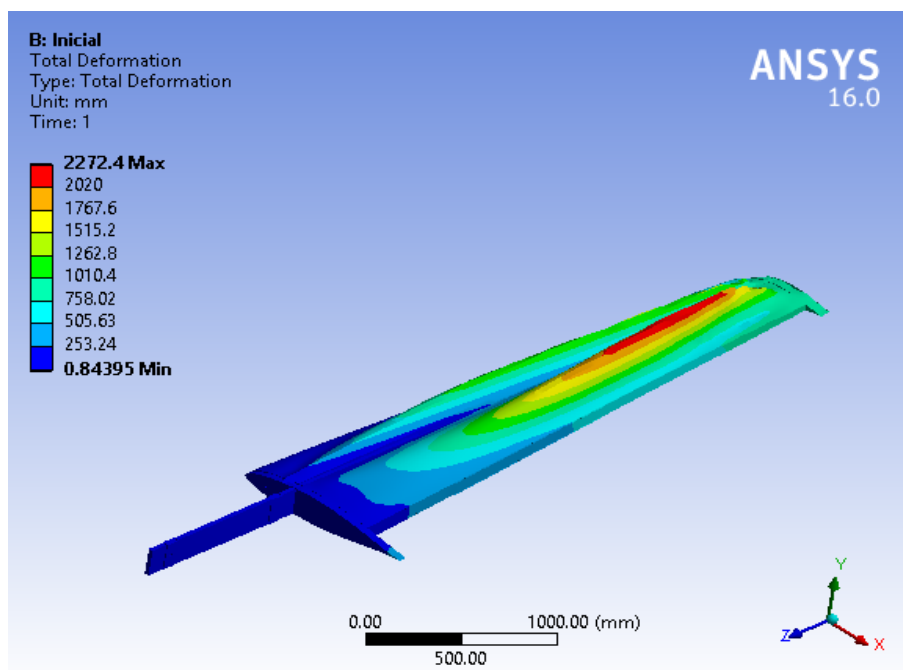


Figura 5.1: Deformação total da configuração inicial da asa.

Como se observa pela Figura 5.1 a deformação da casca é extremamente elevada, pois esta perde a forma do perfil visto que possui pouca espessura. É necessário aumentar a espessura da casca utilizando para isso uma configuração em *sandwich* já mencionada no capítulo da "Concepção estrutural da aeronave", no sentido de diminuir a deformação da casca.

5.1.2 Caso final

Este caso apresenta as dimensões mínimas que asseguram a rigidez da casca e respeitam as tensões normais e de corte nos diversos planos dos diversos materiais utilizados. Também assegura que a deformação total da asa não ultrapassa os 10 % da envergadura. O *Textreme* utilizado encontra-se sob a disposição mínima de 0.2 mm, ou seja, duas camadas de 0.1 mm. Isto permite corrigir os pequenos defeitos ou espaços vazios que resultam da aplicação de cada camada, já que as camadas ficam sobrepostas uma à outra, compensando os defeitos de aplicação da camada inferior. Isto significa que todos os componentes que possuem 0.1 mm de *Textreme* vão possuir, pelo menos, 0.2 mm.

Foram feitas as seguintes alterações à estrutura em relação à configuração inicial:

- A casca vai ser composta por uma *sandwich* como a descrita no capítulo "Concepção estrutural da aeronave". As espessuras e as orientação vão ser diferentes ao longo da envergadura, pois o momento fletor aumenta de uma forma exponencial em comparação com o aumento da força de corte, à medida que nos aproximamos da raiz da asa. As posições seguintes têm como origem a nervura da raiz da asa.

- * A casca, a partir da nervura da raiz da asa até à posição 121.88 mm possui uma espessura de 5 mm, onde 4.4 mm são de *Textreme*, que se dividem de igual forma pela face inferior e superior da espuma, e possuem a seguinte orientação $[45_4/0_{18}]$ que é simétrica em relação ao núcleo. Esta zona é a mais crítica da aeronave, pois é onde convergem as forças provenientes da sustentação.
 - * A casca, a partir da posição 121.88 mm até à posição 777.23 mm possui uma espessura de 2.8 mm, onde 0.8 mm são de *Textreme* que se dividem de igual forma pela face inferior e superior da espuma e que possuem a seguinte orientação $[45_2/0_2]$ que é simétrica em relação ao núcleo.
 - * A casca, a partir da posição 777.23 mm até à posição 2487.24 mm possui uma espessura de 2.1 mm, onde 0.6 mm são de *Textreme* que se dividem de igual forma pela face inferior e superior da espuma e que possuem a seguinte orientação $[45]_3$ que é simétrica em relação ao núcleo.
 - * A casca, a partir da posição 2487.24 mm até à posição 3692.12 mm, que coincide com a ponta da asa possui uma espessura de 1.4 mm, onde 0.4 mm são de *Textreme* que se dividem de igual forma pela face inferior e superior da espuma e que possuem a seguinte orientação $[45_2]$ que é simétrica em relação ao núcleo.
- Na nervura da raiz, o laminado da *sandwich* foi aumentado 2 mm. Fez-se o mesmo nas zonas de acoplamento desta nervura. Contudo, nas zonas de acoplamento aplicou-se a orientação $[0_{24}/45_{19}]$. Esta orientação é simétrica em relação ao núcleo. No resto da nervura aumentou-se as espessuras do núcleo e do laminado em 1 mm, mas não se alterou a orientação do laminado.
 - Nas zonas de acoplamento da longarina principal aumentou-se a espessura e alterou-se a orientação do laminado da *sandwich*. O laminado possui 14.6 mm, e a orientação aplicada é $[0_{36}/45_{37}]$ e esta é simétrica em relação ao núcleo.
 - Na parte da longarina principal que fica dentro da fuselagem até à posição 671.88 mm (em relação ao início da longarina principal) aumentou-se a espessura do laminado das almas. Cada alma dessa zona da longarina principal possui tem 6.7 mm de laminado. A orientação dessas camadas é de 0°.

A massa estimada para esta configuração da asa é de 19.29 kg. Os resultados relativos a esta configuração são apresentados de seguida. Em relação aos valores positivos e negativos que se vão observar nos resultados, estes possuem significados distintos, dependendo da tensão a que se referem. No caso das tensões diretas, os valores positivos correspondem à tração e os valores negativos à compressão. No caso das tensões de corte, os valores positivos e negativos diferenciam o sentido das tensões de corte. Estas definições são válidas para todas as simulações de todos os componentes. Os eixos das Figuras 5.2 e 5.3 são relativos aos eixos globais da estrutura e não aos eixos locais dos laminados. A totalidade dos resultados obtidos podem ser consultados no Anexo F na secção "Configuração final".

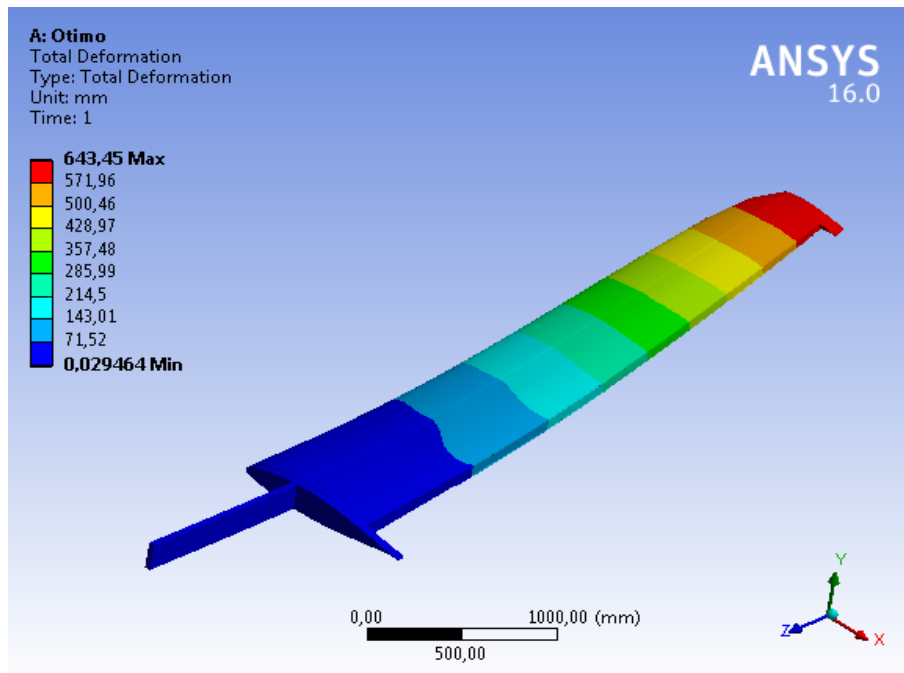


Figura 5.2: Asa final. Deformação total.

Na Figura 5.2 observa-se uma deformação crescente ao longo da asa devido à força de sustentação a que está sujeita. A casca já não perde a forma do perfil devido à *sandwich* aplicada. Também se verifica a influência do momento torsor, pois a deformação não se distribui linearmente ao longo da envergadura. A deformação obtida é inferior à 10 % da envergadura da asa.

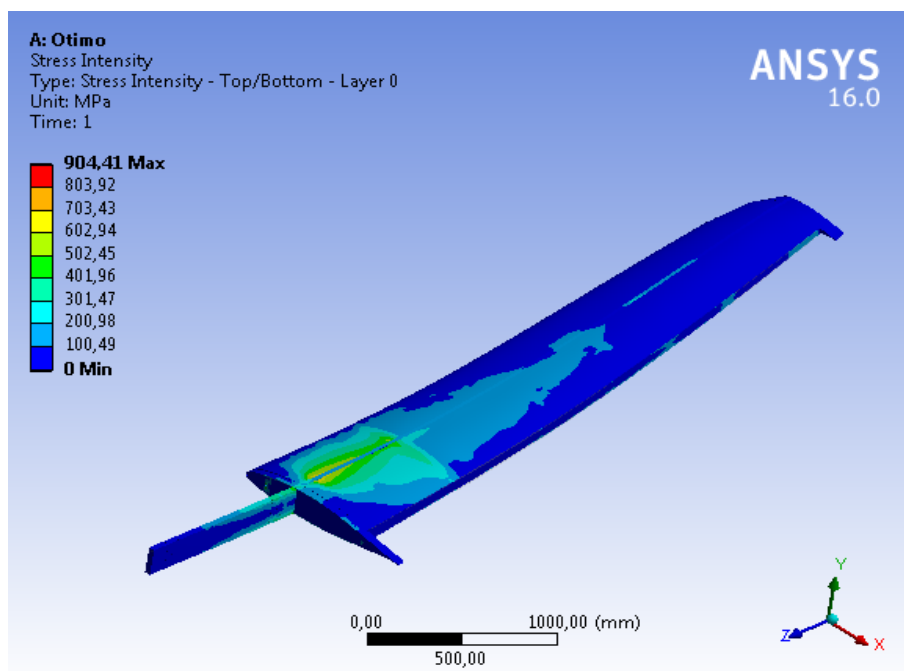


Figura 5.3: Asa final. Intensidade de tensão.

A Figura 5.3 apresenta os valores da intensidade de tensão obtida. A intensidade de tensão está relacionada com a tensão de corte máxima. No sentido de verificar se vai existir falha,

este valor deve ser menor que as tensões diretas de rutura dos materiais utilizados.

Na Figura 7.2 do Anexo F encontram-se assinaladas as posições do valor máximo e mínimo da tensão direta em x . A posição da tensão máxima situa-se na casca e a posição da tensão mínima coincide com a zona de acoplamento onde o pino 4 se insere.

Na Figura 7.3 do Anexo F encontram-se assinaladas as posições do valor máximo e mínimo da tensão direta em y . A posição da tensão máxima coincide com a zona de acoplamento onde o pino 4 se insere e a posição de tensão mínima coincide com a zona de acoplamento onde o pino 3 se insere.

Na Figura 7.4 do Anexo F encontram-se assinaladas as posições do valor máximo e mínimo da tensão direta em z . A tensão mínima localiza-se na casca superior à longarina principal junto à nervura coincidente com a posição inicial do *flap*. A posição da tensão máxima coincide com a zona da nervura da raiz em contato com a longarina principal.

Na Figura 7.5 do Anexo F encontram-se assinaladas as posições do valor máximo e mínimo da tensão de corte em xy . A posição de corte máximo coincide com o eixo do furo, onde o pino 3 se insere, e a posição de corte mínimo coincide com o eixo do furo, onde o pino 4 se insere.

Na Figura 7.6 do Anexo F encontra-se assinalada a posição do valor máximo e mínimo da tensão de corte em yz . A tensão mínima situa-se na casca e a tensão máxima situa-se na parte superior da zona de acoplamento onde o pino 2 se insere.

Na Figura 7.7 do Anexo F encontram-se assinaladas as posições do valor máximo e mínimo da tensão de corte em xz . A tensão máxima localiza-se na casca e a tensão mínima localiza-se na casca inferior à nervura da raiz, junto à longarina principal.

Comparativamente às dimensões obtidas analiticamente, tiveram de ser feitas alterações às orientações das camadas de compósito que compõem os diversos laminados utilizados e às espessuras de alguns componentes. A casca da asa foi sujeita a uma grande alteração, mas expectável, visto que já tinha sido delinéado inicialmente a utilização de um material *sandwich*. Pelos resultados obtidos, verifica-se que a estrutura consegue suportar os esforços, pois os valores obtidos são inferiores às propriedades limite dos materiais utilizados, à excepção da madeira que constitui os núcleos das *sandwich* das zonas de acoplamento. Este tipo de simulação não permite obter resultados por camada, e portanto é necessário fazer uma análise específica a essas zonas.

No sentido de verificar as tensões nos diversos núcleos de madeira, vai-se utilizar a ferramenta *Ansys Composite PrepPost*. Esta ferramenta permite analisar as camadas de um material compósito ou *sandwich*, camada por camada. Através desta ferramenta, realizam-se os testes das zonas de acoplamento, aplicando cargas equivalentes às cargas aplicadas na asa, e as mesmas condições de deslocamento. Os restantes núcleos de espuma utilizados não necessitam de ser analisados desta forma visto que têm como função, apenas proporcionar rigidez aos materiais *sandwich* onde se encontram.

As simulações que se vão realizar, representam os sistemas descritos nas Figuras 4.13 e 4.12, respetivamente. As Figuras 5.4 e 5.5 apresentam para as zonas de acoplamento da asa, as tensões diretas e as tensões de corte devido aos pinos nos núcleos de madeira e servem para validar a madeira aplicada nesta configuração da asa.

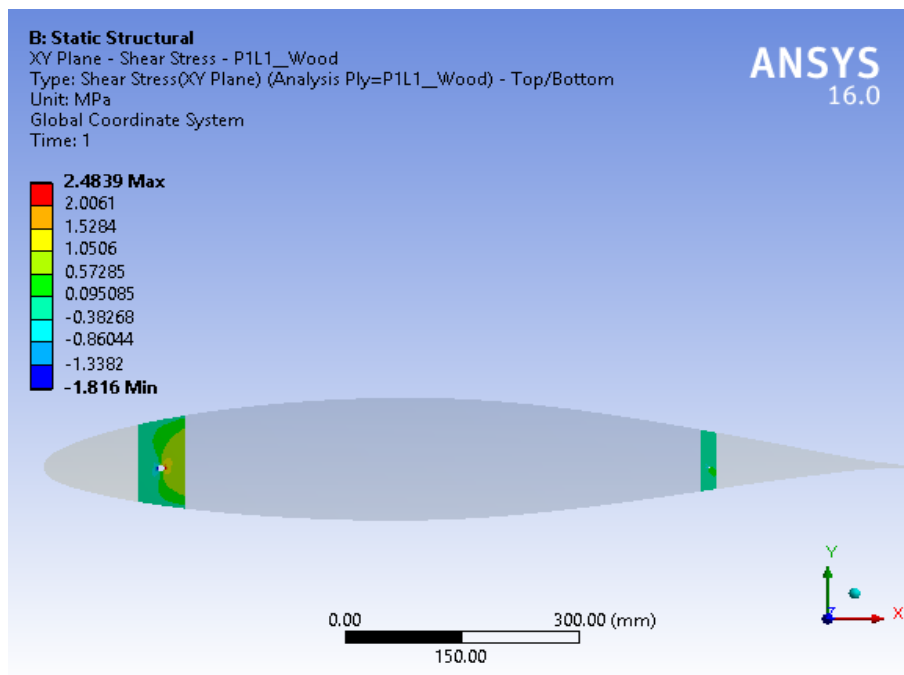
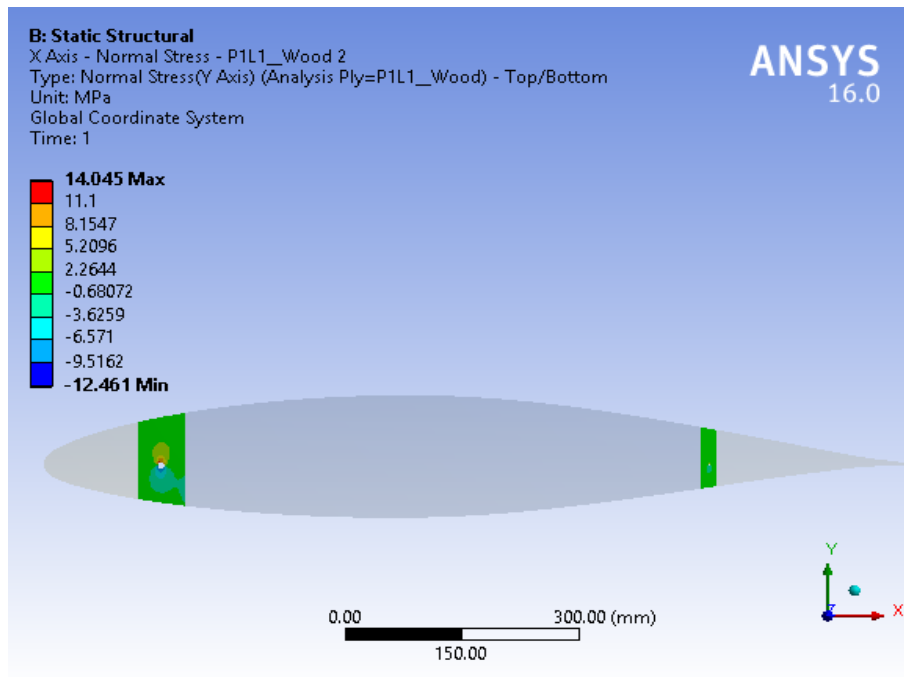
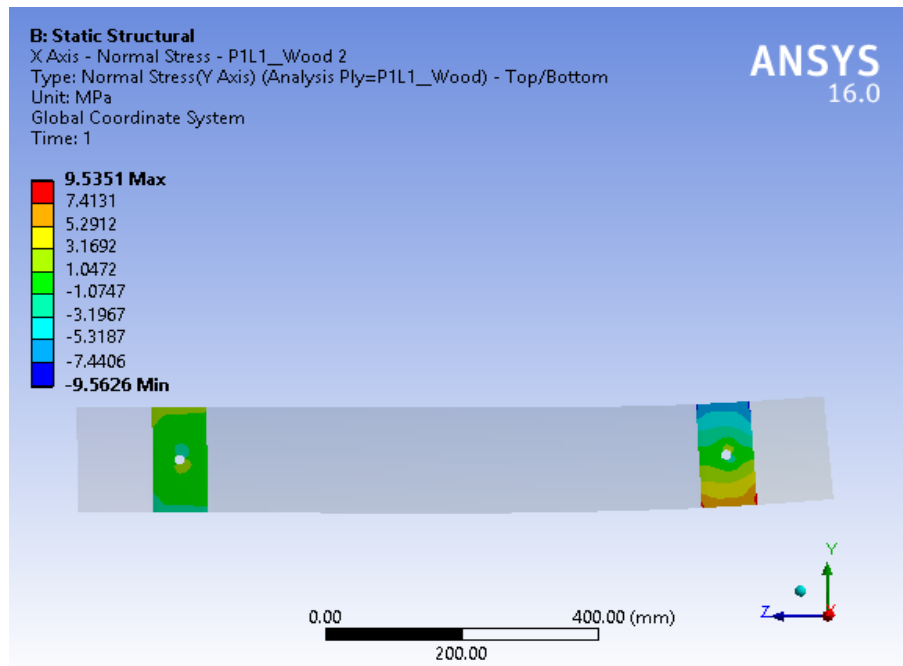
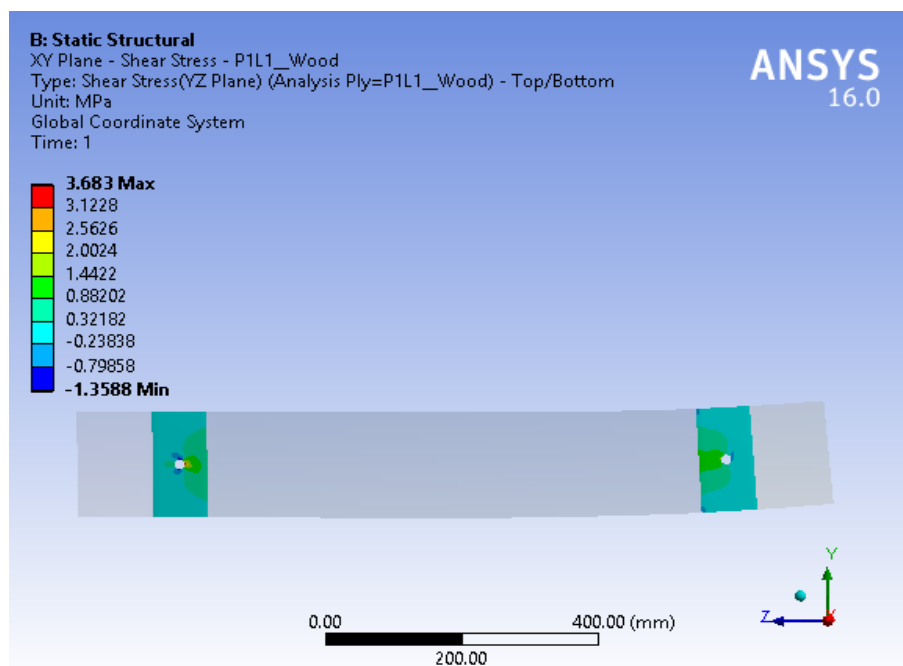


Figura 5.4: Núcleos de madeira da nervura da raiz

A Figura 5.4 permite verificar que os valores das tensões resultantes, são inferiores às propriedades estruturais limite da madeira de carvalho vermelho e portanto, valida as zonas de acoplamento da nervura da raiz da asa.



(a) Tensão direta em y



(b) Tensão de corte no plano yz

Figura 5.5: Núcleos de madeira da longarina principal

A Figura 5.5 permite verificar que os valores das tensões resultantes são inferiores às propriedades estruturais limite da madeira de carvalho vermelho e portanto, valida as zonas de acoplamento da longarina principal da asa.

É ainda necessário verificar se a configuração final da asa consegue suportar os esforços provenientes das superfícies hipersustentadoras quando a sua deflexão é máxima. Para isso, vai-se analisar a asa somente com as reações da Tabela 4.14 e suas respectivas posições. A

Figura 5.6 apresenta a intensidade de tensão obtida.

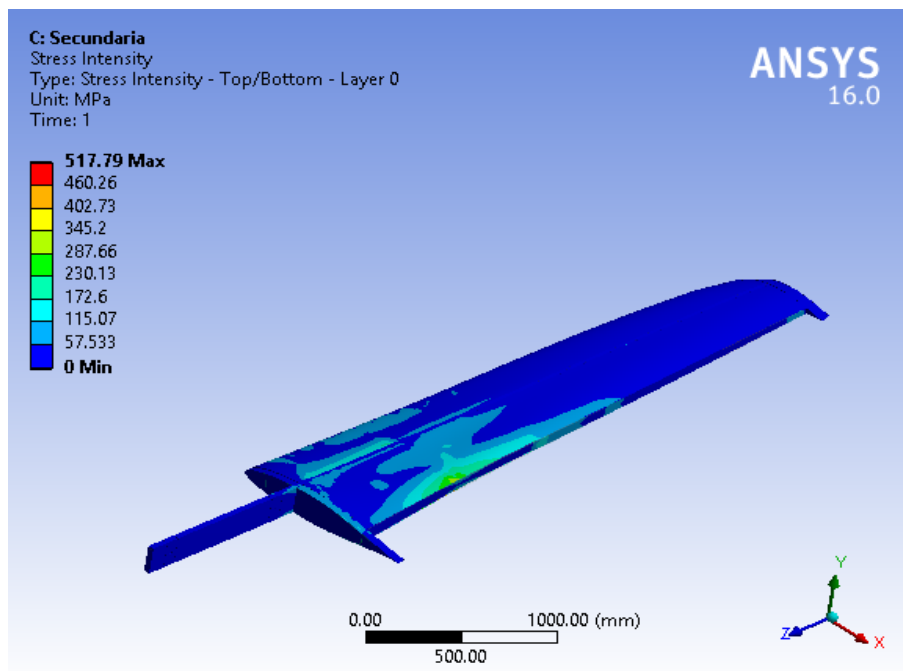


Figura 5.6: Intensidade de tensões.

A totalidade dos resultados obtidos pode ser consultada no Anexo F, na secção "Longarina secundária".

Como se pode verificar, as tensões não ultrapassam as tensões de rutura dos materiais. É importante realçar, que as cargas das superfícies hipersustentadoras não vão coexistir com as cargas que foram aplicadas nas simulações anteriores, uma vez que, pertencem a dois pontos distintos do diagrama n - V , $V = 39.62 \text{ m/s}$ e $n = 2$ e, $V = 103.90 \text{ m/s}$ e $n = 6.87$, respetivamente.

Pelo conjunto de resultados obtidos observa-se que as tensões obtidas não ultrapassam os limites dos materiais que constituem a asa.

5.2 Empenagem horizontal

A empenagem horizontal inclui a longarina, a casca e as nervuras.

- A malha que se vai aplicar nesta estrutura é uma malha quadrática com *shell elements* de 6 mm. Contrariamente ao que ocorreu na aplicação da malha da asa, não foi necessário a aplicação de malhas triangulares nos vértices. A escolha da malha e o tamanho dos elementos foram justificados anteriormente. A malha da estrutura vai possuir 3864 nós.
- O método de resolução que se vai escolher, é o método direto. A convergência da solução foi obtida pelo Ansys de forma linear.
- A empenagem horizontal vai ser simulada da mesma forma, pela qual a asa foi simulada. As forças de corte e os momentos torsores, extraídos das Tabelas 4.19 e 4.21, respetivamente, vão ser posicionados a 25% da corda, posição do centro aerodinâmico da empenagem horizontal, ao longo da envergadura. De acordo com a Figura 3.10, a posição do pino 5 vai ser restringida aos deslocamentos normais ao eixo dos furos e às rotações nos restantes

eixos. Nas posições relativas aos pinos 6 e 7 vão ser aplicados encastramentos em torno dos eixos dos respetivos pinos.

- Nas zonas que envolvem os pinos, procede-se a uma refinação da malha para aumentar a precisão nesses locais.

Em seguida vão ser apresentados os resultados obtidos caso a caso.

5.2.1 Caso analítico

Para este caso foram considerados os seguintes dados e configurações:

- As dimensões da casca da empenagem horizontal vão ser atribuídas de acordo com a Tabela 4.23 e as dimensões da longarina com a Tabela 4.22. Tal como nas longarinas da asa, a espuma encontra-se no interior delimitada pelas dimensões da própria.
- A nervura da raiz vai ter a espessura máxima ($t_{wood} + t_{comp}$), extraída da Tabela 4.29(c). As zonas que não são de acoplamento vão ser constituídas por um núcleo em *Airex C70 75* com a espessura de t_{wood} máxima e por um laminado de *Textreme* com a espessura de t_{comp} máxima da tabela respetiva. A *sandwich* que constituem as restantes nervuras vão possuir um núcleo de 0.5 mm de *Airex C70 75* e 0.1 mm de *Textreme* em cada face do núcleo.
- As zonas de acoplamento da longarina vão ser dimensionadas, de acordo com a Tabela 4.29(e).
- Todas as camadas de *Textreme* utilizadas nesta configuração vão ter a orientação de 0°.
- A configuração da largura m é apresentada na Tabela 5.2.

Tabela 5.2: Largura das zonas de acoplamento da empenagem horizontal, m [mm]

Zonas de acoplamento	m
Pino 5	40.00
Pino 6 e 7	64.00

Como os pinos 6 e 7 estão relativamente perto um do outro, a largura m desta zona envolve os dois pinos, e é coincidente com a comprimento de longarina que está dentro da fuselagem, 64.00 mm.

A massa estimada para esta configuração da empenagem horizontal é de 0.441 kg.

O resultado da deformação total da empenagem horizontal está apresentado na Figura 5.7. Tal como ocorreu na asa, a casca é muito fina e instável e acaba por perder a forma do perfil da empenagem horizontal. É necessário configurar a casca como uma *sandwich* no sentido de aumentar a espessura e rigidez desta. Os eixos da figura seguinte são relativos aos eixos globais da estrutura e não aos eixos locais do laminado.

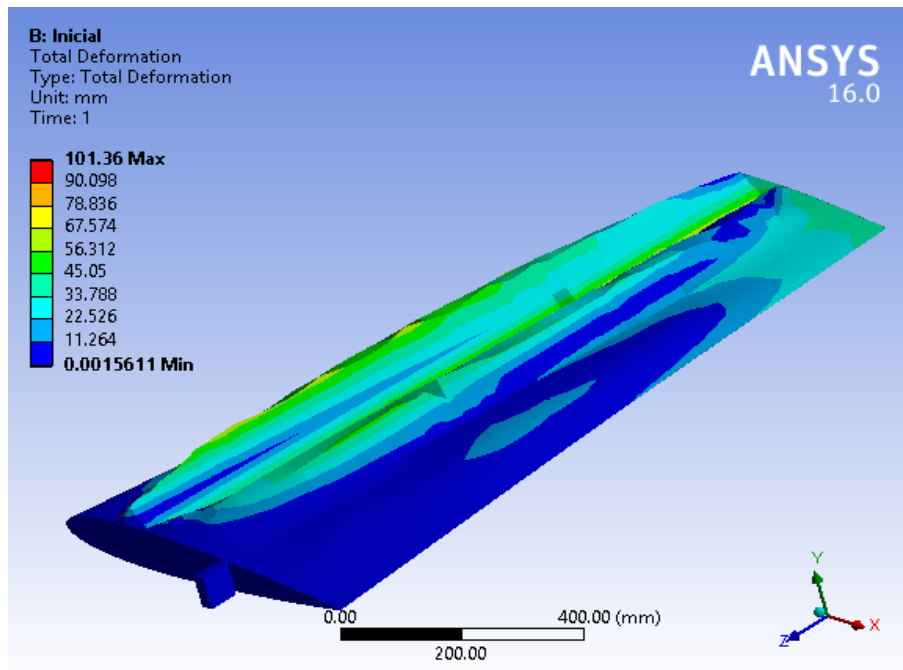


Figura 5.7: Empenagem horizontal inicial. Deformação total

5.2.2 Caso final

Este caso apresenta as dimensões mínimas que asseguram a rigidez da empenagem horizontal. Tal como na asa, o *Textreme* que vai ser utilizado na próxima simulação encontra-se sob a disposição mínima de 0.2 mm, ou seja duas camadas de 0.1 mm, no sentido de prevenir a existência de pequenos defeitos.

Para este caso, foram feitas as seguintes alterações em relação ao caso analítico:

- A casca vai ser composta por uma *sandwich* como a descrita no capítulo "Concepção estrutural da aeronave" onde o núcleo de espuma vai ter 0.5 mm e o laminado 0.4 mm, dividido de igual forma por cima e por baixo do núcleo. Cada 0.2 mm apresenta uma orientação de camadas [0/45] e é simétrica em relação ao núcleo de espuma.
- As dimensões da longarina da empenagem horizontal não vão ser alteradas em relação à usada no caso analítico, exceto as almas que vão possuir mais uma camada de 0.1 mm, em relação à configuração anterior a fim de prevenir defeitos de aplicação. A orientação das camadas é a mesma da configuração inicial.
- As dimensões da nervura da raiz não vão ser alteradas em relação às dimensões do caso analítico. Contudo, a orientação do laminado da nervura, quer na zona de acoplamento, quer no resto da nervura vai ser diferente. A nervura da sua totalidade apresenta uma orientação das camadas [0/45] e esta é simétrica em relação ao núcleo da *sandwich*.
- A zona de acoplamento da longarina vai ser alterada pois esta foi dimensionada sem incluir o suporte do pino da nervura. O núcleo de madeira vai continuar com a mesma espessura e a espessura de laminado vai diminuir 14 mm, em relação à configuração inicial para 2 mm, dividido de igual forma pelas faces da espuma. Cada 1 mm possui a configuração de camadas [0₅/45₅].

A massa estimada para esta configuração da empenagem horizontal é de 1.25 kg. As próximas figuras apresentam os resultados obtidos, quer ao nível das tensões, quer ao nível da deformação. Os eixos das figuras seguintes são relativos aos eixos globais da estrutura e não aos eixos locais do laminado.

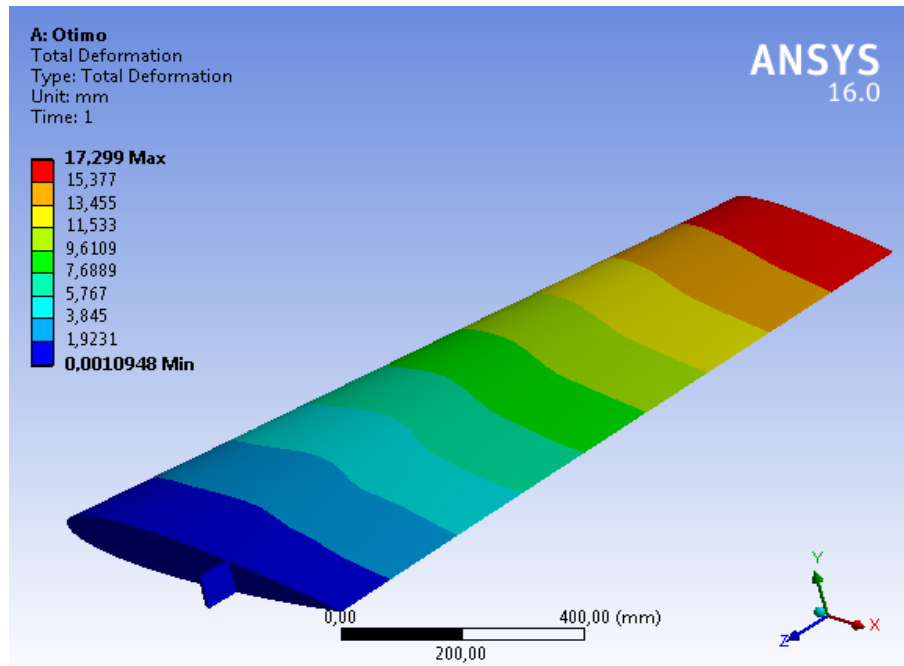


Figura 5.8: Empenagem horizontal final. Deformação total

Na Figura 5.8 observa-se uma deformação crescente ao longo da envergadura da empenagem horizontal devido á força de sustentação da empenagem. Essa deformação é bastante reduzida devido à *sandwich* aplicada. A totalidade dos resultados obtidos podem ser consultados no Anexo G.

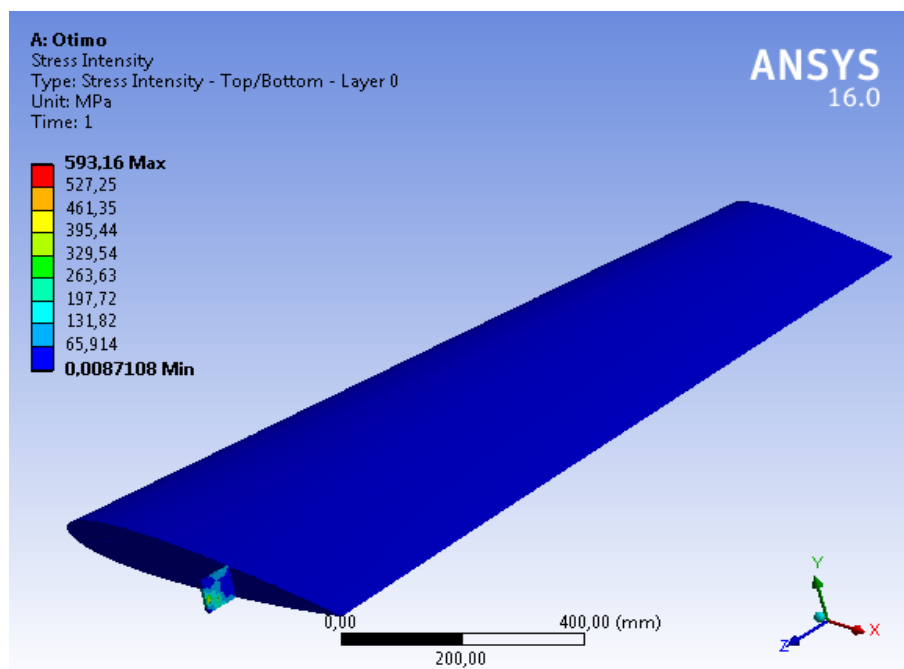


Figura 5.9: Empenagem horizontal final. Intensidade de tensão

Pela Figura 5.9 verifica-se que as tensões de rutura *Textreme* e do carbono pultrudido são respeitadas. O *Airex c70 75* só tem como função dar rigidez à estrutura e portanto, as tensões na espuma não são relevantes.

Na Figura 7.14 do Anexo G encontra-se assinalada a posição do valor máximo e mínimo da tensão direta em x. A posição da tensão máxima coincide com a zona superior ao furo da nervura e a posição da tensão mínima coincide com a zona inferior ao furo onde o pino 5 se insere.

Na Figura 7.15 do Anexo G encontra-se assinalada a posição do valor máximo e mínimo da tensão direta em y. A posição da tensão máxima coincide com o eixo do furo, onde o pino 7 se insere, e a posição da tensão mínima coincide com o eixo do furo, onde o pino 6 se insere.

Na Figura 7.16 do Anexo G encontra-se assinalada a posição do valor máximo e mínimo da tensão direta em z. A posição da tensão máxima coincide com a zona superior da longarina, junto à nervura da raiz da empenagem horizontal. A posição da tensão mínima coincide com a zona inferior da longarina abaixo da zona onde o pino 6 se insere.

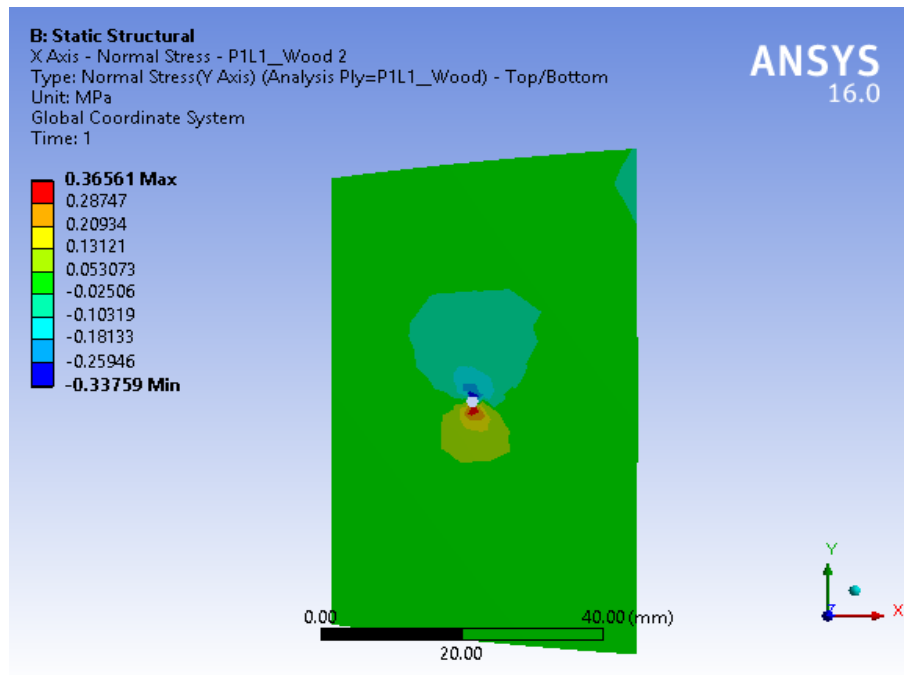
Na Figura 7.17 do Anexo G encontra-se assinalada a posição do valor máximo e mínimo da tensão de corte em xy. A posição da tensão máxima coincide com a zona superior ao furo onde o pino 5 se insere e a posição da tensão mínima coincide com a zona inferior a esse furo.

Na Figura 7.18 do Anexo G encontra-se assinalada a posição do valor máximo e mínimo da tensão de corte em yz. A posição da tensão máxima coincide com o eixo do furo onde o pino 7 se insere e a posição da tensão mínima coincide com o eixo do furo onde o pino 6 se insere.

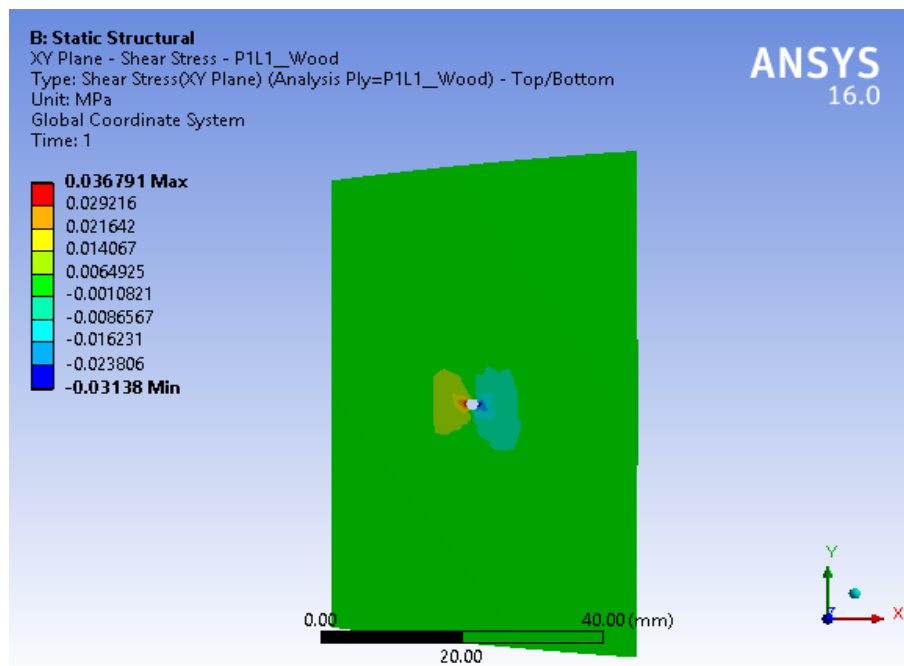
Na Figura 7.19 do Anexo G encontra-se assinalada a posição do valor máximo e mínimo da tensão de corte em xz. A posição da tensão máxima coincide com a zona imediatamente anterior à longarina (partindo do bordo de ataque), mesmo por cima da nervura da raiz da empenagem horizontal. A posição da tensão mínima coincide com a zona imediatamente posterior à longarina (partindo do bordo de ataque), mesmo por cima da nervura da raiz da empenagem horizontal.

Todavia é necessário verificar as tensões na madeira das zonas de acoplamento, tal como se fez com a asa, uma vez que a análise feita não permite obter resultados por camada e as tensões máximas e mínimas obtidas ultrapassam as propriedades limite da madeira, e portanto, vai-se realizar uma análise específica da nervura da raiz e da parte da longarina onde se situam as zonas de acoplamento. Para tal, vai-se replicar a configuração das zonas de acoplamento representada nas Figuras 4.14 e 4.15, utilizando a ferramenta *ACP*, no sentido de se conseguir analisar as tensões nos núcleos de madeira das zonas de acoplamento, no sentido de validar a madeira utilizada.

As Figuras 5.10 e 5.11 apresentam, em relação aos núcleos de madeira das zonas de acoplamento, as tensões diretas e as tensões de corte devido aos pinos, e servem para validar a madeira aplicada nesta configuração da empenagem horizontal.



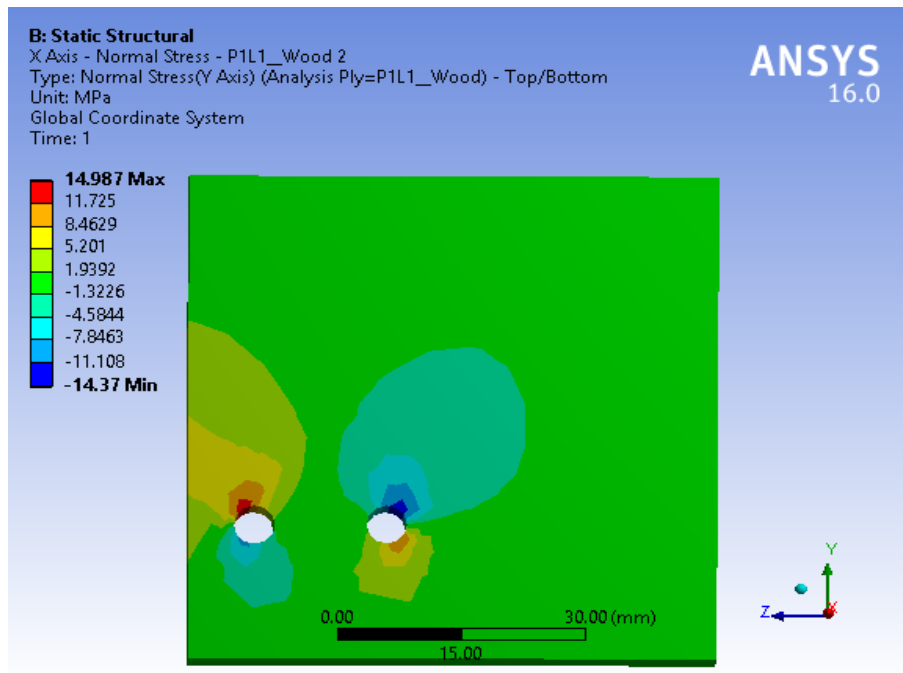
(a) Tensão direta em y.



(b) Tensão de corte no plano xy.

Figura 5.10: Núcleo de madeira da nervura da raíz

A Figura 5.10 permite verificar que os valores das tensões resultantes são inferiores às tensões de rutura da madeira de carvalho vermelho e, conseqüentemente, válida a zona de acoplamento da nervura da raíz da empenagem horizontal.



(a) Tensão direta em y.



(b) Tensão de corte no plano yz.

Figura 5.11: Núcleo de madeira da longarina

A Figura 5.11 permite verificar que os valores das tensões resultantes são inferiores às tensões de rutura da madeira de carvalho vermelho e, conseqüentemente, válida a zona de acoplamento da longarina da empenagem horizontal.

Pelo conjunto de resultados obtidos, verifica-se que as tensões de rutura dos materiais utilizados na empenagem horizontal não são ultrapassadas.

5.3 Fuselagem

A asa inclui as cavernas, a casca e a longarina da empenagem vertical. É nesta fase que vão ser definidos o número de cavernas e as dimensões destas. Estas vão influenciar a rigidez da fuselagem.

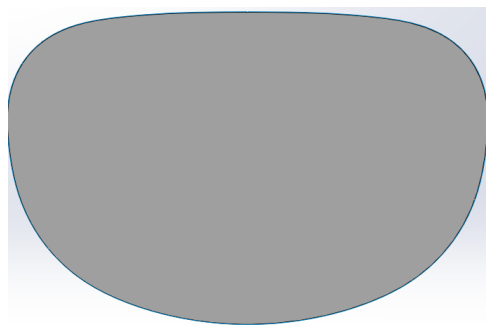
- A malha que se vai aplicar nesta estrutura é uma malha quadrática com *shell elements* de 2 mm. Devido a esta estrutura possuir muitas faces de tamanho reduzido, é necessário que haja elementos em toda a fuselagem no sentido de se conseguir obter resultados precisos nessas pequenas superfícies. A malha da estrutura vai possuir 59433 nós.
- O método de resolução escolhido que se vai escolher vai ser o método direto. A convergência da solução foi obtida pelo *Ansys* de forma linear.
- As cargas que vão ser aplicadas na fuselagem são o peso dos componentes, Tabela 4.26, a carga da empenagem horizontal, Tabela 4.18, que vai ser aplicada no respetivo centro aerodinâmico e a carga da empenagem vertical, Tabela 4.25, que vai ser colocada da direita para a esquerda, ao longo da longarina da empenagem vertical. As restrições ao deslocamento vão ser aplicadas nas zonas onde os pinos 3 e 4 se inserem. As condições relativas aos pinos, vão restringir o deslocamento da mesma forma que os mesmos pinos foram restringidos na asa, ou seja, vão restringir os deslocamentos normais ao eixo dos pinos e as rotações nos restantes eixos. As condições de restrição relativas à zona onde as longarinas principais da asa se inserem, vão impedir o deslocamento e a rotação no eixo nesse local.
- Como o tamanho dos elementos é bastante pequeno, não é necessário refinar as zonas dos pinos, uma vez que já possuem grande número de elementos.

Em seguida vão ser apresentados os resultados obtidos caso a caso.

5.3.1 Caso analítico

Para este caso foram considerados os seguintes dados e configurações:

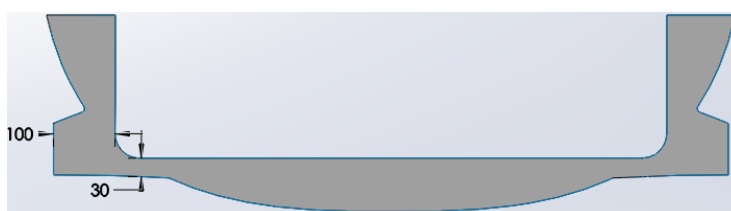
- As dimensões da casca da fuselagem vão ser atribuídas de acordo com a Tabela 4.27. As partes da casca que vão estar encostadas à nervura da raiz da asa vão ter a espessura máxima ($t_{wood} + t_{comp}$), extraída da Tabela 4.29(b). Dessas partes, as zonas que não são de acoplamento vão ser constituídas por um núcleo em *Airex C70 75*, com a espessura de t_{wood} máxima, e por um laminado de *Textreme* com a espessura de t_{comp} máxima da tabela respetiva.
- A longarina da empenagem vertical vai cortar o plano da fuselagem, em frente ao leme de direcção, e possui as mesmas dimensões da longarina da empenagem horizontal, ou seja, da Tabela 4.22.
- As cavernas vão ser colocadas de acordo com as secções da Figura 4.11 e a *sandwich* que as constituem vai ter um núcleo de 0.5 mm de *Airex C70 75* e 0.2 mm de *Textreme* em cada face do núcleo. A Figura 5.12 apresenta as cavernas e respetivas larguras.



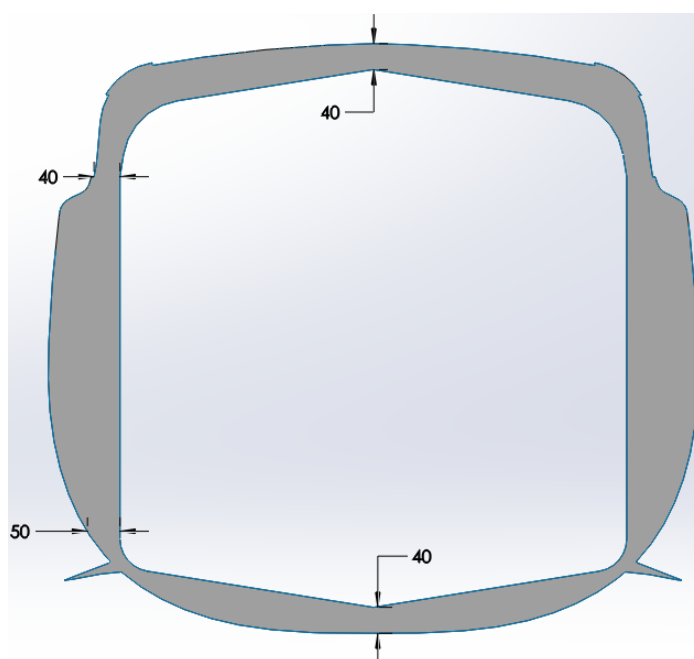
(a) Parede de fogo. Secção 1



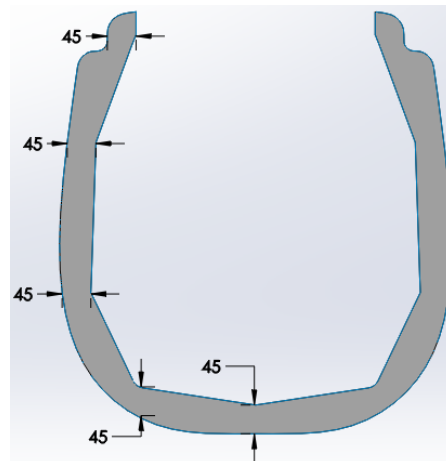
(b) Caverna 2. Secção 2



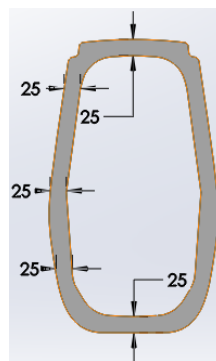
(c) Caverna 3. Secção 3



(d) Caverna 4. Secção 4



(e) Caverna 5. Seção 5



(f) Caverna 6. Seção 6

Figura 5.12: Cavernas da fuselagem

Todas as cavernas são delimitadas pela secções respectivas da fuselagem da Figura 4.11. Essas dimensões tem em conta o espaço ocupado pelos diversos sistemas que vão estar dentro da aeronave, tais como os bancos e os pedais. O facto de estas serem delineadas interiormente por linhas retilíneas, é para facilitar o dimensionamento e a construção, já que as dimensões variavam constantemente se assim não fosse, devido às secções serem curvilíneas e complexas. Os cantos interiores foram arredondados de forma a prevenir concentração de tensões nesses locais.

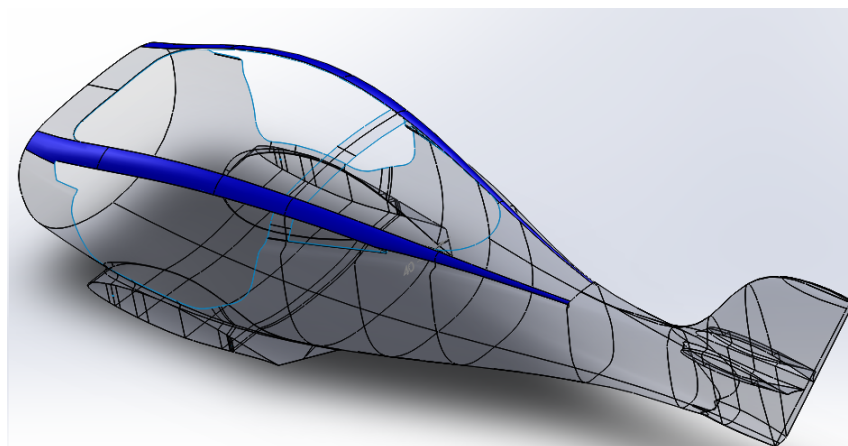


Figura 5.13: Longerons da fuselagem

- A Figura 5.13 apresenta a azul os longerons da fuselagem. Estes componentes estruturais vão contornar a canópia bem como, suportar grande parte das tensões devido à flexão da fuselagem. Como nesta zona não existe casca, estes componentes também vão suportar as forças de corte devido à rotação da aeronave e à própria distribuição de peso e da sustentação das asas. Devido a isso, os materiais escolhidos para a sua construção, são iguais aos materiais escolhidos para as longarinas da asa e das empenagens, ou seja, mesas em carbono pultrudido revestidas a *Textreme*. As mesas vão ter 2 mm de espessura e o revestimento 0.2 mm.
- Todas as camadas de *Textreme* utilizadas nesta configuração vão ter a orientação de 0°.
- A configuração da largura m relativa aos pinos 3 e 4 está representada na Tabela 5.1.

A massa estimada para esta configuração da fuselagem, é de 5.25 kg. Os resultados da deformação total da fuselagem são apresentados de seguida. Os eixos da figura seguinte são relativos aos eixos globais da estrutura e não aos eixos locais do laminado.

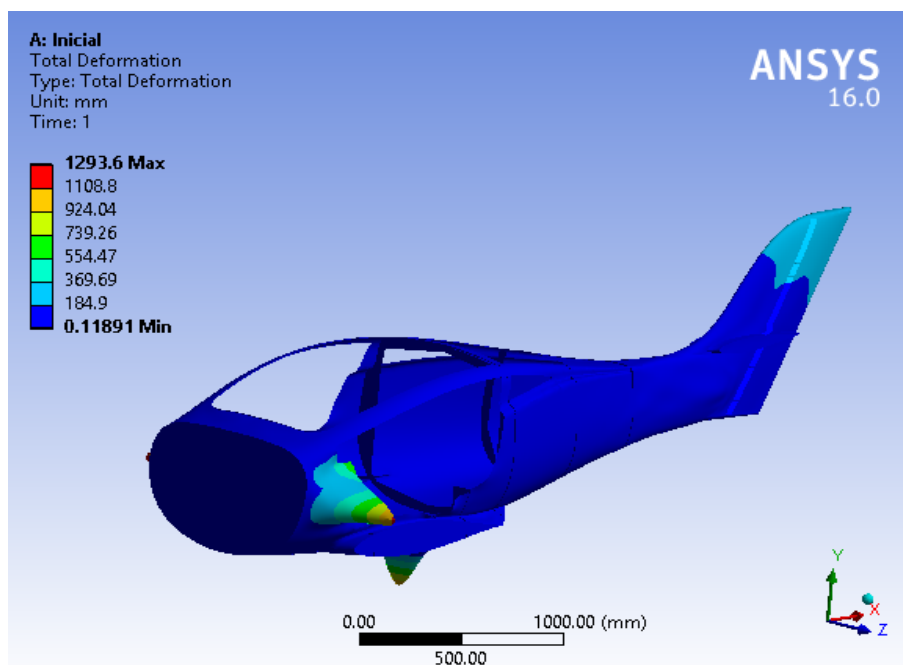


Figura 5.14: Fuselagem inicial. Deformação total

Como esperado, a Figura 5.14 apresenta valores muito elevados de deformação, visto que a espessura da casca é muito pequena, tal como ocorreu na asa e na empenagem horizontal. Neste caso, a deformação situa-se em zonas muito específicas, e por isso, um aumento da espessura da casca pode não ser suficiente para reduzir a deformação. A solução está em aplicar um material *sandwich* na casca, a fim de aumentar a rigidez. Na zona mais crítica, que é zona da inferior do *cockpit*, vai-se incorporar uma nova caverna a fim de fixar a fuselagem nesse local e evitar essa deformação.

5.3.2 Caso final

Este caso apresenta as dimensões mínimas que asseguram a rigidez da casca e respeitam as tensões normais e de corte nos diversos planos dos diversos materiais utilizados. O *Textreme*

utilizado, encontra-se sob a espessura mínima de 0.2 mm , ou seja duas camadas de 0.1 mm , tal como se fez na asa e na empenagem horizontal.

Para este caso foram feitas as seguintes alterações em relação ao caso analítico:

- Pela análise anterior constatou-se que a casca, principalmente nas zonas do *cockpit*, deforma excessivamente. No sentido de corrigir essa situação, a casca vai ser composta em *sandwich* de 0.9 mm , onde 0.5 mm é a espessura do núcleo *Airex c70 75* e 0.4 mm de *Textreme*. A orientação das camadas do compósito é $[0/45]$.
- A espuma dos materiais *sandwich* utilizada nas cavernas correspondentes às secções 2 e 3 da Figura 5.12 vão possuir uma espessura de 6 mm , em vez dos 0.5 mm iniciais, no sentido de aumentar a rigidez e impedir a perda da forma da fuselagem. O laminado de *Textreme* vai possuir a mesma espessura em relação ao caso inicial, mas uma orientação das camadas diferente, $[45]_2$ e esta orientação é simétrica em relação ao núcleo de espuma.
- A fim de evitar a deformação mais crítica, obtida na simulação anterior, vai-se incorporar uma nova caverna. Esta situa-se a 409 mm da secção 2 da Figura 4.11 e está representada na Figura 5.15.



Figura 5.15: Caverna 7. Secção 7

Tal como as outras cavernas, a caverna representada na Figura 5.15 é delimitada externamente pela secção da fuselagem e internamente por contornos retilíneos, no sentido de facilitar a construção e o dimensionamento. Esta caverna possui a mesma espessura, material e configuração das cavernas referentes às secções 2 e 3, descritas no ponto anterior. Os cantos interiores foram arredondados de forma a evitar concentrações de tensões.

- As *sandwich* das restantes cavernas vai possuir 1.4 mm de espessura, onde 1 mm é a espessura do núcleo *Airex c70 75* e 0.4 mm de *Textreme*. A orientação das camadas do compósito é $[45]_2$.

A massa estimada para esta configuração da fuselagem é de 10.77 kg . De seguida, vão ser apresentados os resultados obtidos, quer ao nível das tensões, quer ao nível da deformação. Os eixos das figuras seguintes são relativos aos eixos globais da estrutura e não aos eixos locais do laminado. A totalidade dos resultados pode ser consultada no Anexo H.

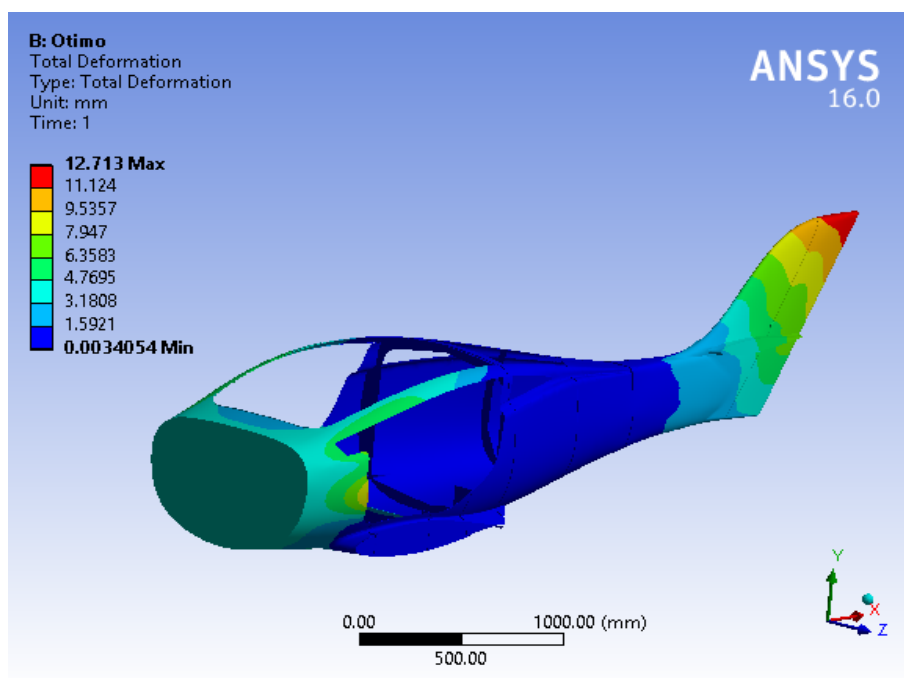


Figura 5.16: Fuselagem final. Deformação total.

Comparando a Figura 5.16 com a Figura 5.14 observa-se que a deformação diminuiu consideravelmente. Observa-se também que a casca da fuselagem já não perde a forma, na zona do *cockpit* onde se colocou a nova caverna.

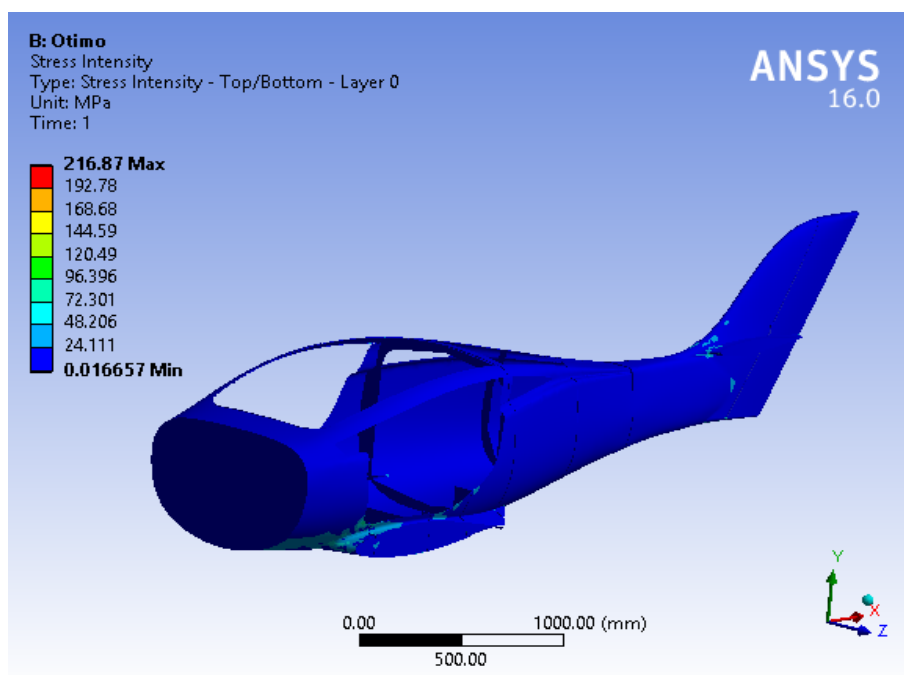


Figura 5.17: Fuselagem final. Intensidade de tensão

Através da Figura 5.17, observa-se que as tensões obtidas são inferiores às dos compósitos utilizados, *Textreme* e do carbono pultrudido.

Relativamente à Figura 7.20 do Anexo H observa-se que a tensão direta em x é inferior aos limites de compressão e de tração do *Textreme* e do carbono pultrudido. A posição da tensão

máxima situa-se na casca inferior à caverna 7 e a posição da tensão mínima situa-se na casca da zona superior adjacente à zona onde vão acoplar os pinos da asa esquerda.

Pela Figura 7.21 do Anexo H, observa-se que a posição da tensão direta em y mínima e máxima situa-se na zona da casca da fuselagem que vai ficar encostada ao bordo de fuga da empenagem horizontal.

Relativamente à Figura 7.22 do Anexo H, a posição da tensão direta em z máxima situa-se no furo onde pino 3 da asa direita (relativamente à imagem) vai acoplar, e a posição da tensão em z mínima situa-se no furo onde pino 3 da asa esquerda (relativamente à imagem) vai acoplar.

Pela Figura 7.23 do Anexo H, verifica-se que a posição da tensão de corte no plano xy máxima situa-se no furo onde pino 3 da asa direita (relativamente à imagem) vai acoplar, e a posição da tensão de corte no plano xy mínima situa-se na zona da casca da fuselagem que vai ficar encostada ao bordo de fuga da empenagem horizontal.

Pela Figura 7.24 do Anexo H, observa-se que as tensões de corte no plano yz mínima e máxima situam-se nas zonas da casca superior ao furo onde o pino 3 da asa esquerda (relativamente à imagem) se insere.

Pela Figura 7.25 do Anexo H, observa-se que as tensões de corte mínima e máxima no plano xz situam-se nas zonas da casca inferior à caverna 7.

É importante mencionar que as dimensões das zonas que vão ficar encostadas à nervura da raiz das asas apenas tiveram em conta a sustentação das empenagem horizontal, a carga na empenagem vertical e o peso dos componentes. A influência da sustentação da asa não foi considerada e portanto, no sentido de suportar essas cargas, as zonas adjacentes às nervuras têm de ser dimensionadas de acordo com essas nervuras, pois vão ter de suportar as cargas transmitidas pelos pinos. A mesma situação ocorre com a longarina da empenagem vertical, na zona onde acoplam os pinos provenientes da empenagem horizontal, adjacente à peça de contato, onde essa zona da longarina da empenagem vertical tem de ser dimensionada de acordo com a zona de acoplamento da longarina da empenagem horizontal, no sentido de ambas suportarem os esforços transmitidos pelos os pinos respetivos; e com a zona adjacente à nervura da raiz da empenagem horizontal, onde esta vai suportar os esforços provenientes do pino dessa nervura, e portanto tem de ser dimensionada de acordo com a nervura da empenagem horizontal. Com estas modificações a massa da fuselagem aumenta para os 11.57 kg.

5.4 Peça de contato

A peça de contacto vai fixar as longarinas da empenagem horizontal á longarina da empenagem vertical.

- Como esta peça é limitada pelas dimensões, o único fator que se pode alterar é o material. As dimensões da peça de contacto são apresentadas na Figura 5.18.
- A malha que se vai aplicar neste sólido é uma malha quadrática com *solid elements* de 1 mm. Como é uma peça pequena, aplicou-se uma malha mais pequena, visto que não aumenta muito o tempo de simulação. A malha aplicada tem 150869 nós.
- As reações da Tabela 4.28 relativas aos pinos 6 e 7 vão ser aplicadas de acordo com a Figura 3.11 no componente. Na face que faz contacto com a longarina da empenagem vertical vai ser aplicada uma condição de encastramento.

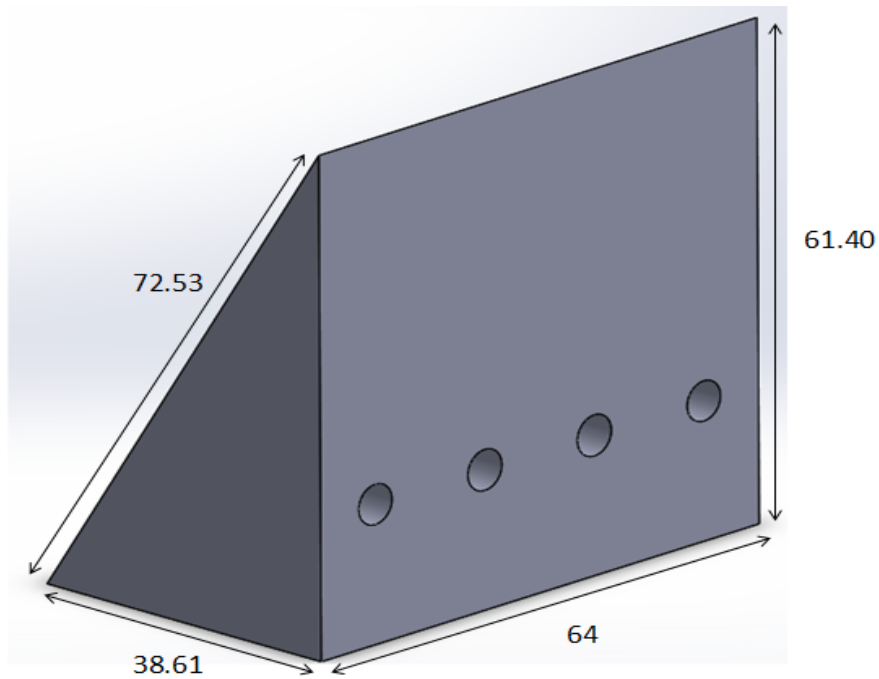


Figura 5.18: Dimensões da peça de contacto, [mm]

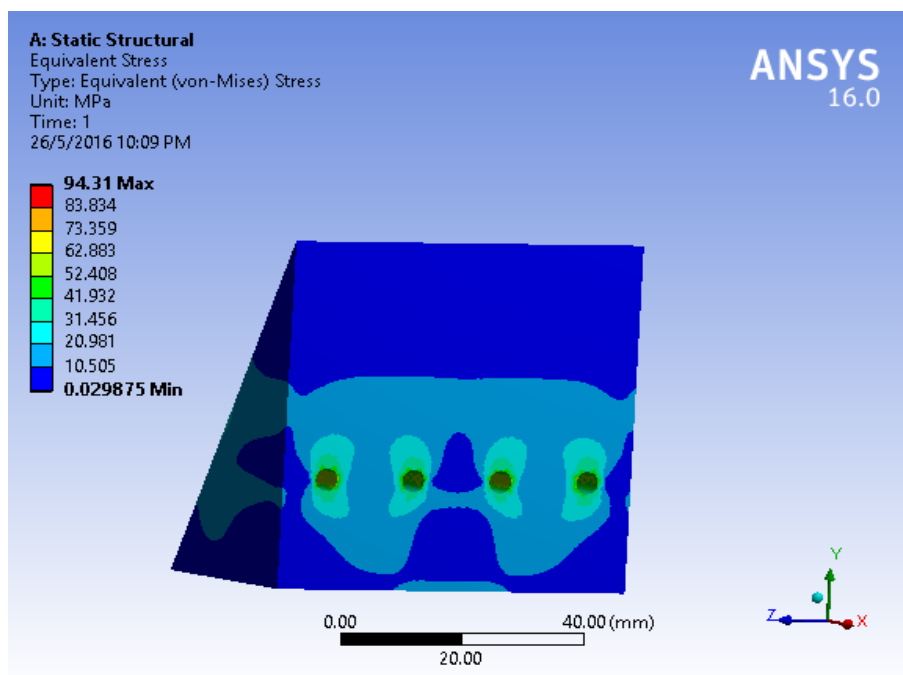


Figura 5.19: Tensão equivalente de Von Mises

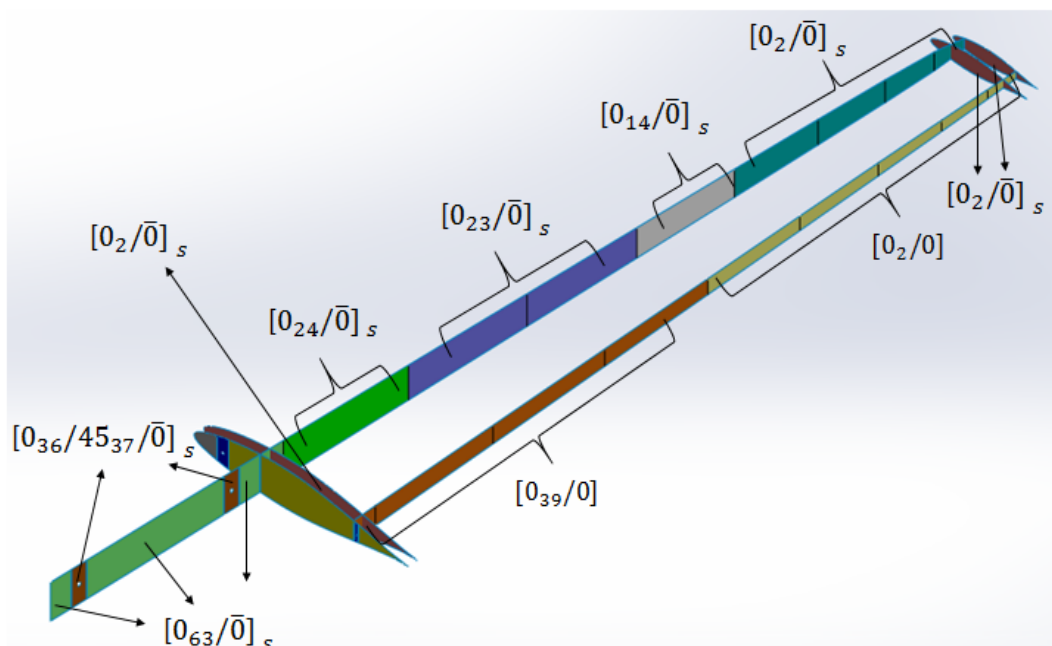
O material escolhido para a constituição da peça foi a liga de alumínio 6061 T6. A Figura 5.19 apresenta a tensão equivalente de Von Mises obtida. Esta tensão, se for superior à tensão de cedência do material utilizado indica que o componente vai falhar. Este critério é usado principalmente em materiais dúcteis, como o aço ou alumínio. A liga de alumínio 6061 T6 possui uma tensão de cedência de 276 N/mm^2 . A figura 5.19 mostra que o material escolhido é indicado, pois a tensão equivalente de Von Mises é inferior comparativamente com as propriedades do material utilizado. Esta peça que eleva a massa da fuselagem para 11.77 kg.

5.5 Resultado final

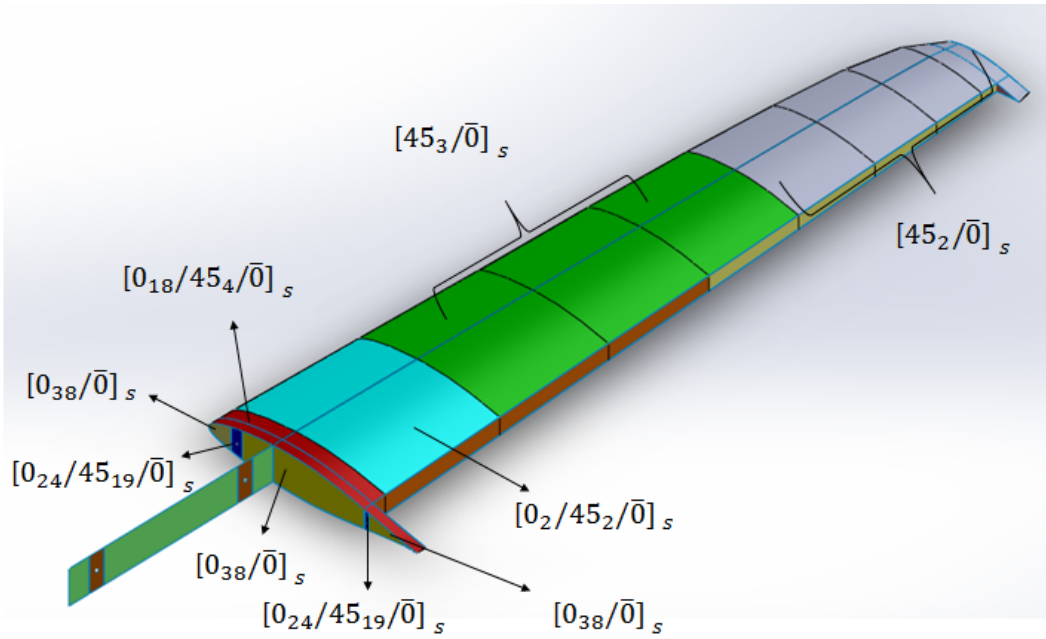
A massa total estrutural (2 asas + fuselagem + 2 empenagens) obtida é de 52.84 kg e engloba o peso da fuselagem, o peso de duas asas e o peso de duas empenagens horizontais, obtidos anteriormente. Este peso não inclui os *flaps*, nem os *ailerons*, nem os lemes de direção. A massa obtida não tem em conta a resina que vai ser necessária aplicar nas colagens, e aquela que vai ser absorvida pelos núcleos de *Airex c70 75* e de madeira.

Tendo isso em conta, considerando que a massa dessa resina é igual a 10 % da massa total estrutural, a massa total estrutural aumenta para 58.12 kg, o que equivale a um peso 58.12 N, sendo muito inferior ao limite máximo estabelecido de peso, 122.90 N.

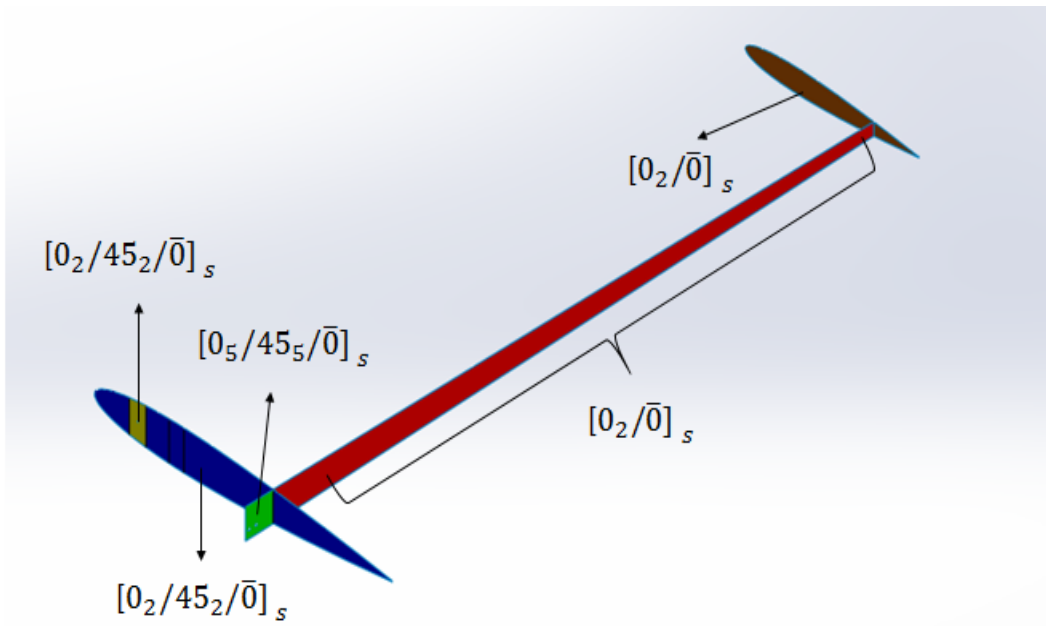
A Figura 5.20 apresenta um resumo da estrutura onde se pode verificar as orientações do laminado de cada componente. A parte não simétrica das orientações é referente aos núcleos dos materiais *sandwich*. As 2 nervuras da asa coincidentes com a posição final do *flap* e inicial do *aileron* que não se encontram na Figura 5.20(a) possuem uma orientação das camadas igual à orientação das camadas da nervura da ponta da asa.



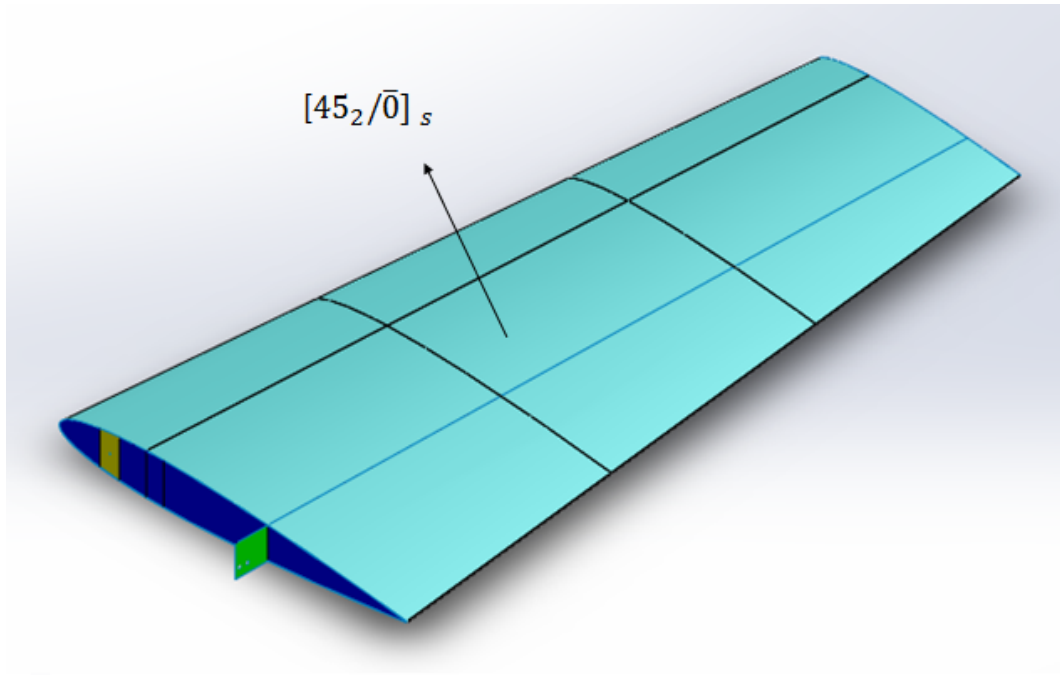
(a) Asa. Parte interna.



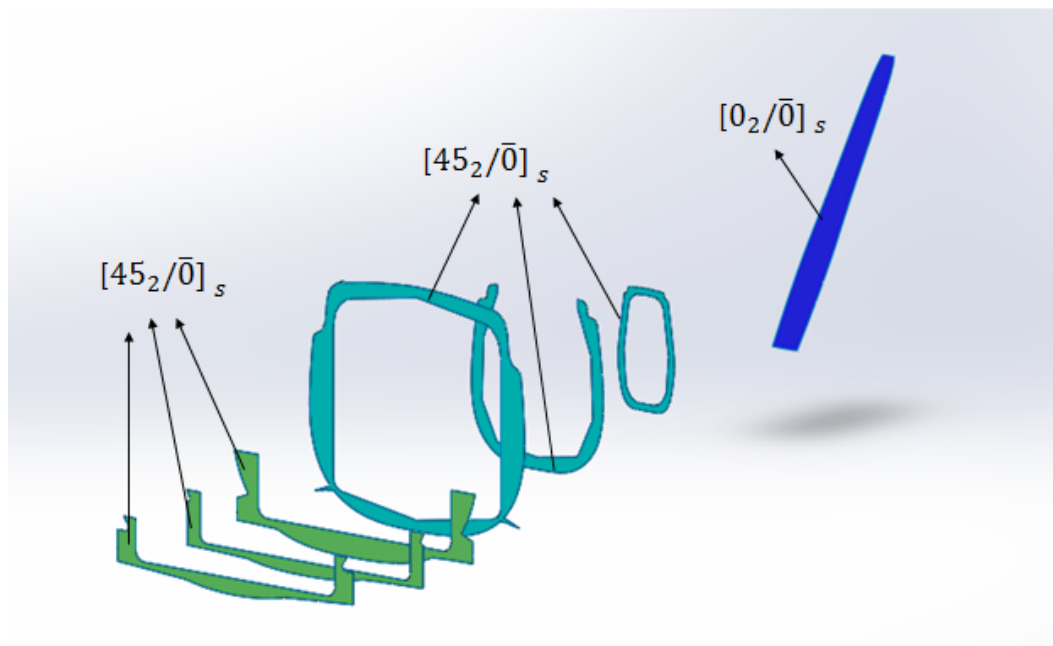
(b) Asa. Parte externa.



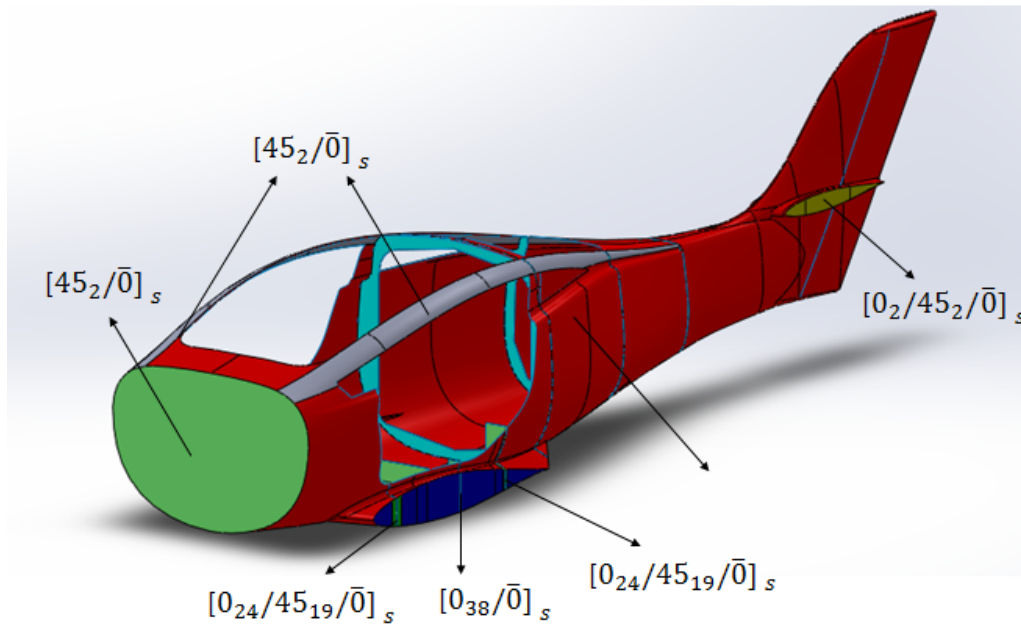
(c) Empenagem horizontal. Parte interna.



(d) Empenagem horizontal. Parte externa.



(e) Fuselagem. Parte interna.



(f) Fuselagem. Parte externa.

Figura 5.20: Orientações das camadas

6 Conclusões e trabalhos futuros

Esta dissertação tinha como objetivo dimensionar uma estrutura para uma nova aeronave com peso inferior a 122.90 kg. Como não se tinha um ponto de partida, foi necessário inicialmente delinear uma concepção estrutural, escolher os materiais para essa concepção e calcular as dimensões dos componentes analiticamente, tendo em conta as cargas impostas na aeronave. Com as dimensões obtidas procedeu-se à simulação estrutural com recurso ao *software Ansys*.

A escolha conceptual da estrutura teve em atenção o requisito da entidade empresarial da asa ser amovível e poder ser desmontada, e as concepções estruturais de alguns ultraligeiros mais recentes e vanguardistas.

O dimensionamento analítico permitiu obter um ponto de partida dimensional para, a posteriori, simular-se a estrutura. Cada componente foi dimensionado de modo a resistir às tensões diretas e de corte mais significativas. Contudo, as dimensões obtidas não tiveram em conta, os efeitos da deformação e o própria interação entre os diversos componentes. Consequentemente, teve que se proceder a algumas alterações às espessuras de alguns componentes.

A simulação permitiu conjugar todos os componentes estruturais e observar como se comportam entre si. Para além disso, permitiu analisar as tensões relativas a todos os eixos e planos, e as deformações existentes. Com as dimensões iniciais, obtiveram-se estruturas, que apresentavam deformações excessivas mas expectáveis. No sentido de diminuir as deformações e as tensões, foram feitas algumas alterações às dimensões previamente obtidas e às orientações dos laminados utilizados, tendo em conta as tensões resultantes e as tensões limite dos materiais.

No final, o objetivo foi cumprido visto que o peso final obtido é inferior ao objetivo estipulado. É necessário ter em conta, que o peso obtido não engloba os pesos da parte estrutural dos *flaps* e dos *ailerons*.

Como trabalhos futuros, é de interesse realizar uma análise de vibração à estrutura da aeronave, a fim de verificar, potenciais frequências naturais e efeitos de ressonância, que é o fenómeno que ocorre, quando vibração periódica de uma força externa, é similar à frequência natural da estrutura, provocando na estrutura oscilações, que vão aumentando em ampliação, até ocorrer a destruição dessa mesma estrutura. É de interesse também, realizar uma análise à condição 8 da Tabela 4.2, visto que é um ponto crítico cujo o fator de carga é negativo, no sentido de verificar o dimensionamento obtido esta dissertação.

7 Bibliografia

- [1] "History of aviation", (Acedido em Dezembro de 2015)
https://en.wikipedia.org/wiki/History_of_aviation
- [2] "Famous Inventions of Leonardo da Vinci", (Acedido em Dezembro de 2015)
<http://www.da-vinci-inventions.com/davinci-inventions.aspx>
- [3] "The Early Years", (Acedido em Dezembro de 2015)
<http://www.aviation-history.com/early/index-early.html>
- [4] "The fuselage structure", (Acedido em Dezembro de 2015)
http://www.pilotfriend.com/training/flight_training/fxd_wing/fuse.htm
- [5] "Semi Monocoque, Mono-what?", (Acedido em Dezembro de 2015)
<http://www.aviationchatter.com/2010/01/semi-monocoque-mono-what/>
- [6] "Semimonocoque vs Monocoque", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://www.aero-mechanic.com/wp-content/uploads/2011/03/2-14.gif>
- [7] "Warren truss structure", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://avitechreader.blogspot.pt/2012/09/what-is-airframe.html>
- [8] "Aircraft Structures Summary", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://www.aerostudents.com/files/aircraftStructures/aircraftStructuresFullVersion.pdf>
- [9] "Aircraft Structures", (Acedido em Janeiro de 2016)
https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_-handbook/media/ama_ch01.pdf
- [10] "Schematic of wing structure of a Boeing 757", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://physics911.net/missingwings>
- [11] "STOL CH 701 Wing Assembly", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://www.zenithair.com/stolch701/7-construc.html>
- [12] "Structures in empennage", (Acedido em Janeiro de 2016)
http://aviationstudys.blogspot.pt/2015_05_10_archive.html
- [13] Devezas, Tessaleno C., Apontamentos de Materiais de Construção Aeroespacial (10368), Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior.
- [14] "Glass Fiber", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://www.netcomposites.com/guide-tools/guide/reinforcements/glass-fibrefiber/>

- [15] "Composite Materials - Particle-reinforced Composites, Fiber-reinforced Composites, Laminar Composites, Mechanical Properties, Other Composites - High performance composites"(Acedido em Janeiro de 2016)
<http://science.jrank.org/pages/1670/Composite-Materials.html>
- [16] "Choosing the Appropriate Resin", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://www.sollercomposites.com/epoxyresinchoice.html>
- [17] "Common forms of fiber reinforcement", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://mechpapers.blogspot.pt/2014/03/carbon-fiber-reinforced-plastic.html>
- [18] "Sandwich-structured composite", (Acedido em Janeiro de 2016)
https://en.wikipedia.org/wiki/Sandwich_structured_composite
- [19] "Sandwich material with low thermal expansion", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://www.compositesworld.com/articles/big-museum-big-structures>
- [20] "Algie Composite Aircraft LP1", (Acedido em Junho de 2016)
<http://airpigz.com/blog/2010/11/29/algie-composite-aircraft-lp1-385-mph-at-fl290-145-gph.html>
- [21] "Lancair IV", (Acedido em Junho de 2016)
<http://www.lancairiv.com/>
- [22] "Concordia Sailplane", (Acedido em Junho de 2016)
http://soaringcafe.com/wp-content/uploads/images/2012/04/IMG_2251.jpg
- [23] "Blackwing", (Acedido em Junho de 2016)
<https://www.facebook.com/blackwing.aero>
- [24] "HP 24 Sailplane", (Acedido em Junho de 2016)
<http://www.homebuiltairplanes.com/forums/aircraft-design-aerodynamics-new-technology/15935-folding-wings-aircraft-trailers-portable-hangars-inexpensive-storage-2.html>
- [25] "Blackwing Ultra RG", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://www.blackwing.aero/>
- [26] "Anequim CEA-311", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://portaldoaviador.com/2014/12/cea-311-estreia-com-novo-recorde.html>
- [27] Ferreira, Luís Carlos, *Estudo Preliminar de uma Nova Aeronave Ultraligeira*, Covilhã: Universidade da Beira Interior, 2014, (Dissertação de Mestrado).
- [28] "Galvanic Corrosion of Metals Connected to Carbon Fiber Reinforced Polymers"(Acedido em Maio de 2016)
<https://www.corrosionpedia.com/2/1556/corrosion/galvanic-corrosion-of-metals-connected-to-carbon-fiber-reinforced-polymers>
- [29] Gamboa, Pedro V., Apontamentos de Projeto de Aeronaves (10403), Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Ano letivo de 2014-2015.
- [30] European Aviation Safety Agency, Certification Specifications for Very Light Aeroplanes CS-VLA, Amendment 1, 2009.

- [31] Megson, T.H.G, *Aircraft Structures for Engineering Students*. 4th edition. Butterworth-Heinemann, Great Britain, 2007.
- [32] "Airfoil Pressure Distributions", (Acedido em Janeiro de 2016)
<http://adg.stanford.edu/aa241/airfoils/airfoilpressures.html>
- [33] Gamboa, Pedro V., Apontamentos de Estruturas Aeroespaciais I (10362), Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Ano letivo de 2014-2015.
- [34] Niu, Michael C.Y., *Airframe Structural Design*. 8th edition. Conmilit Press LTD., Hong Kong, 1995.
- [35] Gamboa, Pedro V., Apontamentos de Estruturas Aeroespaciais II (10373), Mestrado Integrado em Engenharia Aeronáutica, Departamento de Ciências Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior, Ano letivo de 2014-2015
- [36] "Mohr's Circle ", (Acedido em Março de 2016)
[http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/materials/documents/HO-M-6\(Mohrs\)\(08\).pdf](http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/materials/documents/HO-M-6(Mohrs)(08).pdf)

Anexo A - Secções da asa

Tabela 7.1: Secção da asa, $c = 1160.00 \text{ mm}$ e $t_d = 0.80 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
1160.00	74.55	-52.42	153.75
1102.23	83.18	-4.83	153.83
1044.46	93.81	53.75	152.10
986.64	105.28	116.99	148.39
928.73	116.93	181.19	142.64
870.75	128.35	244.18	134.90
812.72	139.19	303.91	125.28
754.62	149.18	358.97	113.98
696.80	157.95	407.33	101.16
638.24	165.21	447.40	87.08
580.00	170.50	476.60	72.18
521.72	173.41	492.71	56.80
463.44	173.95	495.80	41.32
405.15	172.30	486.75	26.10
346.89	168.78	467.49	11.46
288.63	163.39	437.88	-2.27
230.41	155.96	397.09	-14.77
172.24	146.18	343.35	-25.62
114.16	133.35	272.80	-32.44
85.17	125.36	228.85	-36.14
56.24	115.81	176.33	-39.02
27.43	103.62	109.26	-40.55
13.13	95.49	64.52	-41.01
7.48	91.05	40.07	-41.14
4.71	88.13	23.98	-41.17
0.00	74.55	-50.73	-40.79
6.89	62.14	-119.07	-40.29
9.92	59.68	-132.61	-39.89
15.87	56.10	-152.35	-38.92
30.57	49.80	-187.05	-36.49
59.76	40.62	-237.60	-32.65
88.83	33.58	-276.41	-28.25
117.84	27.75	-308.57	-20.75
175.76	18.54	-359.36	-9.52
233.59	11.61	-397.57	2.85
291.37	6.48	-425.88	16.08
349.11	2.88	-445.82	29.90
406.85	0.71	-457.85	44.07
464.56	0.00	-461.83	58.36
522.28	1.10	-455.85	72.46
580.00	4.20	-438.88	86.06

637.76	9.30	-410.87	98.85
695.55	16.01	-374.04	110.54
753.39	23.83	-331.08	120.92
811.28	32.47	-283.59	129.85
869.25	41.52	-233.87	137.23
927.27	50.65	-183.70	143.04
985.36	59.44	-135.38	147.34
1043.54	67.29	-92.23	150.30
1101.77	73.25	-59.49	152.31
1160.00	74.55	-52.42	153.17

Tabela 7.2: Secção da asa, $c = 1112.30 \text{ mm}$ e $t_d = 0.50 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
834.95	123.08	270.23	150.57
779.30	133.47	339.85	138.28
723.59	143.04	404.09	123.76
668.15	151.45	460.59	107.19
612.00	158.41	507.52	88.95
556.15	163.49	541.92	69.60
500.27	166.28	561.22	49.58
444.39	166.80	565.49	29.41
388.49	165.21	555.76	9.57
332.62	161.84	534.25	-9.54
276.76	156.67	500.80	-27.49
220.94	149.55	454.45	-43.82
165.15	140.17	393.14	-58.00
109.46	127.87	312.46	-66.94
81.67	120.21	262.10	-71.78
53.92	111.05	201.87	-75.55
26.31	99.36	124.83	-77.55
12.59	91.56	73.38	-78.16
7.17	87.30	45.24	-78.33
4.52	84.50	26.71	-78.32
0.00	71.49	-59.42	-77.81
6.61	59.59	-138.35	-77.15
9.51	57.23	-154.02	-76.62
15.22	53.79	-176.86	-75.33
29.31	47.75	-217.07	-72.11
57.31	38.95	-275.76	-67.03
85.18	32.20	-320.88	-61.19
113.00	26.61	-358.34	-51.24
168.54	17.77	-417.64	-36.34
223.98	11.13	-462.43	-19.89
279.39	6.22	-495.80	-2.31
334.76	2.76	-519.51	16.09
390.12	0.68	-534.09	34.98
445.45	0.00	-539.38	54.04
500.80	1.06	-533.18	72.88
556.15	4.03	-514.31	91.10
611.53	8.92	-482.69	108.26
666.95	15.35	-440.90	123.99
722.41	22.85	-392.05	138.04
777.92	31.13	-337.96	150.19
833.50	39.81	-281.30	158.11

Tabela 7.3: Secção da asa, $c = 1036.20 \text{ mm}$ e $t_d = 0.50 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
777.82	114.66	216.05	134.22
725.98	124.33	271.72	123.02
674.08	133.26	323.08	109.76
622.44	141.09	368.25	94.65
570.13	147.58	405.77	78.01
518.10	152.30	433.28	60.35
466.04	154.90	448.71	42.09
413.98	155.39	452.13	23.70
361.91	153.91	444.35	5.59
309.87	150.77	427.14	-11.84
257.83	145.95	400.40	-28.22
205.82	139.32	363.34	-43.12
153.86	130.58	314.33	-56.06
101.97	119.12	249.82	-64.21
76.08	111.98	209.56	-68.63
50.24	103.45	161.40	-72.07
24.51	92.56	99.80	-73.89
11.73	85.30	58.67	-74.44
6.68	81.33	36.17	-74.60
4.21	78.72	21.36	-74.59
0.00	66.60	-47.51	-74.13
6.16	55.51	-110.62	-73.52
8.86	53.31	-123.14	-73.04
14.18	50.11	-141.41	-71.86
27.30	44.48	-173.56	-68.93
53.39	36.29	-220.47	-64.29
79.35	30.00	-256.55	-58.96
105.27	24.79	-286.50	-49.89
157.01	16.56	-333.92	-36.29
208.66	10.37	-369.72	-21.29
260.27	5.79	-396.40	-5.24
311.86	2.57	-415.36	11.54
363.43	0.63	-427.01	28.77
414.98	0.00	-431.25	46.16
466.54	0.98	-426.29	63.35
518.10	3.75	-411.20	79.97
569.69	8.31	-385.92	95.62
621.32	14.30	-352.51	109.98
672.98	21.28	-313.45	122.79
724.70	29.00	-270.21	133.88
776.48	37.09	-224.90	141.10

Tabela 7.4: Secção da asa, $c = 960.00 \text{ mm}$ e $t_d = 0.40 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
720.62	106.22	188.70	137.27
672.60	115.19	237.31	125.74
624.51	123.46	282.17	112.11
576.66	130.71	321.63	96.57
528.20	136.72	354.40	79.46
480.00	141.10	378.42	61.30
431.77	143.51	391.90	42.52
383.54	143.96	394.88	23.59
335.30	142.59	388.09	4.97
287.08	139.68	373.06	-12.96
238.87	135.22	349.70	-29.80
190.69	129.07	317.34	-45.12
142.54	120.98	274.53	-58.43
94.47	110.36	218.19	-66.82
70.48	103.75	183.02	-71.36
46.54	95.85	140.96	-74.90
22.70	85.76	87.17	-76.77
10.87	79.03	51.24	-77.34
6.19	75.35	31.59	-77.50
3.90	72.93	18.65	-77.50
0.00	61.70	-41.50	-77.02
5.70	51.43	-96.61	-76.39
8.21	49.39	-107.55	-75.90
13.13	46.43	-123.51	-74.69
25.30	41.21	-151.58	-71.67
49.46	33.62	-192.56	-66.90
73.52	27.79	-224.07	-61.42
97.53	22.96	-250.23	-52.08
145.46	15.34	-291.64	-38.10
193.32	9.61	-322.91	-22.67
241.13	5.37	-346.21	-6.17
288.92	2.38	-362.77	11.09
336.70	0.59	-372.95	28.82
384.46	0.00	-376.64	46.70
432.23	0.91	-372.31	64.38
480.00	3.48	-359.14	81.47
527.80	7.70	-337.06	97.57
575.63	13.25	-307.88	112.34
623.49	19.72	-273.76	125.52
671.41	26.87	-235.99	136.92
719.38	34.36	-196.42	144.35

Tabela 7.5: Secção da asa, $c = 891.00 \text{ mm}$ e $t_d = 0.30 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
668.83	98.59	158.83	142.05
624.25	106.91	199.75	130.04
579.62	114.58	237.51	115.83
535.22	121.32	270.72	99.63
490.24	126.90	298.31	81.80
445.50	130.96	318.53	62.87
400.74	133.20	329.87	43.30
355.97	133.61	332.38	23.58
311.20	132.34	326.66	4.17
266.45	129.64	314.02	-14.51
221.70	125.50	294.35	-32.07
176.98	119.80	267.11	-48.04
132.30	112.28	231.08	-61.91
87.68	102.43	183.66	-70.65
65.42	96.29	154.05	-75.38
43.20	88.96	118.65	-79.07
21.07	79.59	73.37	-81.02
10.09	73.35	43.13	-81.61
5.75	69.93	26.59	-81.78
3.62	67.69	15.70	-81.78
0.00	57.26	-34.93	-81.28
5.29	47.73	-81.32	-80.63
7.62	45.84	-90.53	-80.11
12.19	43.09	-103.96	-78.85
23.48	38.25	-127.59	-75.70
45.90	31.20	-162.08	-70.73
68.23	25.79	-188.61	-65.02
90.52	21.31	-210.62	-55.29
135.00	14.24	-245.48	-40.72
179.42	8.92	-271.80	-24.64
223.80	4.98	-291.41	-7.44
268.16	2.21	-305.35	10.55
312.50	0.54	-313.92	29.02
356.83	0.00	-317.03	47.66
401.16	0.85	-313.39	66.08
445.50	3.23	-302.29	83.89
489.86	7.15	-283.71	100.67
534.25	12.30	-259.15	116.07
578.68	18.30	-230.43	129.80
623.15	24.94	-198.64	141.68
667.67	31.89	-165.34	149.42

Tabela 7.6: Secção da asa, $c = 823.50 \text{ mm}$ e $t_d = 0.30 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
618.16	91.12	93.66	107.71
576.96	98.81	117.79	98.40
535.71	105.90	140.06	87.39
494.67	112.13	159.65	74.84
453.10	117.28	175.91	61.02
411.75	121.04	187.84	46.35
370.38	123.11	194.53	31.18
329.01	123.49	196.01	15.90
287.62	122.31	192.64	0.86
246.26	119.82	185.18	-13.62
204.90	115.99	173.58	-27.22
163.57	110.72	157.52	-39.60
122.27	103.78	136.27	-50.35
81.04	94.67	108.31	-57.13
60.46	89.00	90.85	-60.79
39.92	82.22	69.97	-63.65
19.48	73.56	43.27	-65.16
9.32	67.79	25.44	-65.62
5.31	64.64	15.68	-65.75
3.34	62.56	9.26	-65.75
0.00	52.93	-20.60	-65.36
4.89	44.11	-47.95	-64.86
7.04	42.37	-53.38	-64.46
11.27	39.82	-61.30	-63.48
21.70	35.35	-75.24	-61.04
42.43	28.84	-95.58	-57.19
63.06	23.84	-111.22	-52.77
83.66	19.70	-124.21	-45.23
124.78	13.16	-144.76	-33.93
165.83	8.24	-160.28	-21.47
206.85	4.60	-171.85	-8.14
247.84	2.04	-180.07	5.80
288.83	0.50	-185.12	20.11
329.80	0.00	-186.96	34.56
370.77	0.78	-184.81	48.84
411.75	2.98	-178.27	62.64
452.75	6.60	-167.31	75.65
493.78	11.36	-152.83	87.57
534.84	16.91	-135.89	98.22
575.94	23.05	-117.14	107.42
617.09	29.47	-97.50	113.42

Tabela 7.7: Secção da asa, $c = 750.00 \text{ mm}$ e $t_d = 0.20 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
562.99	82.99	55.01	93.11
525.47	89.99	69.18	85.35
487.90	96.45	82.26	76.17
450.52	102.12	93.76	65.71
412.66	106.82	103.31	54.19
375.00	110.24	110.32	41.96
337.32	112.12	114.24	29.32
299.64	112.47	115.11	16.58
261.95	111.40	113.13	4.05
224.28	109.13	108.75	-8.02
186.62	105.64	101.94	-19.36
148.97	100.84	92.51	-29.68
111.36	94.52	80.03	-38.64
73.81	86.22	63.61	-44.28
55.07	81.05	53.35	-47.34
36.36	74.88	41.09	-49.72
17.74	67.00	25.41	-50.98
8.49	61.74	14.94	-51.36
4.84	58.87	9.21	-51.47
3.05	56.98	5.44	-51.47
0.00	48.20	-12.10	-51.15
4.46	40.18	-28.16	-50.73
6.41	38.59	-31.35	-50.40
10.26	36.27	-36.00	-49.58
19.76	32.20	-44.19	-47.55
38.64	26.27	-56.13	-44.34
57.44	21.71	-65.32	-40.65
76.19	17.94	-72.94	-34.36
113.64	11.99	-85.02	-24.95
151.03	7.51	-94.13	-14.56
188.39	4.19	-100.93	-3.46
225.72	1.86	-105.75	8.16
263.05	0.46	-108.72	20.10
300.36	0.00	-109.80	32.13
337.68	0.71	-108.54	44.04
375.00	2.72	-104.69	55.54
412.34	6.02	-98.26	66.38
449.71	10.35	-89.75	76.32
487.10	15.41	-79.81	85.19
524.54	20.99	-68.80	92.87
562.01	26.84	-57.26	97.87

Tabela 7.8: Secção da asa, $c = 673.00 \text{ mm}$ e $t_d = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
505.19	74.47	27.70	82.80
471.52	80.75	34.84	76.47
437.81	86.55	41.42	68.99
404.26	91.64	47.21	60.46
370.29	95.85	52.02	51.07
336.50	98.92	55.55	41.10
302.69	100.61	57.53	30.80
268.88	100.92	57.97	20.41
235.06	99.96	56.97	10.19
201.25	97.92	54.76	0.35
167.46	94.79	51.33	-8.89
133.68	90.48	46.58	-17.30
99.93	84.81	40.30	-24.61
66.23	77.37	32.03	-29.21
49.41	72.73	26.87	-31.70
32.63	67.19	20.69	-33.64
15.92	60.12	12.80	-34.67
7.62	55.40	7.52	-34.98
4.34	52.82	4.64	-35.07
2.73	51.13	2.74	-35.07
0.00	43.25	-6.09	-34.81
4.00	36.05	-14.18	-34.46
5.75	34.63	-15.79	-34.19
9.21	32.55	-18.13	-33.53
17.73	28.89	-22.25	-31.87
34.67	23.57	-28.27	-29.25
51.54	19.48	-32.89	-26.25
68.37	16.10	-36.73	-21.12
101.97	10.75	-42.81	-13.45
135.52	6.74	-47.40	-4.98
169.04	3.76	-50.82	4.08
202.55	1.67	-53.25	13.55
236.04	0.41	-54.75	23.28
269.52	0.00	-55.29	33.09
303.01	0.64	-54.65	42.79
336.50	2.44	-52.72	52.17
370.01	5.40	-49.48	61.01
403.54	9.29	-45.20	69.11
437.09	13.82	-40.19	76.35
470.68	18.84	-34.64	82.60

Tabela 7.9: Secção da asa, $c = 578.00 \text{ mm}$ e $t_d = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
433.88	63.96	4.36	28.88
404.96	69.35	5.48	26.83
376.01	74.33	6.52	24.42
347.20	78.70	7.43	21.66
318.02	82.32	8.18	18.63
289.00	84.95	8.74	15.41
259.96	86.41	9.05	12.08
230.92	86.68	9.12	8.73
201.88	85.85	8.96	5.43
172.85	84.10	8.61	2.25
143.82	81.41	8.08	-0.73
114.81	77.71	7.33	-3.45
85.82	72.84	6.34	-5.80
56.88	66.45	5.04	-7.29
42.44	62.46	4.23	-8.09
28.02	57.71	3.25	-8.72
13.67	51.63	2.01	-9.05
6.54	47.58	1.18	-9.15
3.73	45.37	0.73	-9.18
2.35	43.91	0.43	-9.18
0.00	37.15	-0.96	-9.10
3.43	30.96	-2.23	-8.99
4.94	29.74	-2.48	-8.90
7.91	27.95	-2.85	-8.68
15.23	24.81	-3.50	-8.15
29.78	20.24	-4.45	-7.30
44.26	16.73	-5.17	-6.33
58.72	13.83	-5.78	-4.68
87.58	9.24	-6.73	-2.20
116.39	5.79	-7.46	0.53
145.18	3.23	-7.99	3.46
173.96	1.43	-8.38	6.52
202.72	0.35	-8.61	9.66
231.48	0.00	-8.70	12.83
260.24	0.55	-8.60	15.96
289.00	2.09	-8.29	18.99
317.78	4.64	-7.78	21.84
346.58	7.98	-7.11	24.46
375.39	11.87	-6.32	26.79
404.24	16.18	-5.45	28.81
433.12	20.69	-4.54	30.13

Anexo B - Secções da empenagem horizontal

Tabela 7.10: Secção da empenagem horizontal, $c = 687.00 \text{ mm}$ e $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
687.00	42.10	-1.80	-42.82
686.53	42.16	-1.93	-42.82
685.12	42.36	-2.35	-42.81
682.88	42.69	-3.02	-42.79
679.49	43.14	-3.97	-42.76
675.30	43.72	-5.18	-42.72
670.19	44.42	-6.62	-42.65
664.19	45.23	-8.31	-42.56
657.30	46.15	-10.23	-42.42
649.56	47.18	-12.35	-42.24
640.98	48.31	-14.69	-42.00
631.58	49.50	-17.18	-41.71
621.74	50.79	-19.85	-41.33
610.74	52.15	-22.67	-40.87
598.77	53.57	-25.62	-40.31
586.39	55.04	-28.68	-39.66
573.35	56.57	-31.84	-38.90
559.91	58.13	-35.08	-38.03
545.48	59.71	-38.38	-37.02
530.36	61.29	-41.65	-35.89
515.25	62.94	-45.08	-34.65
499.45	64.56	-48.45	-33.26
483.21	66.18	-51.80	-31.74
466.60	67.77	-55.11	-30.09
449.65	69.34	-58.37	-28.31
432.41	70.84	-61.48	-26.41
414.95	72.36	-64.63	-24.38
397.09	73.78	-67.59	-22.24
379.41	75.14	-70.41	-20.01
361.48	76.42	-73.06	-17.68
343.50	77.60	-75.52	-15.26
325.52	78.68	-77.77	-12.80
307.78	79.65	-79.77	-10.26
289.77	80.49	-81.52	-7.68
272.08	81.20	-82.99	-5.11
254.88	81.76	-84.15	-2.51
237.35	82.16	-84.98	0.09
220.40	82.40	-85.48	2.63
203.79	82.46	-85.61	5.13

187.55	82.35	-85.37	7.55
171.75	82.05	-84.75	9.89
156.42	81.56	-83.74	12.14
141.60	80.88	-82.33	14.26
127.33	80.01	-80.52	16.26
113.65	78.95	-78.32	18.13
100.61	77.70	-75.72	19.85
88.23	76.26	-72.75	21.41
76.55	74.65	-69.40	22.82
65.60	72.87	-65.69	24.07
55.42	70.92	-61.64	25.17
46.02	68.81	-57.27	26.11
37.44	66.56	-52.59	26.90
29.70	64.17	-47.63	27.55
22.82	61.65	-42.40	28.08
16.81	59.02	-36.94	28.48
11.70	56.28	-31.25	28.78
7.51	53.44	-25.35	29.00
4.23	50.51	-19.26	29.14
1.88	47.49	-13.00	29.22
0.47	44.40	-6.58	29.26
0.00	41.23	0.00	29.26
0.47	38.06	6.58	29.22
1.88	34.97	13.00	29.14
4.23	31.95	19.26	29.00
7.51	29.02	25.35	28.78
11.70	26.18	31.25	28.48
16.81	23.44	36.94	28.08
22.82	20.81	42.41	27.55
29.70	18.29	47.63	26.90
37.44	15.90	52.59	26.11
46.02	13.65	57.27	25.17
55.42	11.54	61.64	24.07
65.60	9.59	65.69	22.82
76.55	7.81	69.40	21.41
88.23	6.20	72.75	19.85
100.61	4.76	75.72	18.13
113.65	3.51	78.32	16.26
127.33	2.45	80.52	14.26
141.60	1.58	82.33	12.14
156.42	0.90	83.74	9.89
171.75	0.41	84.75	7.55
187.55	0.11	85.37	5.13
203.79	0.00	85.61	2.63
220.40	0.06	85.48	0.09
237.35	0.30	84.99	-2.49
254.60	0.70	84.15	-5.09

272.08	1.26	82.99	-7.68
289.77	1.97	81.52	-10.25
307.60	2.81	79.78	-12.78
325.52	3.78	77.77	-15.26
343.50	4.86	75.52	-17.68
361.48	6.04	73.06	-20.01
379.41	7.32	70.41	-22.25
397.24	8.68	67.59	-24.39
414.92	10.10	64.63	-26.41
432.41	11.59	61.55	-28.32
449.65	13.12	58.37	-30.10
466.60	14.69	55.11	-31.75
483.21	16.28	51.80	-33.26
499.45	17.90	48.45	-34.65
515.25	19.52	45.08	-35.90
530.58	21.14	41.72	-37.03
545.40	22.75	38.38	-38.02
559.67	24.33	35.08	-38.90
573.35	25.89	31.84	-39.66
586.39	27.42	28.68	-40.31
598.77	28.89	25.62	-40.87
610.45	30.31	22.67	-41.33
621.40	31.67	19.85	-41.70
631.58	32.96	17.18	-42.00
640.98	34.16	14.67	-42.24
649.56	35.28	12.35	-42.42
657.30	36.31	10.23	-42.56
664.19	37.23	8.31	-42.65
670.19	38.04	6.62	-42.72
675.30	38.74	5.17	-42.76
679.49	39.32	3.97	-42.79
682.77	39.77	3.02	-42.81
685.12	40.10	2.35	-42.82
686.53	40.30	1.93	-42.82
687.00	40.36	1.80	-42.82

Tabela 7.11: Secção da empenagem horizontal, $c = 589.00 \text{ mm}$ e $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
589.00	36.09	-0.88	-26.37
588.60	36.15	-0.94	-26.37
587.39	36.32	-1.14	-26.36
585.47	36.60	-1.47	-26.35
582.57	36.99	-1.93	-26.34
578.97	37.49	-2.52	-26.31
574.59	38.08	-3.22	-26.27
569.44	38.78	-4.05	-26.21
563.54	39.57	-4.98	-26.12
556.90	40.45	-6.01	-26.01
549.55	41.42	-7.15	-25.86
541.49	42.44	-8.36	-25.67
533.05	43.54	-9.67	-25.44
523.62	44.71	-11.04	-25.15
513.36	45.93	-12.48	-24.80
502.74	47.19	-13.97	-24.39
491.56	48.50	-15.51	-23.91
480.04	49.83	-17.08	-23.37
467.67	51.20	-18.69	-22.73
454.71	52.55	-20.28	-22.02
441.75	53.96	-21.95	-21.24
428.20	55.35	-23.59	-20.37
414.28	56.74	-25.22	-19.42
400.04	58.10	-26.84	-18.39
385.51	59.45	-28.42	-17.27
370.72	60.73	-29.94	-16.08
355.76	62.03	-31.47	-14.80
340.44	63.26	-32.91	-13.46
325.28	64.42	-34.29	-12.06
309.91	65.52	-35.58	-10.60
294.50	66.53	-36.77	-9.08
279.09	67.46	-37.87	-7.53
263.87	68.29	-38.85	-5.94
248.43	69.01	-39.70	-4.32
233.27	69.61	-40.41	-2.71
218.52	70.09	-40.98	-1.08
203.50	70.44	-41.38	0.55
188.96	70.64	-41.62	2.14
174.72	70.70	-41.69	3.71
160.80	70.60	-41.57	5.23
147.25	70.34	-41.27	6.70
134.10	69.92	-40.78	8.11
121.40	69.34	-40.09	9.44
109.17	68.60	-39.21	10.70

97.44	67.69	-38.14	11.87
86.26	66.61	-36.87	12.94
75.64	65.39	-35.42	13.93
65.63	64.00	-33.79	14.81
56.24	62.47	-31.99	15.60
47.51	60.80	-30.02	16.28
39.46	58.99	-27.89	16.87
32.10	57.06	-25.61	17.37
25.46	55.02	-23.19	17.78
19.56	52.86	-20.65	18.11
14.41	50.60	-17.99	18.36
10.03	48.25	-15.22	18.55
6.44	45.82	-12.34	18.69
3.63	43.30	-9.38	18.77
1.61	40.72	-6.33	18.83
0.40	38.06	-3.20	18.85
0.00	35.35	0.00	18.85
0.40	32.63	3.20	18.83
1.61	29.98	6.33	18.77
3.63	27.40	9.38	18.69
6.44	24.88	12.34	18.55
10.03	22.45	15.22	18.36
14.41	20.10	17.99	18.11
19.56	17.84	20.65	17.78
25.46	15.68	23.19	17.37
32.10	13.63	25.61	16.87
39.46	11.70	27.89	16.28
47.51	9.90	30.02	15.60
56.24	8.23	31.99	14.81
65.63	6.70	33.79	13.93
75.64	5.31	35.42	12.94
86.26	4.08	36.87	11.87
97.44	3.01	38.14	10.70
109.17	2.10	39.21	9.44
121.40	1.36	40.09	8.11
134.10	0.77	40.78	6.70
147.25	0.36	41.27	5.23
160.80	0.10	41.57	3.71
174.72	0.00	41.69	2.14
188.96	0.06	41.62	0.55
203.50	0.26	41.38	-1.07
218.28	0.60	40.98	-2.70
233.27	1.08	40.41	-4.32
248.43	1.69	39.70	-5.94
263.72	2.41	38.85	-7.53
279.09	3.24	37.87	-9.08
294.50	4.17	36.78	-10.60

309.91	5.18	35.58	-12.06
325.28	6.28	34.29	-13.47
340.57	7.44	32.91	-14.81
355.73	8.66	31.47	-16.08
370.72	9.94	29.97	-17.27
385.51	11.25	28.42	-18.39
400.04	12.59	26.84	-19.42
414.28	13.96	25.22	-20.38
428.20	15.35	23.59	-21.24
441.75	16.73	21.95	-22.03
454.90	18.12	20.32	-22.74
467.60	19.50	18.69	-23.36
479.84	20.86	17.08	-23.91
491.56	22.20	15.51	-24.39
502.74	23.51	13.97	-24.80
513.36	24.77	12.48	-25.15
523.37	25.99	11.04	-25.43
532.76	27.15	9.67	-25.67
541.49	28.26	8.37	-25.86
549.55	29.29	7.15	-26.01
556.90	30.25	6.01	-26.12
563.54	31.13	4.98	-26.21
569.44	31.92	4.05	-26.27
574.59	32.61	3.22	-26.31
578.97	33.21	2.52	-26.34
582.57	33.71	1.93	-26.35
585.37	34.10	1.47	-26.36
587.39	34.38	1.14	-26.37
588.60	34.55	0.94	-26.37
589.00	34.61	0.88	-26.37

Tabela 7.12: Secção da empenagem horizontal, $c = 589.00 \text{ mm}$ e $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
494.00	30.27	-0.22	-8.17
493.66	30.32	-0.24	-8.17
492.65	30.46	-0.29	-8.17
491.04	30.69	-0.38	-8.17
488.60	31.02	-0.49	-8.16
485.58	31.44	-0.64	-8.15
481.91	31.94	-0.82	-8.14
477.59	32.53	-1.03	-8.11
472.65	33.19	-1.27	-8.09
467.08	33.92	-1.54	-8.05
460.91	34.74	-1.83	-7.99
454.15	35.60	-2.14	-7.93
447.07	36.52	-2.47	-7.85
439.17	37.50	-2.82	-7.75
430.56	38.52	-3.19	-7.62
421.66	39.58	-3.57	-7.48
412.28	40.68	-3.96	-7.32
402.61	41.80	-4.36	-7.13
392.24	42.94	-4.77	-6.91
381.37	44.07	-5.18	-6.66
370.50	45.26	-5.61	-6.39
359.14	46.42	-6.02	-6.09
347.46	47.59	-6.44	-5.76
335.52	48.73	-6.85	-5.40
323.33	49.86	-7.26	-5.01
310.93	50.94	-7.65	-4.59
298.38	52.03	-8.04	-4.15
285.53	53.05	-8.41	-3.68
272.82	54.03	-8.76	-3.20
259.93	54.95	-9.09	-2.69
247.00	55.80	-9.39	-2.16
234.07	56.58	-9.67	-1.62
221.31	57.27	-9.92	-1.07
208.36	57.88	-10.14	-0.50
195.65	58.39	-10.32	0.06
183.27	58.79	-10.46	0.62
170.67	59.08	-10.57	1.19
158.48	59.25	-10.63	1.74
146.54	59.29	-10.65	2.29
134.86	59.21	-10.62	2.82
123.50	59.00	-10.54	3.33
112.47	58.65	-10.41	3.82
101.82	58.16	-10.24	4.28
91.56	57.53	-10.01	4.72

81.72	56.77	-9.74	5.13
72.34	55.87	-9.42	5.50
63.44	54.84	-9.05	5.84
55.04	53.68	-8.63	6.15
47.17	52.40	-8.17	6.42
39.85	50.99	-7.67	6.66
33.09	49.48	-7.12	6.87
26.92	47.86	-6.54	7.04
21.35	46.14	-5.92	7.18
16.41	44.33	-5.27	7.30
12.09	42.44	-4.59	7.38
8.42	40.47	-3.89	7.45
5.40	38.43	-3.15	7.50
3.04	36.32	-2.40	7.53
1.35	34.15	-1.62	7.55
0.34	31.93	-0.82	7.55
0.00	29.65	0.00	7.55
0.34	27.37	0.82	7.55
1.35	25.15	1.62	7.53
3.04	22.98	2.40	7.50
5.40	20.87	3.15	7.45
8.42	18.83	3.89	7.38
12.09	16.86	4.59	7.30
16.41	14.96	5.27	7.18
21.35	13.15	5.92	7.04
26.92	11.44	6.54	6.87
33.09	9.82	7.12	6.66
39.85	8.30	7.67	6.42
47.17	6.90	8.17	6.15
55.04	5.62	8.63	5.84
63.44	4.46	9.05	5.50
72.34	3.42	9.42	5.13
81.72	2.53	9.74	4.72
91.56	1.76	10.01	4.28
101.82	1.14	10.24	3.82
112.47	0.65	10.41	3.33
123.50	0.30	10.54	2.82
134.86	0.08	10.62	2.29
146.54	0.00	10.65	1.74
158.48	0.05	10.63	1.19
170.67	0.22	10.57	0.63
183.07	0.51	10.46	0.06
195.65	0.91	10.32	-0.50
208.36	1.42	10.14	-1.07
221.18	2.02	9.92	-1.62
234.07	2.72	9.67	-2.16
247.00	3.50	9.39	-2.69

259.93	4.35	9.09	-3.20
272.82	5.26	8.76	-3.68
285.64	6.24	8.41	-4.15
298.35	7.27	8.04	-4.59
310.93	8.33	7.65	-5.01
323.33	9.43	7.26	-5.40
335.52	10.56	6.85	-5.76
347.46	11.71	6.44	-6.09
359.14	12.87	6.02	-6.39
370.50	14.04	5.61	-6.66
381.53	15.20	5.19	-6.91
392.18	16.36	4.77	-7.13
402.44	17.50	4.36	-7.32
412.28	18.62	3.96	-7.48
421.66	19.71	3.57	-7.63
430.56	20.78	3.19	-7.75
438.96	21.80	2.82	-7.85
446.83	22.77	2.47	-7.93
454.15	23.70	2.14	-7.99
460.91	24.57	1.82	-8.05
467.08	25.37	1.54	-8.09
472.65	26.11	1.27	-8.11
477.59	26.77	1.03	-8.14
481.91	27.35	0.82	-8.15
485.58	27.86	0.64	-8.16
488.60	28.27	0.49	-8.17
490.96	28.60	0.38	-8.17
492.65	28.84	0.29	-8.17
493.66	28.98	0.24	-8.17
494.00	29.03	0.22	-8.17

Anexo C - Secções da fuselagem

Tabela 7.13: Secção da fuselagem 1 - Fechada, $z = 1214.35 \text{ mm}$, $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
0.00	0.00	-31.49	3.54
176.53	-3.50	-31.12	9.21
285.01	-10.58	-30.38	13.54
398.38	-43.54	-26.91	17.53
483.44	-132.81	-17.51	19.89
500.62	-207.83	-9.62	20.79
498.55	-271.43	-2.92	21.03
491.30	-324.96	2.71	20.80
474.17	-388.41	9.39	20.06
448.88	-443.96	15.23	18.95
416.46	-488.34	19.91	16.74
336.80	-562.35	27.69	11.06
146.47	-634.91	35.33	3.43
0.00	-649.92	36.91	-3.42
-146.47	-634.91	35.33	-11.05
-336.80	-562.35	27.69	-16.73
-416.46	-488.34	19.91	-18.94
-448.88	-443.96	15.23	-20.04
-474.17	-388.41	9.39	-20.79
-491.30	-324.96	2.71	-21.02
-498.55	-271.43	-2.92	-20.78
-500.62	-207.83	-9.62	-19.88
-483.44	-132.81	-17.51	-17.52
-398.38	-43.54	-26.91	-13.53
-285.01	-10.58	-30.38	-9.20
-176.53	-3.50	-31.12	-3.53
0.00	0.00	-31.49	0.01

Tabela 7.14: Secção da fuselagem 2 - Aberta, $z = 1724.35 \text{ mm}$, $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
497.18	-470.00	444.12	93.57
519.18	-470.00	444.12	97.31
507.80	-486.18	369.59	99.62
503.38	-494.39	331.77	101.30
497.73	-509.18	263.64	103.18
510.03	-523.40	198.13	104.89
530.83	-523.43	197.99	106.60
551.63	-523.86	196.01	108.74
556.24	-591.00	-113.27	106.61
559.61	-641.25	-344.75	102.04
534.91	-642.41	-350.10	99.04
518.19	-642.99	-352.77	96.32
497.81	-643.88	-356.87	90.15
436.26	-648.86	-379.81	78.44
350.11	-654.44	-405.51	63.26
256.84	-661.43	-437.71	46.16
165.23	-675.51	-502.57	27.54
78.10	-684.73	-545.05	8.99
0.00	-687.85	-559.42	-8.99
-78.10	-684.73	-545.05	-27.54
-165.23	-675.51	-502.57	-46.16
-256.84	-661.43	-437.71	-63.26
-350.11	-654.44	-405.51	-78.44
-436.26	-648.86	-379.81	-90.15
-497.81	-643.88	-356.87	-96.32
-518.19	-642.99	-352.77	-99.04
-534.91	-642.41	-350.10	-102.04
-559.61	-641.25	-344.75	-106.61
-556.24	-591.00	-113.27	-108.74
-551.63	-523.86	196.01	-106.60
-530.83	-523.43	197.99	-104.89
-510.03	-523.40	198.13	-103.18
-497.73	-509.18	263.64	-101.30
-503.38	-494.39	331.77	-99.62
-507.80	-486.18	369.59	-97.31
-519.18	-470.00	444.12	-93.57
-497.18	-470.00	444.12	0.00

Tabela 7.15: Secção da fuselagem 3 - Aberta, $z = 2424.35 \text{ mm}$, $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
541.50	-361.43	3.84	0.95
559.43	-361.43	3.84	1.00
549.25	-399.95	2.80	1.06
530.73	-450.54	1.43	1.09
515.17	-482.16	0.58	1.10
498.66	-509.59	-0.16	1.10
498.66	-516.14	-0.34	1.10
507.98	-521.09	-0.48	1.09
530.73	-529.95	-0.71	1.09
552.56	-538.59	-0.95	1.05
557.60	-620.50	-3.16	0.94
463.59	-621.50	-3.19	0.80
360.86	-625.34	-3.29	0.61
228.82	-666.06	-4.40	0.36
106.56	-678.17	-4.72	0.11
0.00	-679.94	-4.77	-0.11
-106.56	-678.17	-4.72	-0.36
-228.82	-666.06	-4.40	-0.61
-360.86	-625.34	-3.29	-0.80
-463.59	-621.50	-3.19	-0.94
-557.60	-620.50	-3.16	-1.05
-552.56	-538.59	-0.95	-1.09
-530.73	-529.95	-0.71	-1.09
-507.98	-521.09	-0.48	-1.10
-498.66	-516.14	-0.34	-1.10
-498.66	-509.59	-0.16	-1.10
-515.17	-482.16	0.58	-1.09
-530.73	-450.54	1.43	-1.06
-549.25	-399.95	2.80	-1.00
-559.43	-361.43	3.84	-0.95
-541.50	-361.43	3.84	0.00

Tabela 7.16: Secção da fuselagem 4 - Fechada, $z = 2789.35 \text{ mm}$, $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
0.00	267.36	1.24	-0.04
135.06	260.13	1.22	-0.13
340.22	233.71	1.15	-0.19
340.22	237.86	1.16	-0.21
411.98	187.88	1.03	-0.24
407.21	187.88	1.03	-0.26
429.23	62.50	0.70	-0.29
433.63	62.50	0.70	-0.29
465.53	29.41	0.61	-0.31
483.56	0.00	0.53	-0.33
501.31	-256.77	-0.14	-0.33
490.23	-344.52	-0.37	-0.31
444.74	-475.66	-0.72	-0.28
407.21	-528.43	-0.86	-0.25
472.95	-557.48	-0.94	-0.22
385.84	-545.30	-0.90	-0.19
340.22	-577.99	-0.99	-0.13
135.06	-635.98	-1.14	-0.04
0.00	-640.25	-1.15	0.03
-135.06	-635.98	-1.14	0.12
-340.22	-577.99	-0.99	0.18
-385.84	-545.30	-0.90	0.21
-472.95	-557.48	-0.94	0.24
-407.21	-528.43	-0.86	0.27
-444.74	-475.66	-0.72	0.30
-490.23	-344.52	-0.37	0.32
-501.31	-256.77	-0.14	0.32
-483.56	0.00	0.53	0.30
-465.53	29.41	0.61	0.29
-433.63	62.50	0.70	0.28
-429.23	62.50	0.70	0.26
-407.21	187.88	1.03	0.23
-411.98	187.88	1.03	0.21
-340.22	237.86	1.16	0.18
-340.22	233.71	1.15	0.13
-135.06	260.13	1.22	0.03
0.00	267.36	1.24	0.00

Tabela 7.17: Secção da fuselagem 5 - Aberta, $z = 3494.35 \text{ mm}$, $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
186.34	113.54	-4.92	-0.23
201.32	111.64	-4.89	-0.25
223.48	100.14	-4.71	-0.29
232.89	60.48	-4.10	-0.32
250.47	52.66	-3.97	-0.34
276.88	35.04	-3.70	-0.40
294.73	-69.51	-2.08	-0.45
308.33	-216.85	0.21	-0.45
294.73	-361.19	2.45	-0.38
258.85	-454.01	3.89	-0.32
223.48	-492.74	4.49	-0.25
164.58	-528.41	5.05	-0.17
107.07	-544.21	5.29	-0.07
0.00	-547.24	5.34	0.07
-107.07	-544.21	5.29	0.17
-164.58	-528.41	5.05	0.25
-223.48	-492.74	4.49	0.32
-258.85	-454.01	3.89	0.38
-294.73	-361.19	2.45	0.45
-308.33	-216.85	0.21	0.45
-294.73	-69.51	-2.08	0.40
-276.88	35.04	-3.70	0.34
-250.47	52.66	-3.97	0.32
-232.89	60.48	-4.10	0.29
-223.48	100.14	-4.71	0.25
-201.32	111.64	-4.89	0.23
-186.34	113.54	-4.92	0.00

Tabela 7.18: Secção da fuselagem 6 - Fechada, $z = 4131.85 \text{ mm}$, $t = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i
0.00	-2.64	-16.36	0.12
60.48	-5.35	-16.16	0.25
63.50	-12.26	-15.63	0.28
69.44	-13.61	-15.53	0.30
74.27	-17.07	-15.26	0.34
82.61	-34.05	-13.97	0.48
94.50	-106.19	-8.47	0.65
110.97	-218.68	0.10	0.63
102.71	-349.59	10.08	0.46
86.25	-398.69	13.82	0.32
63.50	-425.10	15.84	0.22
49.21	-431.09	16.29	0.10
0.00	-434.72	16.57	-0.10
-49.21	-431.09	16.29	-0.22
-63.50	-425.10	15.84	-0.32
-86.25	-398.69	13.82	-0.46
-102.71	-349.59	10.08	-0.63
-110.97	-218.68	0.10	-0.65
-94.50	-106.19	-8.47	-0.48
-82.61	-34.05	-13.97	-0.34
-74.27	-17.07	-15.26	-0.30
-69.44	-13.61	-15.53	-0.28
-63.50	-12.26	-15.63	-0.25
-60.48	-5.35	-16.16	-0.12
0.00	-2.64	-16.36	0.00

Anexo D - Secções da asa com rotação

Tabela 7.19: Secção da asa com rotação, $c = 1160.00 \text{ mm}$ e $t_d = 0.20 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i	θ	σ_x	σ_y
1160.00	74.55	-102.78	397.82	-41.32	349.74	-452.52
1102.23	83.18	-9.46	397.98	-44.66	393.28	-402.74
1044.46	93.81	105.38	394.60	41.20	450.79	-345.41
986.64	105.28	229.37	387.31	36.75	518.62	-289.25
928.73	116.93	355.23	376.04	32.36	593.49	-238.26
870.75	128.35	478.72	360.86	28.22	672.39	-193.67
812.72	139.19	595.82	342.01	24.47	751.47	-155.66
754.62	149.18	703.78	319.86	21.14	827.43	-123.65
696.80	157.95	798.59	294.72	18.22	895.58	-96.99
638.24	165.21	877.13	267.13	15.67	952.08	-74.95
580.00	170.50	934.39	237.91	13.49	991.47	-57.09
521.72	173.41	965.98	207.75	11.64	1008.76	-42.78
463.44	173.95	972.03	177.40	10.03	1003.39	-31.36
405.15	172.30	954.29	147.56	8.59	976.59	-22.30
346.89	168.78	916.53	118.87	7.27	931.69	-15.17
288.63	163.39	858.47	91.93	6.04	868.21	-9.73
230.41	155.96	778.52	67.44	4.91	784.31	-5.80
172.24	146.18	673.14	46.17	3.91	676.29	-3.15
114.16	133.35	534.84	32.79	3.50	536.84	-2.00
85.17	125.36	448.66	25.54	3.25	450.11	-1.45
56.24	115.81	345.71	19.88	3.28	346.85	-1.14
27.43	103.62	214.21	16.89	4.48	215.53	-1.32
13.13	95.49	126.48	15.99	7.10	128.47	-1.99
7.48	91.05	78.55	15.73	10.92	81.58	-3.03
4.71	88.13	47.01	15.69	16.86	51.76	-4.75
0.00	74.55	-99.46	16.43	-9.14	2.64	-102.10
6.89	62.14	-233.44	17.41	-4.24	1.29	-234.73
9.92	59.68	-259.99	18.18	-3.98	1.27	-261.25
15.87	56.10	-298.69	20.10	-3.83	1.35	-300.04
30.57	49.80	-366.72	24.86	-3.86	1.68	-368.39
59.76	40.62	-465.83	32.37	-3.96	2.24	-468.07
88.83	33.58	-541.91	41.01	-4.30	3.09	-544.99
117.84	27.75	-604.97	55.72	-5.22	5.09	-610.05
175.76	18.54	-704.54	77.73	-6.22	8.47	-713.01
233.59	11.61	-779.45	101.99	-7.33	13.12	-792.57
291.37	6.48	-834.95	127.91	-8.52	19.16	-854.10
349.11	2.88	-874.05	155.01	-9.76	26.67	-900.72
406.85	0.71	-897.63	182.80	-11.08	35.80	-933.42
464.56	0.00	-905.43	210.80	-12.48	46.67	-952.10
522.28	1.10	-893.70	238.45	-14.04	59.64	-953.34
580.00	4.20	-860.44	265.13	-15.82	75.13	-935.57

637.76	9.30	-805.52	290.19	-17.89	93.66	-899.17
695.55	16.01	-733.32	313.11	-20.25	115.50	-848.82
753.39	23.83	-649.10	333.46	-22.89	140.78	-789.88
811.28	32.47	-555.99	350.96	-25.81	169.73	-725.72
869.25	41.52	-458.51	365.43	-28.95	202.14	-660.64
927.27	50.65	-360.14	376.83	-32.23	237.57	-597.71
985.36	59.44	-265.41	385.26	-35.50	274.77	-540.18
1043.54	67.29	-180.82	391.07	-38.49	310.98	-491.79
1101.77	73.25	-116.63	395.00	-40.80	340.97	-457.60
1160.00	74.55	-102.78	396.68	-41.31	348.61	-451.39

Tabela 7.20: Secção da asa com rotação, $c = 1112.30 \text{ mm}$ e $t_d = 0.20 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i	θ	σ_x	σ_y
834.95	123.08	428.96	276.63	26.11	564.52	-135.56
779.30	133.47	539.46	257.13	21.82	642.39	-102.93
723.59	143.04	641.43	234.08	18.06	717.77	-76.34
668.15	151.45	731.11	207.78	14.81	786.04	-54.92
612.00	158.41	805.61	178.83	11.97	843.52	-37.91
556.15	163.49	860.22	148.11	9.50	885.00	-24.79
500.27	166.28	890.85	116.34	7.32	905.79	-14.94
444.39	166.80	897.63	84.32	5.32	905.48	-7.85
388.49	165.21	882.18	52.82	3.41	885.33	-3.15
332.62	161.84	848.02	22.49	1.52	848.62	-0.60
276.76	156.67	794.92	-6.00	-0.43	794.97	-0.05
220.94	149.55	721.35	-31.92	-2.53	722.76	-1.41
165.15	140.17	624.04	-54.44	-4.95	628.75	-4.71
109.46	127.87	495.97	-68.63	-7.73	505.29	-9.32
81.67	120.21	416.03	-76.31	-10.07	429.58	-13.56
53.92	111.05	320.41	-82.29	-13.59	340.31	-19.90
26.31	99.36	198.13	-85.46	-20.39	229.90	-31.77
12.59	91.56	116.46	-86.42	-28.01	162.44	-45.98
7.17	87.30	71.79	-86.69	-33.75	129.73	-57.93
4.52	84.50	42.38	-86.69	-38.13	110.43	-68.05
0.00	71.49	-94.34	-85.88	30.61	50.81	-145.15
6.61	59.59	-219.63	-84.82	18.84	28.94	-248.57
9.51	57.23	-244.49	-83.99	17.25	26.07	-270.56
15.22	53.79	-280.76	-81.94	15.14	22.16	-302.92
29.31	47.75	-344.59	-76.82	12.02	16.35	-360.94
57.31	38.95	-437.73	-68.76	8.72	10.55	-448.28
85.18	32.20	-509.36	-59.49	6.57	6.86	-516.22
113.00	26.61	-568.82	-43.70	4.37	3.34	-572.16
168.54	17.77	-662.95	-20.04	1.73	0.61	-663.56
223.98	11.13	-734.04	6.06	-0.47	0.05	-734.09
279.39	6.22	-787.00	33.98	-2.47	1.46	-788.46
334.76	2.76	-824.64	63.18	-4.36	4.81	-829.45
390.12	0.68	-847.77	93.16	-6.20	10.12	-857.89
445.45	0.00	-856.17	123.41	-8.04	17.43	-873.61
500.80	1.06	-846.33	153.33	-9.96	26.92	-873.25
556.15	4.03	-816.37	182.24	-12.03	38.83	-855.20
611.53	8.92	-766.18	209.48	-14.34	53.53	-819.71
666.95	15.35	-699.85	234.46	-16.91	71.29	-771.14
722.41	22.85	-622.30	256.75	-19.76	92.26	-714.55
777.92	31.13	-536.44	276.04	-22.91	116.67	-653.11
833.50	39.81	-446.49	288.60	-26.14	141.62	-588.11

Tabela 7.21: Secção da asa com rotação, $c = 1036.20 \text{ mm}$ e $t_d = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i	θ	σ_x	σ_y
777.82	114.66	253.10	391.46	29.39	695.03	-220.48
725.98	124.33	318.29	366.85	25.44	771.27	-174.49
674.08	133.26	378.44	337.74	21.79	844.63	-135.05
622.44	141.09	431.35	304.55	18.49	910.63	-101.85
570.13	147.58	475.30	268.01	15.51	965.57	-74.39
518.10	152.30	507.51	229.22	12.86	1003.92	-52.34
466.04	154.90	525.58	189.12	10.50	1020.51	-35.05
413.98	155.39	529.58	148.71	8.34	1014.75	-21.79
361.91	153.91	520.46	108.95	6.29	987.88	-12.01
309.87	150.77	500.31	70.66	4.28	943.37	-5.29
257.83	145.95	468.98	34.70	2.26	880.70	-1.37
205.82	139.32	425.57	1.98	0.14	797.95	0.00
153.86	130.58	368.15	-26.44	-2.19	691.30	-1.01
101.97	119.12	292.59	-44.35	-4.59	552.17	-3.56
76.08	111.98	245.43	-54.04	-6.61	466.44	-6.26
50.24	103.45	189.02	-61.59	-9.58	364.80	-10.40
24.51	92.56	116.87	-65.59	-15.45	237.27	-18.13
11.73	85.30	68.69	-66.81	-23.03	157.19	-28.39
6.68	81.33	42.34	-67.15	-29.71	117.69	-38.31
4.21	78.72	24.98	-67.14	-35.38	94.53	-47.69
0.00	66.60	-55.68	-66.12	25.85	32.04	-136.44
6.16	55.51	-129.60	-64.78	14.03	16.19	-259.19
8.86	53.31	-144.26	-63.74	12.62	14.27	-284.76
14.18	50.11	-165.66	-61.14	10.74	11.60	-322.22
27.30	44.48	-203.32	-54.69	8.00	7.69	-388.91
53.39	36.29	-258.27	-44.51	5.21	4.06	-488.31
79.35	30.00	-300.53	-32.81	3.32	1.90	-565.39
105.27	24.79	-335.61	-12.87	1.17	0.26	-629.52
157.01	16.56	-391.14	16.99	-1.33	0.39	-733.77
208.66	10.37	-433.07	49.94	-3.51	3.06	-815.07
260.27	5.79	-464.32	85.17	-5.54	8.25	-878.85
311.86	2.57	-486.52	122.03	-7.49	16.04	-928.27
363.43	0.63	-500.17	159.88	-9.41	26.51	-964.32
414.98	0.00	-505.12	198.07	-11.35	39.75	-986.85
466.54	0.98	-499.31	235.82	-13.37	56.05	-992.25
518.10	3.75	-481.63	272.32	-15.55	75.76	-978.82
569.69	8.31	-452.02	306.70	-17.95	99.34	-946.87
621.32	14.30	-412.88	338.23	-20.57	126.96	-901.11
672.98	21.28	-367.13	366.37	-23.39	158.50	-846.86
724.70	29.00	-316.47	390.71	-26.39	193.90	-787.28
776.48	37.09	-263.40	406.57	-29.36	228.75	-722.62

Tabela 7.22: Secção da asa com rotação, $c = 960.00 \text{ mm}$ e $t_d = 0.10 \text{ mm}$

x	y	σ_{z_i}	τ_i	θ	σ_x	σ_y
720.62	106.22	402.45	357.50	30.31	611.47	-209.02
672.60	115.19	506.11	332.92	26.38	671.23	-165.13
624.51	123.46	601.76	303.86	22.64	728.50	-126.74
576.66	130.71	685.89	270.71	19.14	779.86	-93.97
528.20	136.72	755.77	234.22	15.90	822.47	-66.70
480.00	141.10	806.99	195.49	12.92	851.85	-44.86
431.77	143.51	835.72	155.44	10.20	863.69	-27.97
383.54	143.96	842.07	115.09	7.64	857.52	-15.45
335.30	142.59	827.58	75.37	5.16	834.39	-6.81
287.08	139.68	795.53	37.14	2.67	797.26	-1.73
238.87	135.22	745.71	1.23	0.09	745.71	0.00
190.69	129.07	676.68	-31.45	-2.66	678.14	-1.46
142.54	120.98	585.39	-59.83	-5.78	591.44	-6.05
94.47	110.36	465.24	-77.71	-9.24	477.88	-12.64
70.48	103.75	390.24	-87.40	-12.06	408.92	-18.68
46.54	95.85	300.54	-94.93	-16.14	328.02	-27.47
22.70	85.76	185.83	-98.93	-23.40	228.63	-42.81
10.87	79.03	109.21	-100.14	-30.70	168.67	-59.45
6.19	75.35	67.31	-100.48	-35.74	139.62	-72.31
3.90	72.93	39.72	-100.48	-39.41	122.28	-82.56
0.00	61.70	-88.55	-99.45	33.00	64.59	-153.14
5.70	51.43	-206.08	-98.12	21.80	39.25	-245.33
8.21	49.39	-229.40	-97.08	20.12	35.57	-264.97
13.13	46.43	-263.42	-94.49	17.83	30.39	-293.81
25.30	41.21	-323.30	-88.04	14.29	22.42	-345.72
49.46	33.62	-410.68	-77.87	10.38	14.27	-424.95
73.52	27.79	-477.87	-66.19	7.74	9.00	-486.87
97.53	22.96	-533.65	-46.28	4.92	3.98	-537.63
145.46	15.34	-621.94	-16.45	1.51	0.44	-622.38
193.32	9.61	-688.63	16.45	-1.37	0.39	-689.02
241.13	5.37	-738.30	51.64	-3.98	3.59	-741.90
288.92	2.38	-773.61	88.45	-6.44	9.98	-783.59
336.70	0.59	-795.31	126.24	-8.81	19.56	-814.86
384.46	0.00	-803.18	164.38	-11.13	32.34	-835.52
432.23	0.91	-793.94	202.08	-13.49	48.48	-842.42
480.00	3.48	-765.83	238.53	-15.96	68.21	-834.05
527.80	7.70	-718.74	272.86	-18.60	91.85	-810.59
575.63	13.25	-656.51	304.35	-21.42	119.38	-775.90
623.49	19.72	-583.75	332.45	-24.36	150.52	-734.27
671.41	26.87	-503.20	356.76	-27.40	184.95	-688.16
719.38	34.36	-418.82	372.59	-30.33	218.00	-636.82

Tabela 7.23: Secção da asa com rotação, $c = 891.00$ e $t_d = 0.10$

x	y	σ_{z_i}	τ_i	θ	σ_x	σ_y
668.83	98.59	316.04	318.12	31.79	513.22	-197.18
624.25	106.91	397.45	294.22	27.98	553.76	-156.32
579.62	114.58	472.57	265.96	24.19	592.04	-119.47
535.22	121.32	538.63	233.73	20.48	625.91	-87.28
490.24	126.90	593.51	198.24	16.87	653.64	-60.13
445.50	130.96	633.74	160.58	13.44	672.11	-38.37
400.74	133.20	656.31	121.64	10.17	678.13	-21.82
355.97	133.61	661.30	82.41	7.00	671.41	-10.11
311.20	132.34	649.91	43.79	3.84	652.85	-2.94
266.45	129.64	624.75	6.62	0.61	624.82	-0.07
221.70	125.50	585.62	-28.30	-2.76	586.99	-1.36
176.98	119.80	531.42	-60.07	-6.37	538.13	-6.71
132.30	112.28	459.73	-87.67	-10.44	475.88	-16.15
87.68	102.43	365.37	-105.06	-14.95	393.43	-28.05
65.42	96.29	306.48	-114.47	-18.38	344.51	-38.04
43.20	88.96	236.04	-121.80	-22.95	287.62	-51.58
21.07	79.59	145.95	-125.69	-29.93	218.31	-72.36
10.09	73.35	85.78	-126.87	-35.66	176.81	-91.03
5.75	69.93	52.87	-127.20	-39.13	156.35	-103.48
3.62	67.69	31.21	-127.19	-41.50	143.75	-112.54
0.00	57.26	-69.52	-126.20	37.30	96.14	-165.66
5.29	47.73	-161.82	-124.90	28.53	67.91	-229.73
7.62	45.84	-180.14	-123.89	26.99	63.10	-243.24
12.19	43.09	-206.86	-121.37	24.78	56.03	-262.89
23.48	38.25	-253.88	-115.10	21.10	44.41	-298.29
45.90	31.20	-322.50	-105.22	16.56	31.29	-353.79
68.23	25.79	-375.27	-93.85	13.29	22.16	-397.43
90.52	21.31	-419.07	-74.50	9.79	12.85	-431.92
135.00	14.24	-488.42	-45.50	5.28	4.20	-492.62
179.42	8.92	-540.79	-13.51	1.43	0.34	-541.12
223.80	4.98	-579.80	20.71	-2.04	0.74	-580.54
268.16	2.21	-607.53	56.50	-5.27	5.21	-612.74
312.50	0.54	-624.57	93.25	-8.31	13.63	-638.19
356.83	0.00	-630.76	130.33	-11.23	25.87	-656.62
401.16	0.85	-623.50	166.99	-14.09	41.91	-665.41
445.50	3.23	-601.43	202.43	-16.97	61.78	-663.21
489.86	7.15	-564.45	235.81	-19.94	85.55	-650.00
534.25	12.30	-515.58	266.43	-22.97	112.94	-628.52
578.68	18.30	-458.44	293.75	-26.02	143.38	-601.82
623.15	24.94	-395.19	317.39	-29.05	176.28	-571.46
667.67	31.89	-328.92	332.79	-31.85	206.75	-535.67

Tabela 7.24: Secção da asa com rotação, $c = 823.50$ e $t_d = 0.10$

x	y	σ_{z_i}	τ_i	θ	σ_x	σ_y
618.16	91.12	215.06	264.80	33.95	393.33	-178.27
576.96	98.81	270.46	243.43	30.47	413.70	-143.24
535.71	105.90	321.59	218.15	26.80	431.80	-110.22
494.67	112.13	366.55	189.33	22.97	446.78	-80.23
453.10	117.28	403.90	157.60	18.98	458.12	-54.22
411.75	121.04	431.28	123.92	14.94	464.35	-33.07
370.38	123.11	446.64	89.09	10.87	463.75	-17.12
329.01	123.49	450.04	54.00	6.75	456.43	-6.39
287.62	122.31	442.29	19.47	2.52	443.15	-0.86
246.26	119.82	425.17	-13.78	-1.85	425.62	-0.45
204.90	115.99	398.55	-45.01	-6.36	403.57	-5.02
163.57	110.72	361.66	-73.43	-11.05	376.00	-14.34
122.27	103.78	312.88	-98.11	-16.05	341.10	-28.22
81.04	94.67	248.67	-113.66	-21.22	292.79	-44.12
60.46	89.00	208.59	-122.08	-24.75	264.86	-56.27
39.92	82.22	160.65	-128.64	-29.01	231.98	-71.33
19.48	73.56	99.34	-132.12	-34.70	190.82	-91.47
9.32	67.79	58.40	-133.17	-38.82	165.53	-107.13
5.31	64.64	36.00	-133.47	-41.16	152.68	-116.67
3.34	62.56	21.26	-133.46	-42.72	144.51	-123.25
0.00	52.93	-47.29	-132.57	39.94	111.02	-158.31
4.89	44.11	-110.11	-131.42	33.64	87.43	-197.53
7.04	42.37	-122.57	-130.51	32.42	82.89	-205.46
11.27	39.82	-140.75	-128.26	30.62	75.92	-216.67
21.70	35.35	-172.75	-122.65	27.42	63.64	-236.39
42.43	28.84	-219.46	-113.81	23.02	48.36	-267.82
63.06	23.84	-255.37	-103.65	19.53	36.77	-292.14
83.66	19.70	-285.18	-86.34	15.60	24.10	-309.28
124.78	13.16	-332.37	-60.40	9.99	10.64	-343.01
165.83	8.24	-368.02	-31.80	4.90	2.73	-370.74
206.85	4.60	-394.57	-1.19	0.17	0.00	-394.57
247.84	2.04	-413.44	30.81	-4.24	2.28	-415.73
288.83	0.50	-425.04	63.68	-8.34	9.34	-434.38
329.80	0.00	-429.25	96.84	-12.14	20.84	-450.09
370.77	0.78	-424.32	129.63	-15.71	36.47	-460.79
411.75	2.98	-409.30	161.33	-19.12	55.94	-465.24
452.75	6.60	-384.14	191.18	-22.43	78.93	-463.07
493.78	11.36	-350.89	218.57	-25.62	104.83	-455.72
534.84	16.91	-312.00	243.01	-28.65	132.77	-444.77
575.94	23.05	-268.96	264.15	-31.51	161.93	-430.89
617.09	29.47	-223.86	277.92	-34.03	187.68	-411.55

Tabela 7.25: Secção da asa com rotação, $c = 750.00$ e $t_d = 0.10$

x	y	σ_{z_i}	τ_i	θ	σ_x	σ_y
562.99	82.99	89.59	160.57	37.21	211.50	-121.91
525.47	89.99	112.67	147.93	34.58	214.64	-101.96
487.90	96.45	133.97	132.99	31.63	215.89	-81.92
450.52	102.12	152.70	115.95	28.32	215.18	-62.48
412.66	106.82	168.26	97.19	24.56	212.68	-44.41
375.00	110.24	179.67	77.27	20.35	208.33	-28.66
337.32	112.12	186.07	56.68	15.68	201.98	-15.91
299.64	112.47	187.49	35.94	10.49	194.14	-6.65
261.95	111.40	184.26	15.52	4.78	185.56	-1.30
224.28	109.13	177.13	-4.14	-1.34	177.22	-0.10
186.62	105.64	166.03	-22.60	-7.61	169.06	-3.02
148.97	100.84	150.67	-39.40	-13.81	160.35	-9.68
111.36	94.52	130.34	-54.00	-19.82	149.81	-19.46
73.81	86.22	103.59	-63.19	-25.33	133.51	-29.91
55.07	81.05	86.90	-68.17	-28.74	124.29	-37.39
36.36	74.88	66.93	-72.05	-32.54	112.90	-45.98
17.74	67.00	41.39	-74.10	-37.20	97.63	-56.25
8.49	61.74	24.33	-74.73	-40.38	87.87	-63.55
4.84	58.87	15.00	-74.90	-42.14	82.78	-67.78
3.05	56.98	8.86	-74.90	-43.31	79.46	-70.60
0.00	48.20	-19.70	-74.37	41.23	65.17	-84.87
4.46	40.18	-45.87	-73.69	36.36	54.24	-100.11
6.41	38.59	-51.06	-73.15	35.38	51.95	-103.01
10.26	36.27	-58.64	-71.82	33.90	48.25	-106.89
19.76	32.20	-71.97	-68.51	31.14	41.40	-113.37
38.64	26.27	-91.43	-63.28	27.08	32.35	-123.78
57.44	21.71	-106.39	-57.27	23.56	24.97	-131.36
76.19	17.94	-118.81	-47.04	19.19	16.37	-135.17
113.64	11.99	-138.47	-31.70	12.30	6.91	-145.38
151.03	7.51	-153.32	-14.79	5.46	1.41	-154.73
188.39	4.19	-164.38	3.30	-1.15	0.07	-164.44
225.72	1.86	-172.24	22.23	-7.24	2.82	-175.06
263.05	0.46	-177.07	41.66	-12.60	9.31	-186.38
300.36	0.00	-178.83	61.27	-17.21	18.98	-197.80
337.68	0.71	-176.77	80.65	-21.19	31.27	-208.04
375.00	2.72	-170.51	99.39	-24.69	45.69	-216.21
412.34	6.02	-160.03	117.05	-27.82	61.77	-221.80
449.71	10.35	-146.18	133.24	-30.63	78.88	-225.06
487.10	15.41	-129.98	147.68	-33.12	96.36	-226.34
524.54	20.99	-112.05	160.18	-35.36	113.67	-225.72
562.01	26.84	-93.26	168.33	-37.26	128.04	-221.30

Anexo E - Aeronave

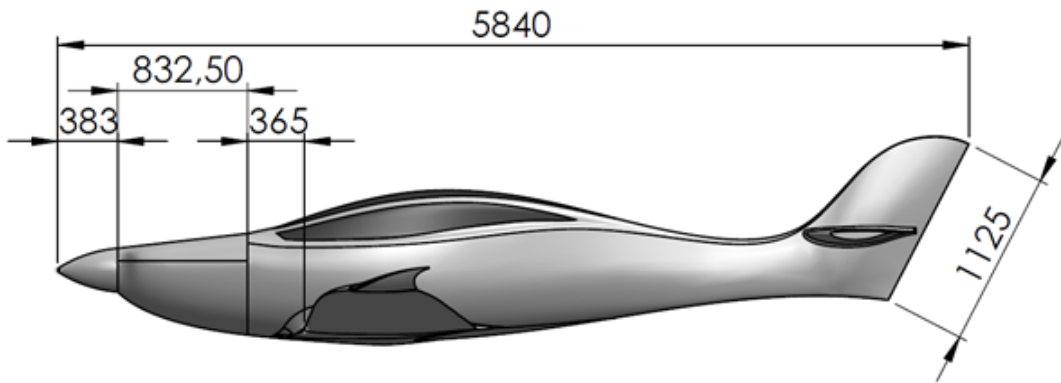


Figura 7.1: Aeronave. *Design* conceptual

Anexo F - Simulação: Asa

Configuração final

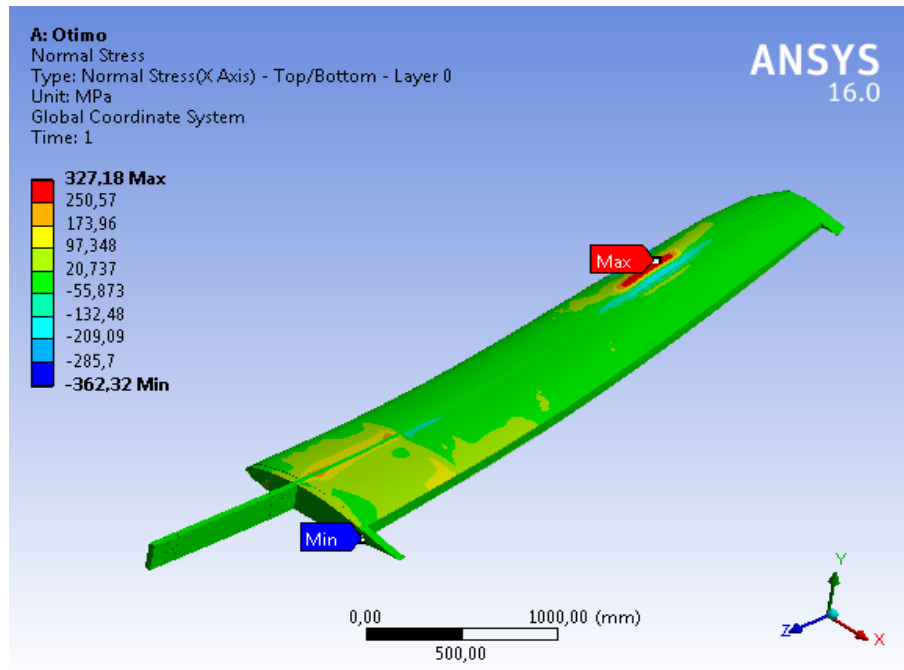


Figura 7.2: Asa final. Tensão direta em x

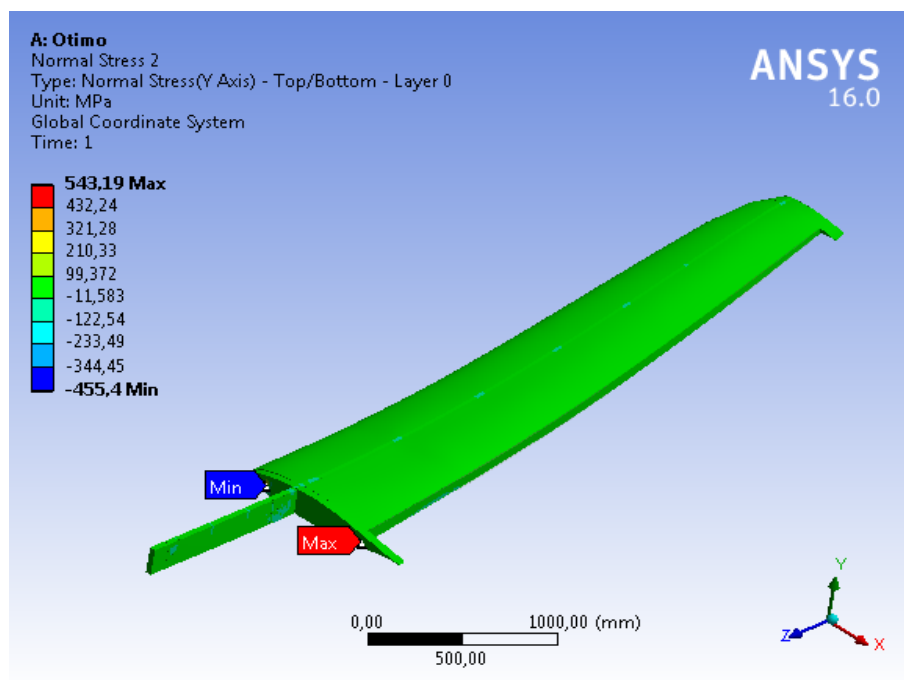


Figura 7.3: Asa final. Tensão direta em y

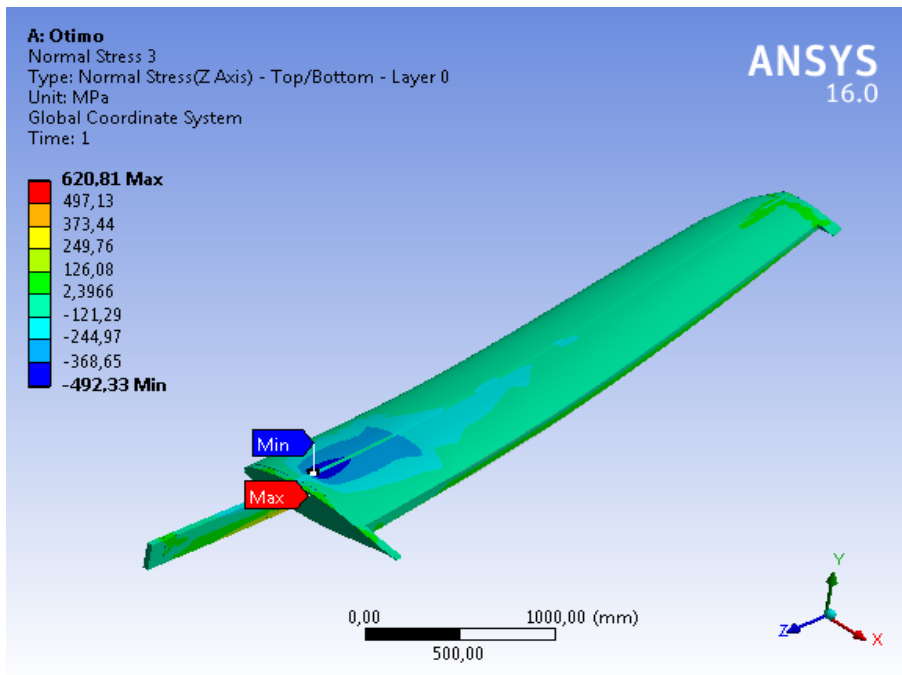


Figura 7.4: Asa final. Tensão direta em z

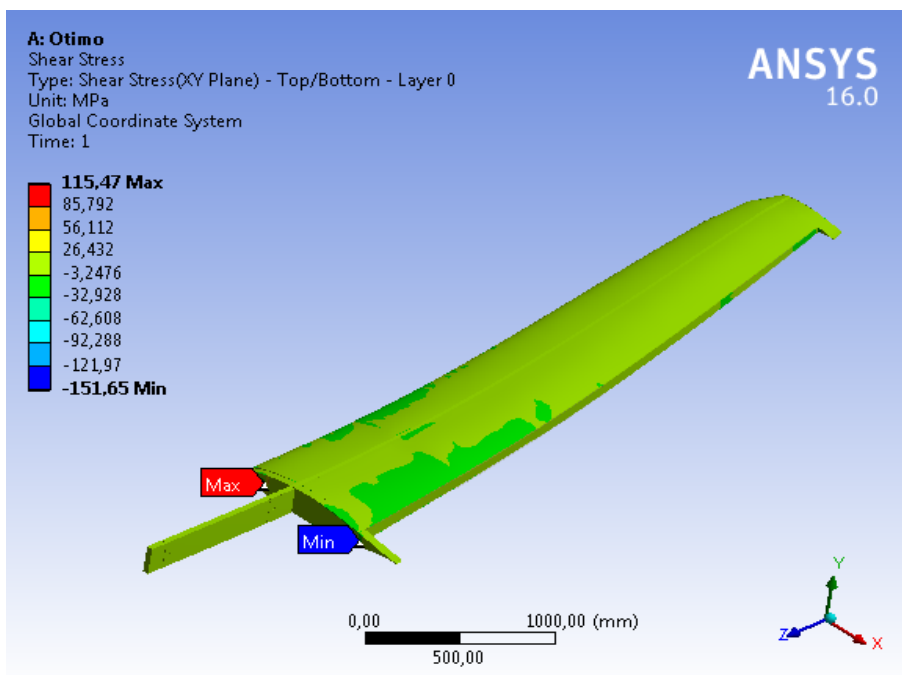


Figura 7.5: Asa final. Tensão de corte no plano xy

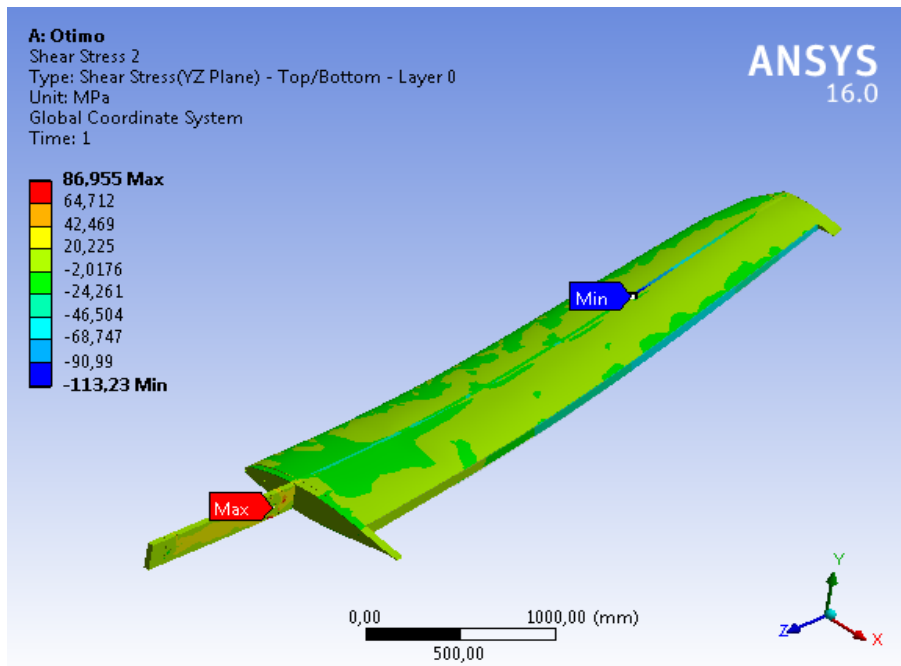


Figura 7.6: Asa final. Tensão de corte no plano yz

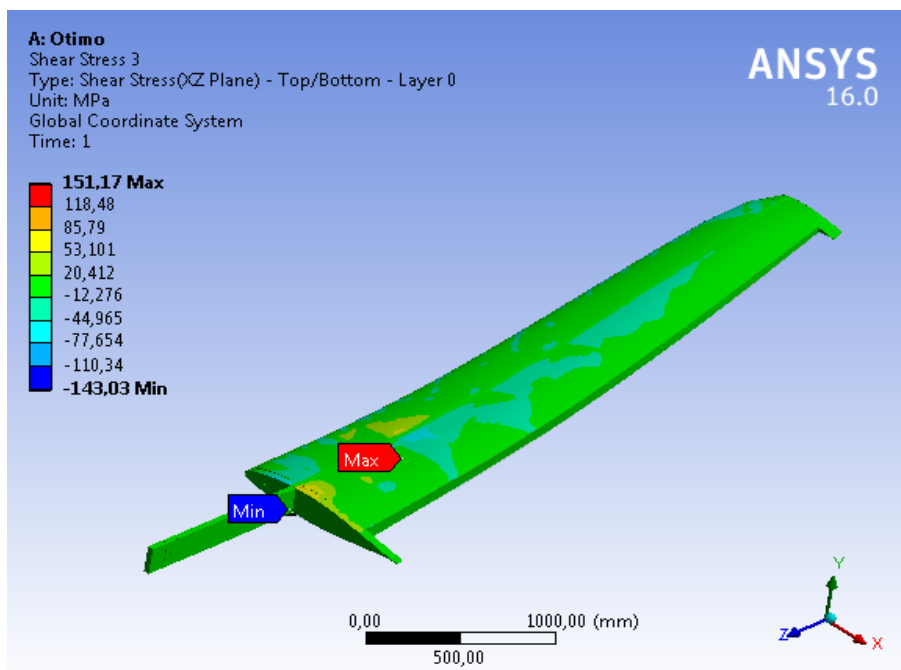


Figura 7.7: Asa final. Tensão de corte no plano xz

Longarina secundária

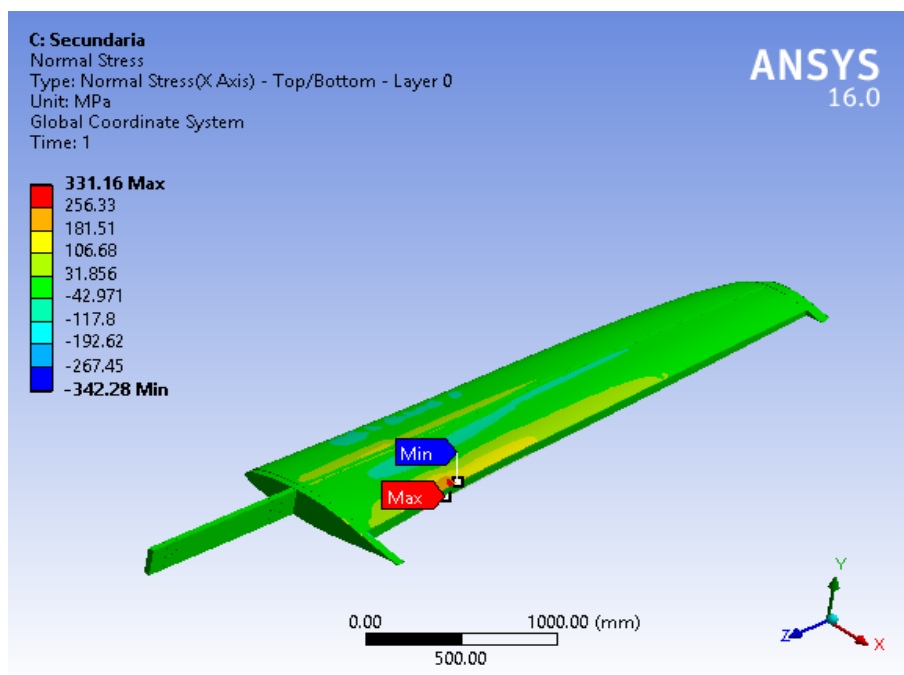


Figura 7.8: Tensão direta em x

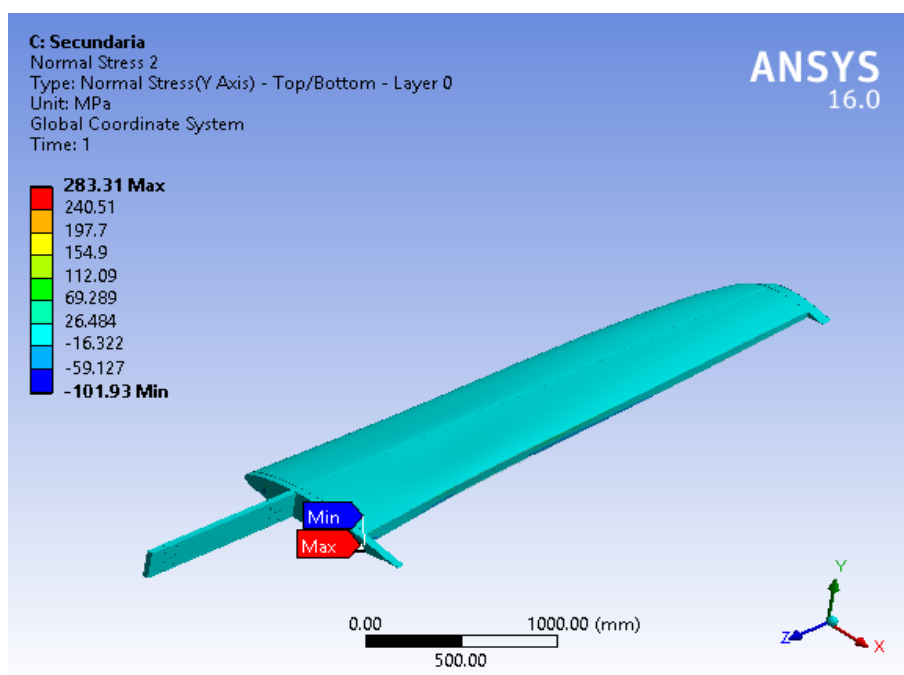


Figura 7.9: Tensão direta em y

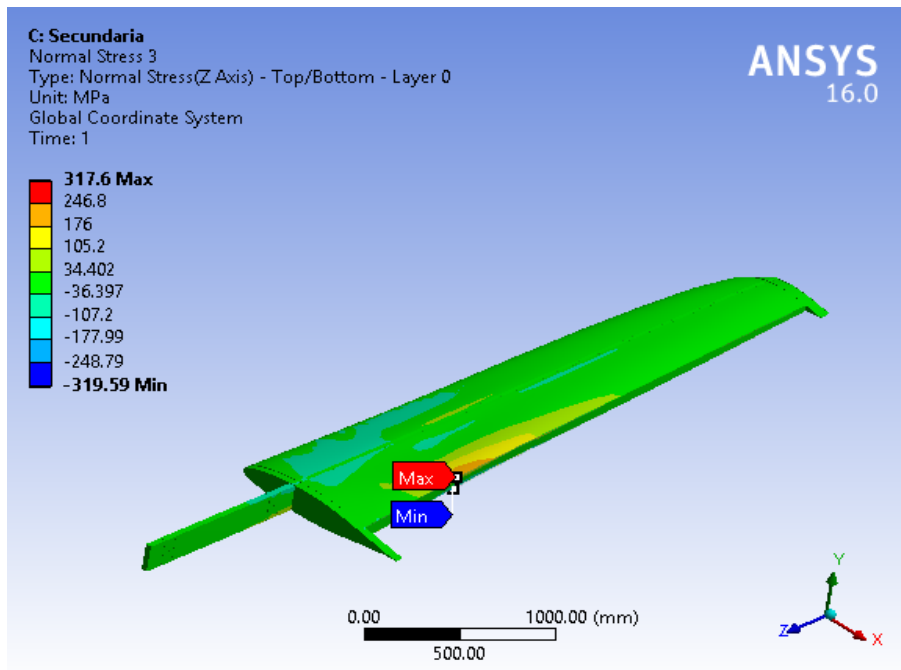


Figura 7.10: Tensão direta em z

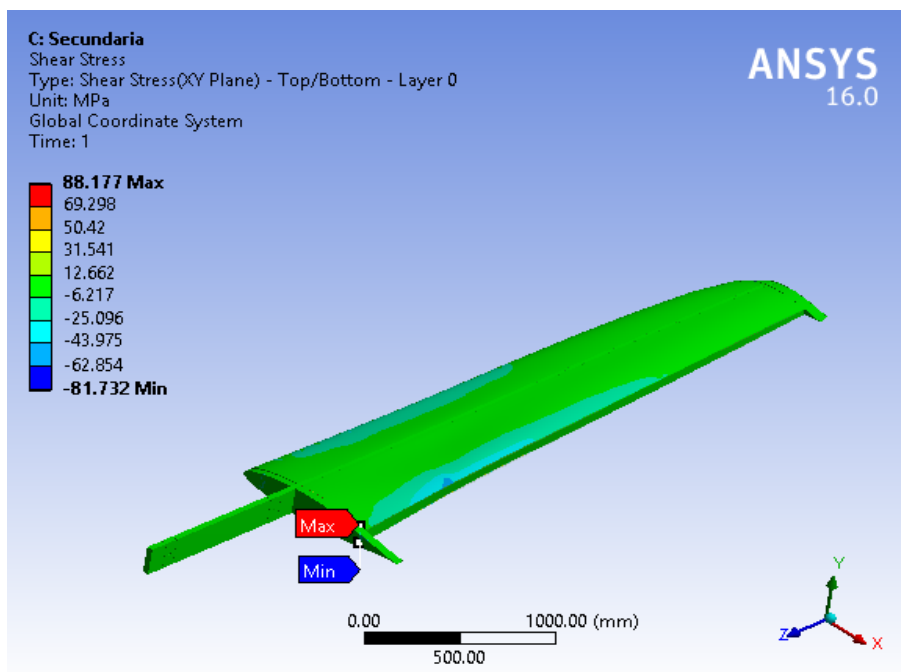


Figura 7.11: Tensão de corte no plano xy

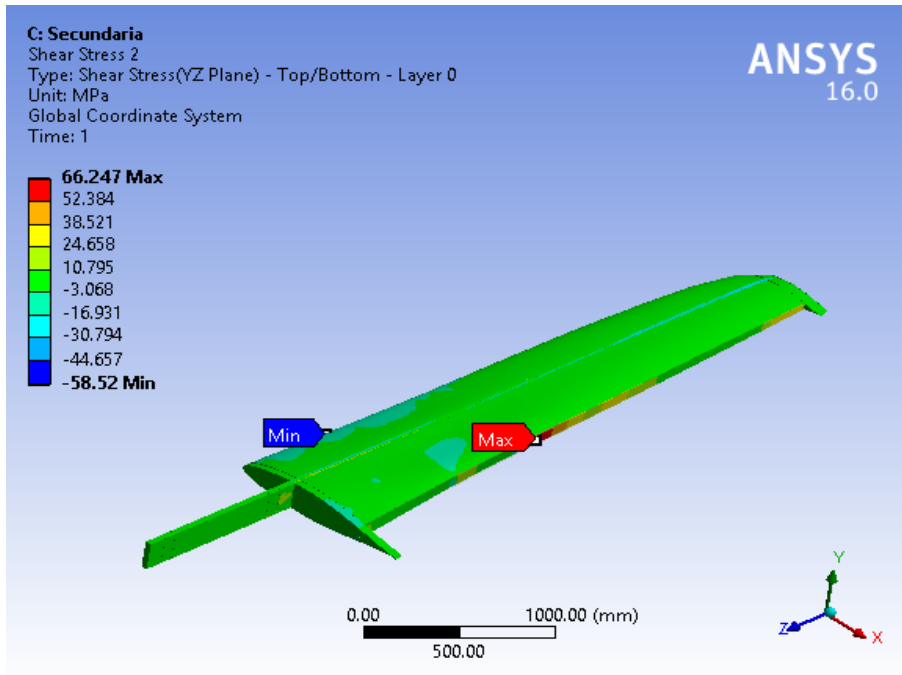


Figura 7.12: Tensão de corte no plano yz

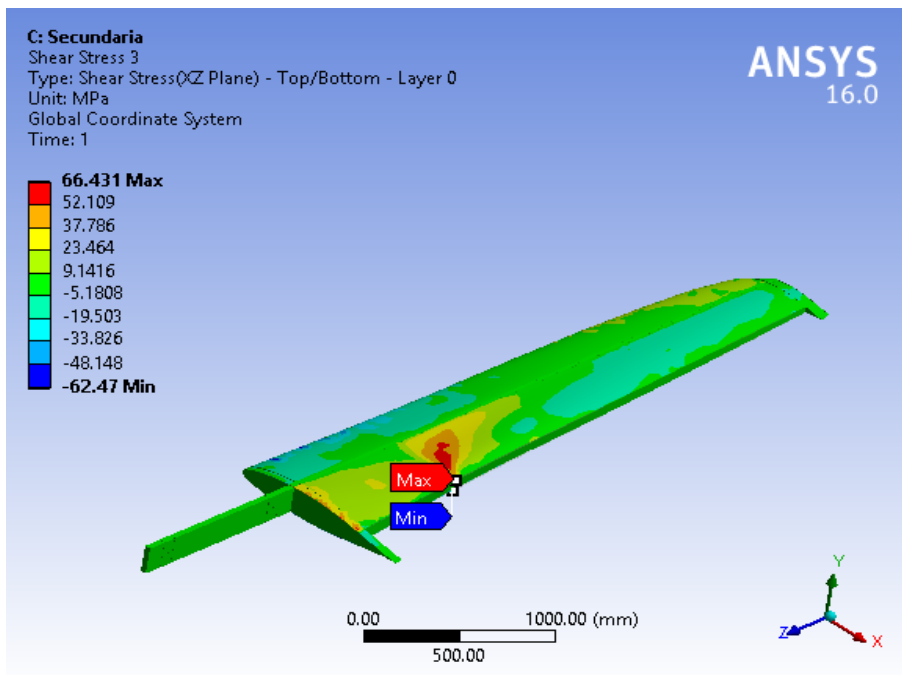


Figura 7.13: Tensão de corte no plano xz

Anexo G - Simulação: E. Horizontal

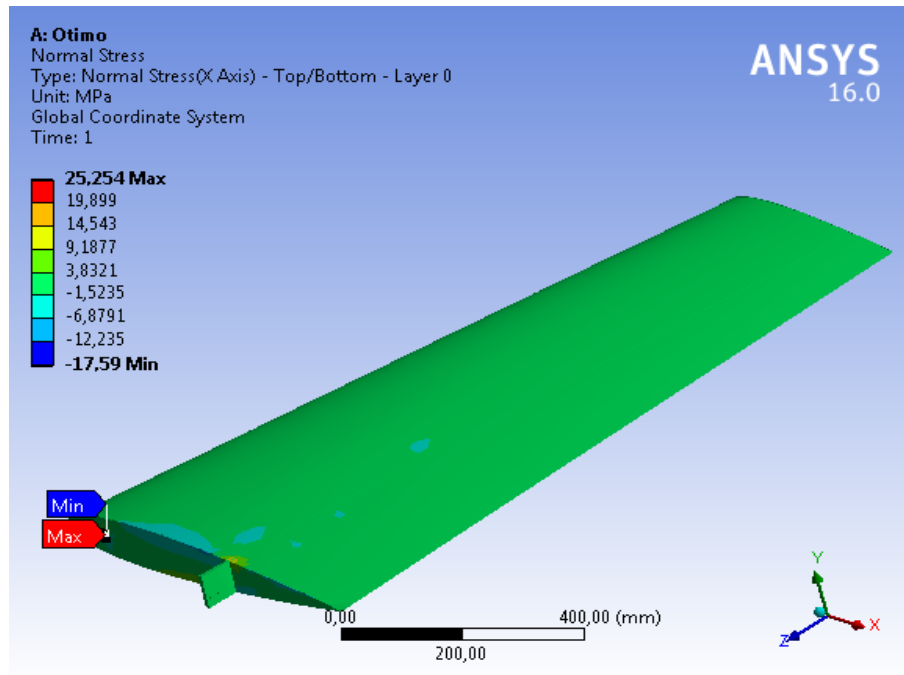


Figura 7.14: Empenagem horizontal final. Tensão direta em x

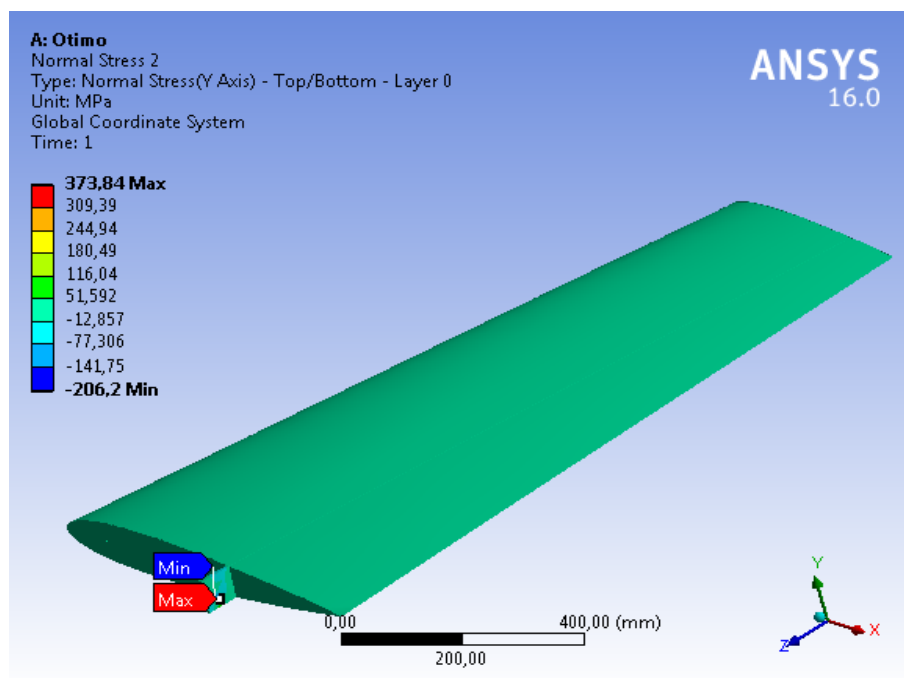


Figura 7.15: Empenagem horizontal final. Tensão direta em y

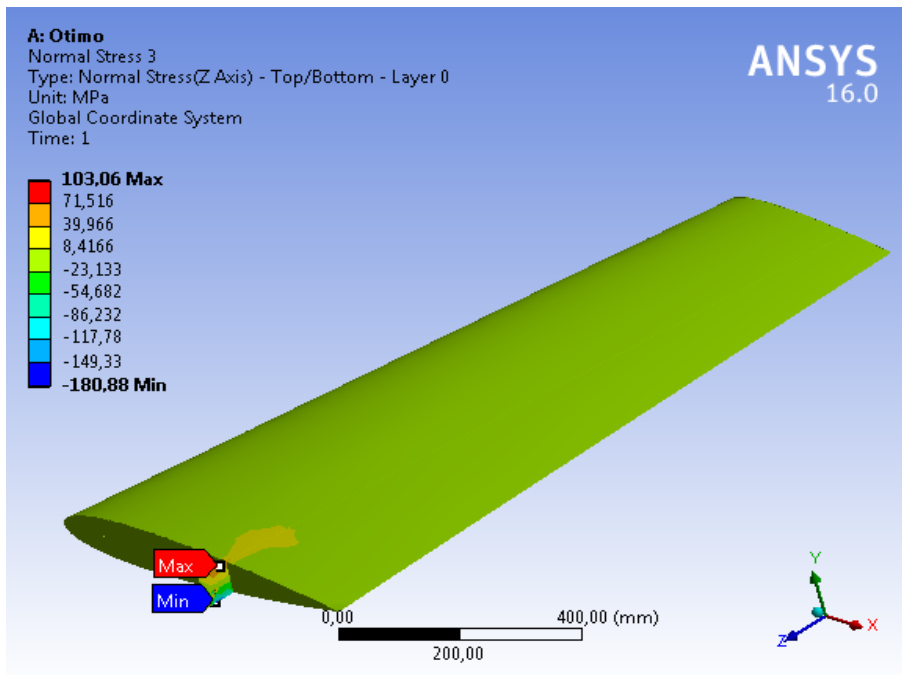


Figura 7.16: Empenagem horizontal final. Tensão direta em z

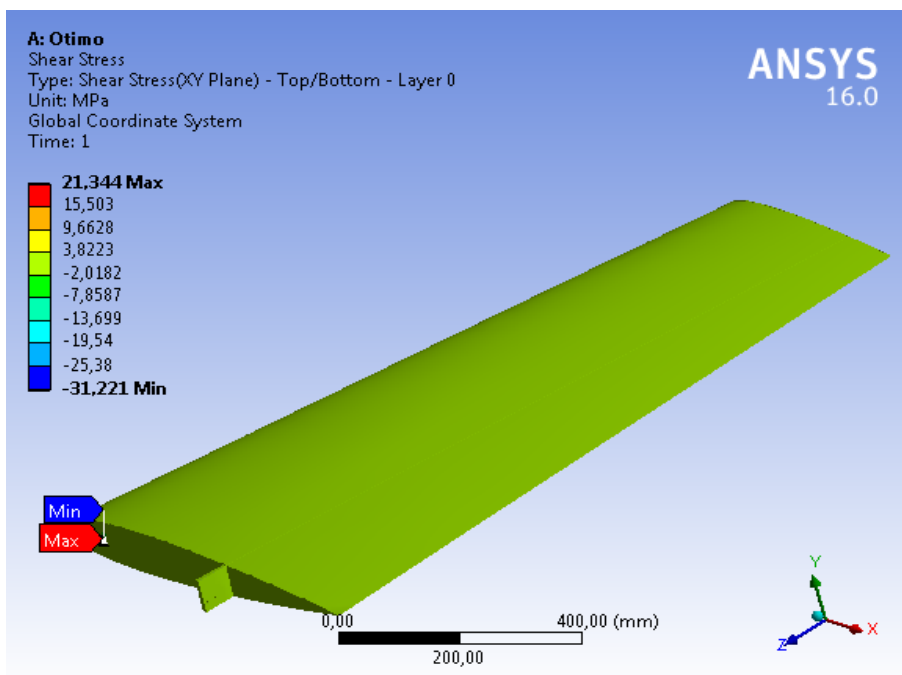


Figura 7.17: Empenagem horizontal final. Tensão de corte no plano xy

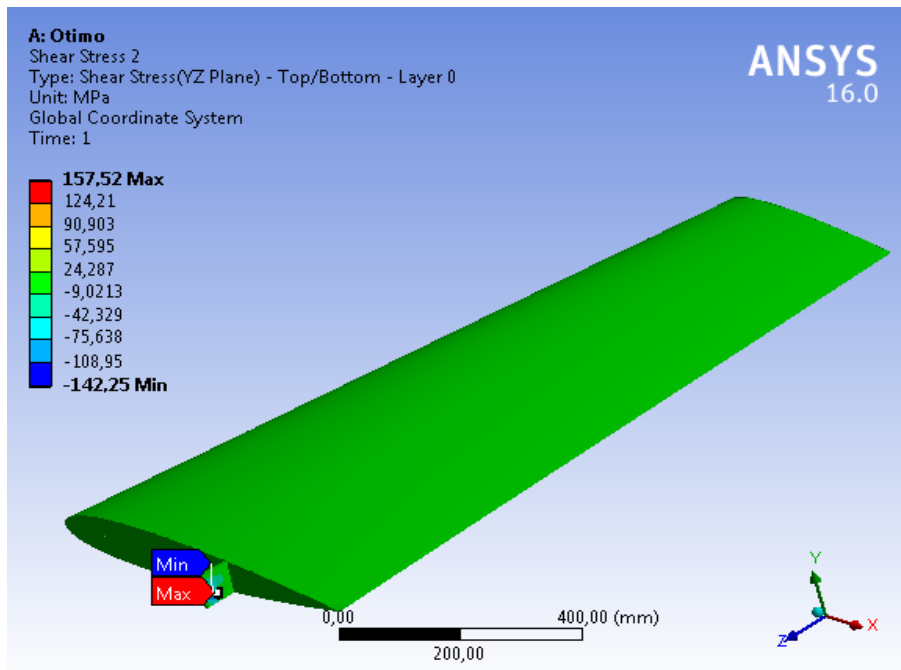


Figura 7.18: Empenagem horizontal final. Tensão de corte no plano yz

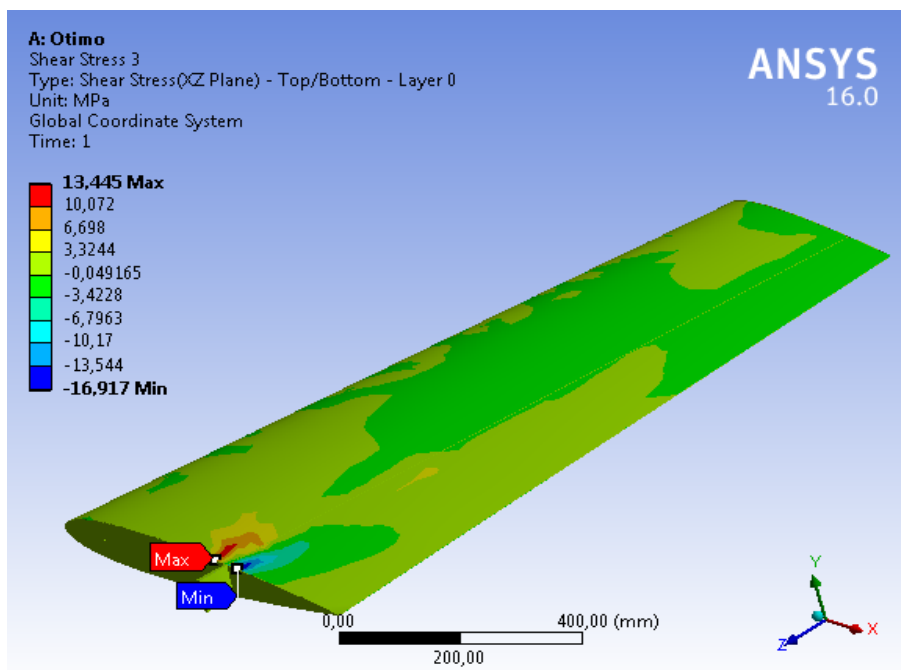


Figura 7.19: Empenagem horizontal final. Tensão de corte no plano xz

Anexo H - Simulação: Fuselagem

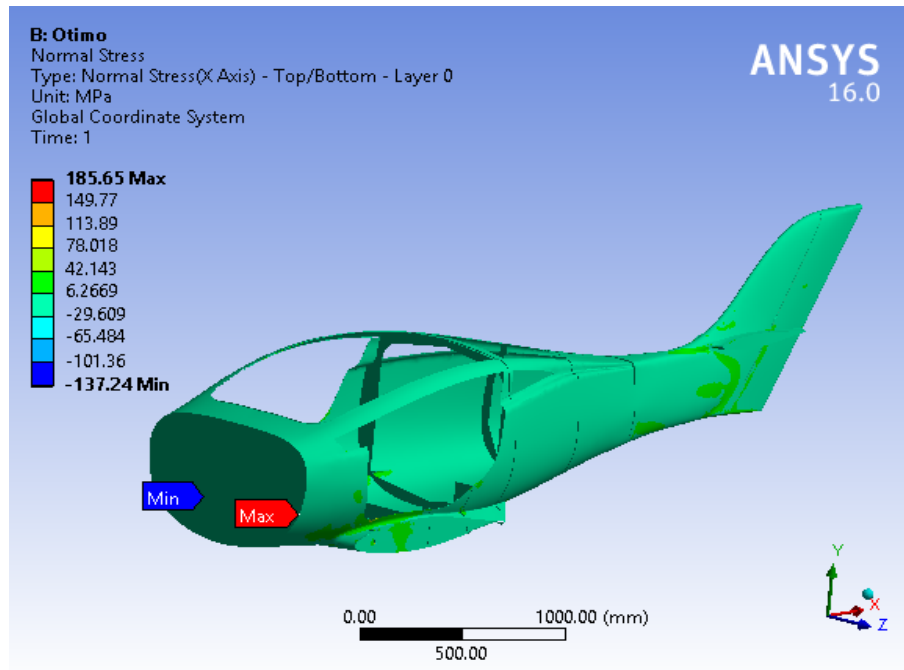


Figura 7.20: Fuselagem final. Tensão direta em x

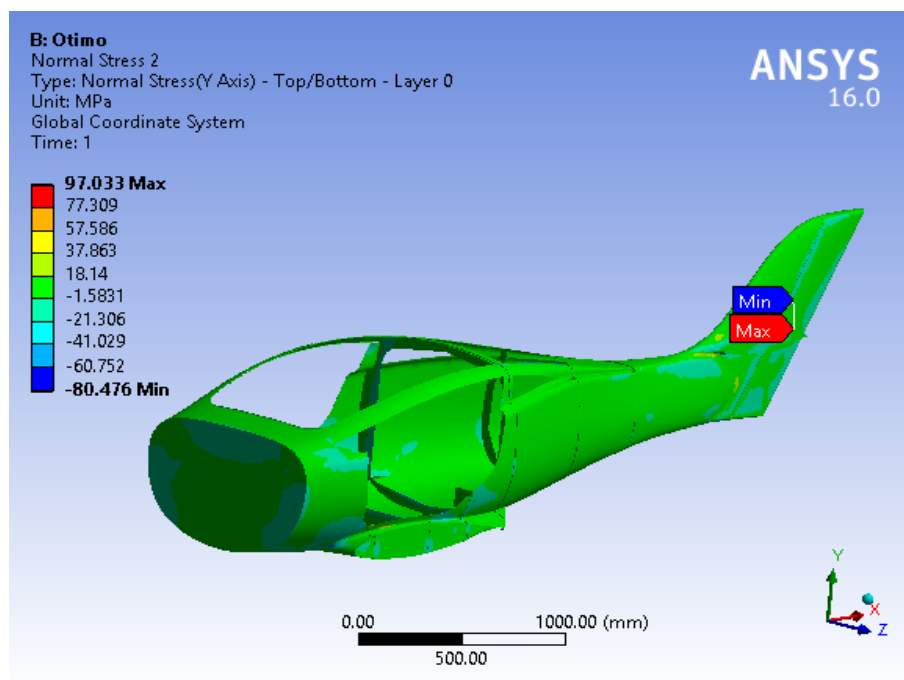


Figura 7.21: Fuselagem final. Tensão direta em y.

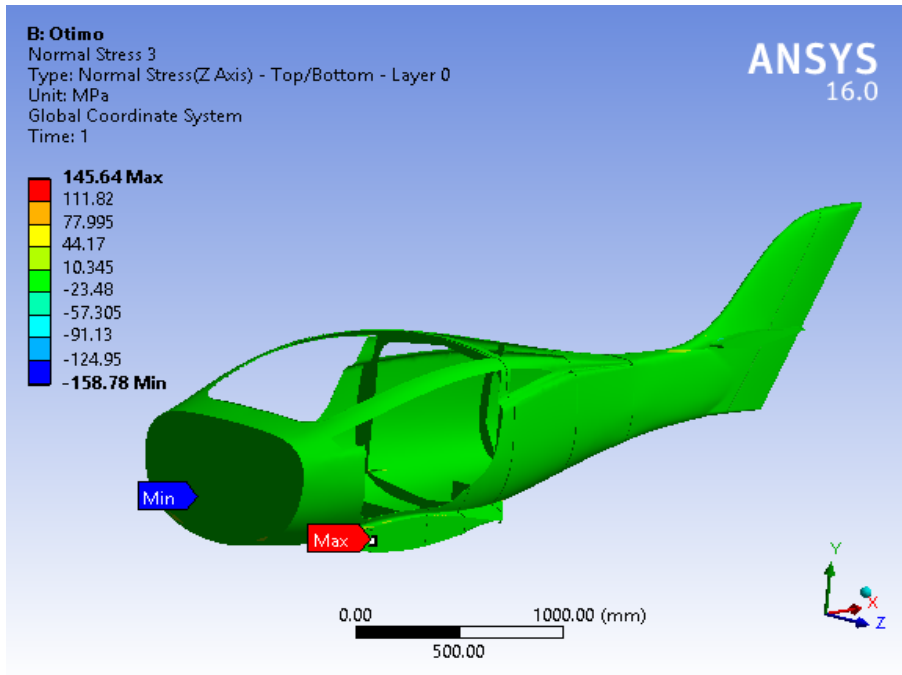


Figura 7.22: Fuselagem final. Tensão direta em z.

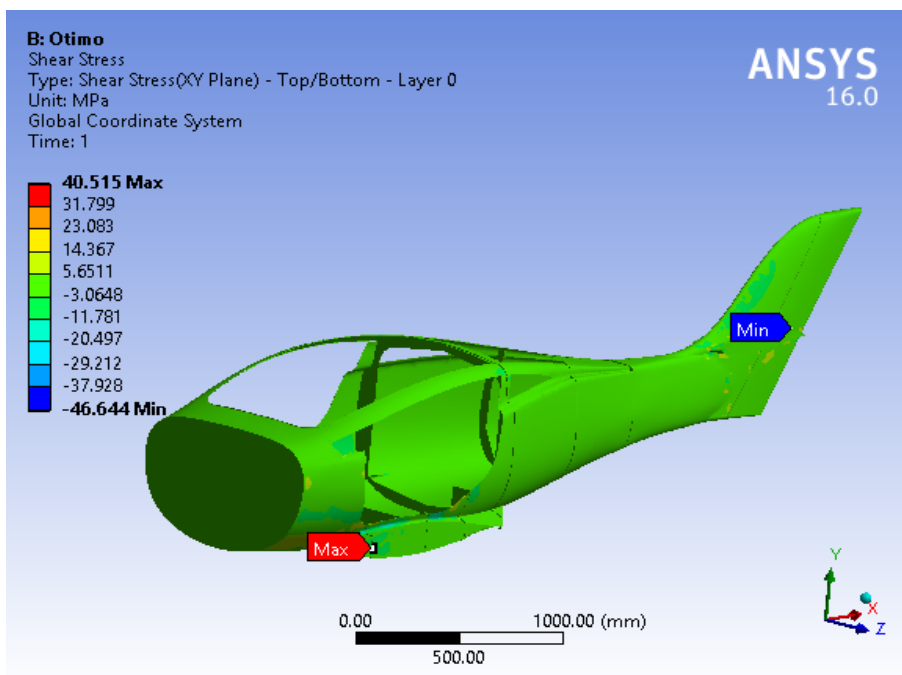


Figura 7.23: Fuselagem final. Tensão de corte no plano xy.

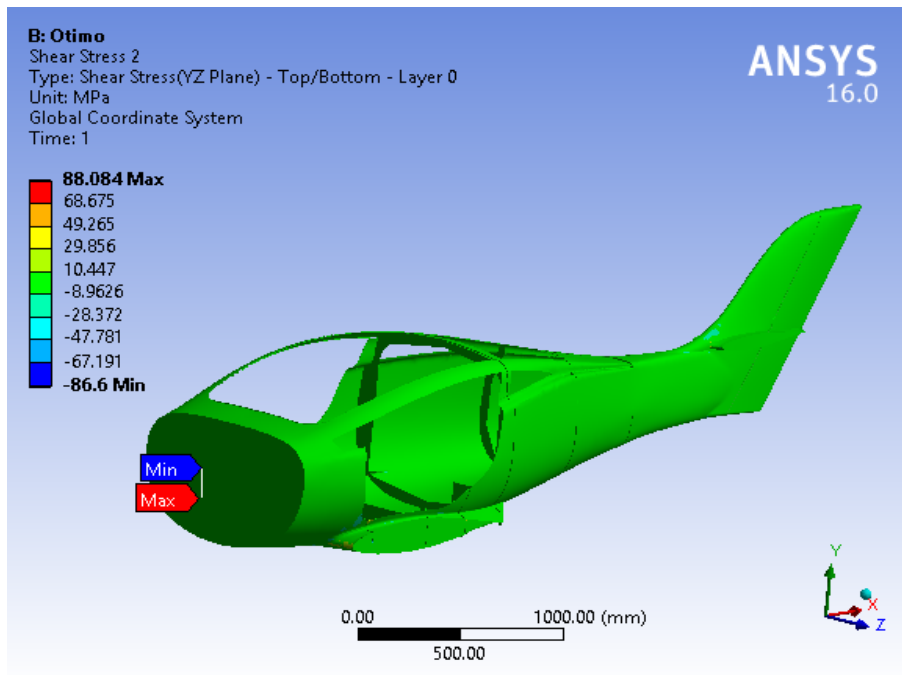


Figura 7.24: Fuselagem final. Tensão de corte no plano yz.

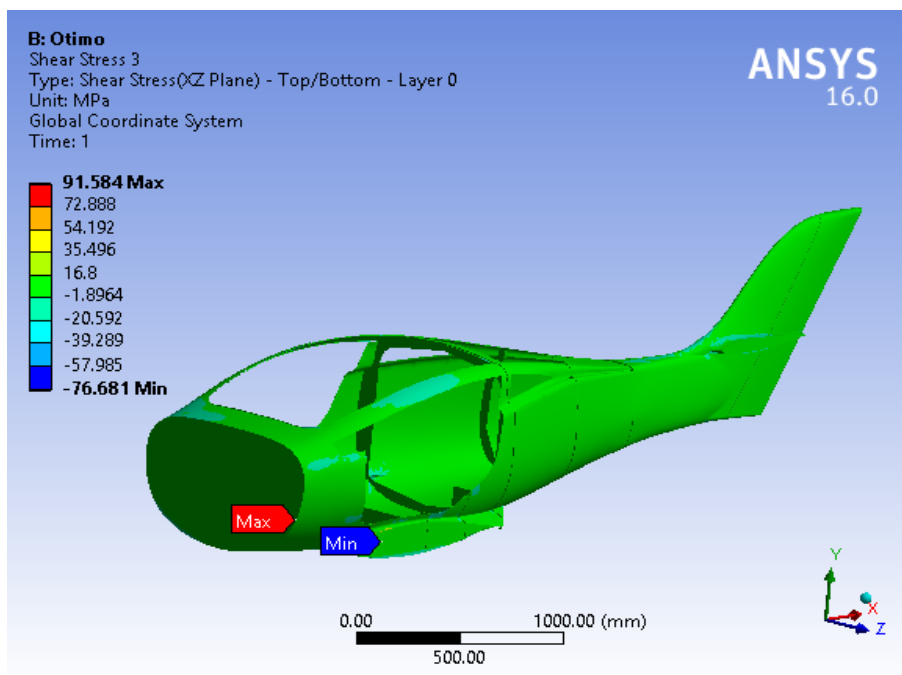


Figura 7.25: Fuselagem final. Tensão de corte no plano xz